

Федеральное государственное автономное образовательное
учреждение высшего образования
«Национальный исследовательский Томский государственный университет»

На правах рукописи

Золоторёв Николай Николаевич

**ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В ГИБРИДНОМ
РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ ПРЯМОЙ СХЕМЫ**

01.04.17 – Химическая физика, горение и взрыв, физика экстремальных
состояний вещества

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:
доктор физико-математических наук,
профессор Архипов Владимир Афанасьевич

Томск – 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ	4
ВВЕДЕНИЕ	6
1. ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	18
ВЫВОДЫ ПО ПЕРВОЙ ГЛАВЕ	32
2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ КОМПОЗИЦИЙ ДЛЯ РДТТ И ГРД.....	34
2.1. ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ КОМПОЗИЦИИ ДЛЯ РДТТ	34
2.1.1. Характеристики исследуемых компонентов	35
2.1.2. Исследуемые составы	36
2.1.3. Анализ результатов расчетов	37
2.2. ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ КОМПОЗИЦИИ ДЛЯ ГРД.....	40
2.2.1. Основные компоненты топливных композиций.....	41
2.2.2. Исследуемые составы	43
2.2.3. Анализ результатов расчетов	45
ВЫВОДЫ ПО ВТОРОЙ ГЛАВЕ	54
3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАЖИГАНИЯ И ГОРЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОМПОЗИЦИЙ ВЭМ.....	55
3.1. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОБРАЗЦОВ	55
3.2. ЗАЖИГАНИЕ ОБРАЗЦОВ ВЭМ	60
3.2.1. Методы исследования образцов ВЭМ	60
3.2.2. Результаты исследования	65
3.2.3. Определение констант формальной кинетики	68
3.2.4. Зажигание ВЭМ при динамических режимах нагрева	79
3.3. ГОРЕНИЕ ОБРАЗЦОВ ВЭМ	85

3.3.1. Методика исследования горения образцов ВЭМ при изменении внешнего давления	85
3.3.2. Результаты исследования горения образцов ВЭМ	86
ВЫВОДЫ ПО ТРЕТЬЕЙ ГЛАВЕ	93
4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ФАКЕЛА РАСПЫЛА ЖИДКОГО КОМПОНЕНТА ТОПЛИВА.....	94
4.1. МЕТОДЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ	95
4.1.1. Пневмогидравлический стенд.....	95
4.1.2. Метод измерения дисперсности капель	96
4.1.3. Метод измерения структуры факела распыла.....	102
4.2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ	107
4.2.1. Модельные жидкости.....	107
4.2.2. Исследуемые форсунки	109
4.2.3. Структура факела распыла	114
4.2.4. Дисперсность капель в факеле распыла.....	119
ВЫВОДЫ ПО ЧЕТВЕРТОЙ ГЛАВЕ	125
5. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА В ГИБРИДНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ	127
5.1. ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ГОРЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА ГРД	127
5.1.1. Модель горения твердотопливного заряда.....	128
5.1.2. Оптимизация твердотопливного заряда ГРД	132
5.1.3. Анализ результатов моделирования.....	134
5.2. РАЗРАБОТКА ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧИХ ПРОЦЕССОВ В МОДЕЛЬНОМ ГРД	137
5.2.1. Лабораторный стенд для исследования модельного ГРД.....	137
5.2.2. Результаты отработки стенда.....	145
ВЫВОДЫ ПО ПЯТОЙ ГЛАВЕ	148
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	150
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	152

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

a – коэффициент температуропроводности;

c – удельная теплоемкость;

D – диаметр капель;

D_{32} – средний объемно-поверхностный диаметр капель;

E – энергии активации;

$F(D)$ – интегральная функция счетного распределения капель по размерам;

$f(D)$ – дифференциальная функция счетного распределения капель по размерам;

G – массовый секундный расход;

$I_{уд}$ – удельный импульс;

$I(\theta)$ – индикатриса рассеяния;

p – давление;

\bar{Q} – усредненный фактор эффективности ослабления;

q – поверхностная плотность потока излучения;

R – газовая постоянная продуктов сгорания;

T – температура;

t – время;

t_{ign} – время задержки зажигания;

u – линейная скорость горения твердотопливного заряда;

y – плотность потока окислителя;

z – предэкспоненциальный множитель;

δ – толщина пленки жидкости в выходном сечении сопла форсунки;

θ – угол рассеяния;

ρ – плотность;

λ – коэффициент теплопроводности, длина волны излучения;

μ – коэффициент динамической вязкости;

σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкости;

φ – коэффициент расхода;

A – геометрическая характеристика центробежной форсунки;

Oh – число Онезорге;

Re – число Рейнольдса;

We – число Вебера;

α – параметр дифракции (параметр Ми);

β – число Аррениуса;

ВЭМ – высокоэнергетический материал;

ГРД – гибридный ракетный двигатель;

ГСВ – горючее-связующее;

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель;

РДТТ – твердотопливный ракетный двигатель;

ТГМ – твердый горючий материал;

ТРТ – твердое ракетное топливо;

ЦБФ – центробежная форсунка;

ЭФ – эжекционная форсунка.

ВВЕДЕНИЕ

Гибридный ракетный двигатель (ГРД) относится к классу двигательных установок на комбинированном топливе с пространственно разделенными горючим и окислителем. В ГРД "прямой схемы" в качестве горючего используется заряд твердого горючего материала (ТГМ), горящий в потоке распыленного жидкого или газообразного окислителя. В ГРД "обратной схемы" используют распыленное жидкое или газообразное топливо в качестве горючего и твердый окислитель. Впервые гибридный ракетный двигатель ГИРД-9, работающий на сгущенном бензине и газообразном кислороде, был создан С. П. Королевым и М. К. Тихонравовым в 20-х годах прошлого века. В дальнейшем интенсивные исследования в области разработки ГРД проводились как в Европе, так и в США.

В связи с созданием смесевых металлизированных твердых топлив, конкурентоспособных по энергетическим характеристикам с жидкими ракетными топливами, ключевое направление в развитии ракетного двигателестроения связано, в основном, с разработкой твердотопливных (РДТТ) и жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) широкой номенклатуры. Следует отметить попытку применить гибридный ракетный двигатель в частном пилотируемом суборбитальном космическом корабле SpaceShipTwo с горючим на основе гранулированного полиамида и закисью азота (окислитель).

Интенсификация космических программ в последнее десятилетие стимулирует интерес к исследованиям рабочих процессов в гибридных схемах ракетных двигателей, о чем свидетельствует возрастающий объем публикаций в этой области. Это связано с тем, что ГРД обладает рядом преимуществ по сравнению с классическими схемами ЖРД и РДТТ.

По сравнению с ЖРД гибридный ракетный двигатель имеет преимущества:

- простота конструкции;

- отсутствие сложной системы охлаждения камеры сгорания;
- более низкая стоимость и короткий цикл производства.

По сравнению с РДТТ гибридный ракетный двигатель имеет преимущества:

- отсутствие взрывчатых веществ в составе ТГМ;
- нечувствительность к дефектам твердотопливного заряда;
- более высокие значения удельного импульса тяги;
- возможность регулирования тяги и многократного включения.

Указанные преимущества позволяют использовать ГРД в качестве космических двигательных установок разного назначения – от тяговых двигателей первых ступеней ракет до регулируемых двигателей систем ориентации, управления, мягкой посадки и др. Для практической реализации данного класса двигателей необходимо обеспечить высокие энергетические характеристики, устойчивость процесса горения твердотопливного заряда и эффективность процесса распыливания жидкого компонента топлива.

Актуальность тематики исследования связана с необходимостью разработки одной из наиболее перспективных схем ракетного двигателя – ГРД "прямой схемы", обладающего рядом преимуществ по сравнению с жидкостными ракетными двигателями и ракетными двигателями на твердом топливе. Для практической реализации гибридного ракетного двигателя необходимо проведение детальных исследований рабочих процессов в двигателе (экспериментально-теоретическое исследование характеристик зажигания перспективных топливных композиций, процесса распыливания жидкого компонента топлива, закономерностей горения твердотопливного заряда в потоке окислителя), которые более сложны и гораздо менее исследованы, чем для классических схем ракетных двигателей на жидком и твердом топливах. Исследование рабочих процессов в гибридном ракетном двигателе экономически целесообразно осуществлять на модельных экспериментальных установках с использованием методов теории подобия и анализа размерностей.

Целью диссертационной работы является экспериментально-теоретическое исследование рабочих процессов в гибридном ракетном двигателе прямой схемы.

Для достижения поставленной цели решались следующие **задачи**.

1. Выбор новых перспективных составов высокоэнергетических материалов (ВЭМ) и зарядов ТГМ, содержащих в качестве металлических горючих порошки алюминия, бора, диборида алюминия (AlB_2), полиборида алюминия (AlB_{12}) и диборида титана (TiB_2), и термодинамические расчеты характеристик указанных составов.

2. Разработка лабораторных стендов и методик для исследования процессов зажигания и горения образцов ВЭМ и зарядов ТГМ, изготовление экспериментальных образцов рассматриваемых ВЭМ и зарядов ТГМ.

3. Проведение комплекса экспериментальных исследований процессов зажигания и горения образцов ВЭМ и зарядов ТГМ. Определение основных характеристик зажигания и горения образцов ВЭМ и зарядов ТГМ в зависимости от следующих условий: источник воздействующего теплового потока; интенсивность воздействующего теплового потока; изменение давления в диапазоне (0.1 ÷ 2.0) МПа.

4. Проведение экспериментального исследования характеристик распыливания жидкого компонента топлива ГРД на модельных компонентах. Определение пространственного распределения концентрации и дисперсности капель в факеле распыла центробежной (ЦБФ) и эжекционной (ЭФ) форсунки в лабораторных условиях.

5. Разработка математической модели процесса горения твердотопливного заряда в потоке окислителя, оптимизация твердотопливного заряда ТГМ, обеспечивающая высокую полноту сгорания. Разработка лабораторного стенда для исследования рабочих процессов в модельном ГРД.

Новизна результатов исследований, проведенных в рамках диссертационной работы, состоит в предлагаемом подходе, включающем изучение комплекса рабочих процессов в ГРД "прямой схемы". Проведен выбор и получены результаты термодинамических расчетов новых перспективных твердотопливных композиций с борсодержащими компонентами.

Получены новые экспериментальные данные по характеристикам зажигания постоянным и переменным тепловым потоком рассмотренных составов ВЭМ и ТГМ. Определены константы формальной кинетики процесса зажигания твердотопливного заряда интегральным и монохроматическим потоком излучения.

Разработаны модифицированные установки для лазерной диагностики характеристик процесса распыливания жидкого компонента топлива в лабораторных условиях с использованием метода малых углов индикатрисы рассеяния и метода спектральной прозрачности. Получены новые результаты по дисперсности и пространственному распределению капель в факеле распыла центробежной и эжекционной форсунок.

Разработана математическая модель процесса горения твердотопливного заряда в потоке окислителя на основе которой впервые проведена оптимизация характеристик заряда ТГМ введением дополнительного окислителя. Проведена разработка и отладка экспериментального стенда для исследования рабочих процессов в модельном ГРД.

Степень достоверности результатов экспериментально-теоретических исследований, положений и выводов, полученных в работе, следует из применения современных взаимодополняющих методов экспериментального исследования, использования бесконтактных оптических методов диагностики факела распыла, сопоставлением полученных результатов с данными других исследователей в пересекающихся диапазонах параметров, статистической обработкой результатов измерений.

Научная значимость диссертационной работы заключается в том, что:

- расширены представления о характеристиках и механизмах зажигания в условиях постоянного и переменного потока, процессах горения ВЭМ и ТГМ с новыми перспективными борсодержащими компонентами;
- получены уточненные характеристики дисперсности распыливаемого жидкого компонента топлива ГРД для разных типов форсунок;

– обоснована возможность обеспечения равномерного горения заряда ТГМ в потоке окислителя путем введения дополнительного окислительного компонента в состав твердотопливного заряда.

Практическая значимость диссертационного исследования обусловлена потребностями ракетно-космической отрасли в повышении эффективности гибридного ракетного двигателя как одного из наиболее перспективных типов двигательных установок космического назначения.

Полученные результаты по константам формальной кинетики позволяют прогнозировать характеристики зажигания перспективных композиций ВЭМ и ТГМ с борсодержащими компонентами.

Модель горения заряда ТГМ в потоке окислителя может быть использована для расчета рабочих процессов как в модельных, так и в натурных ГРД "прямой схемы".

Использование метода оптимизации твердотопливного заряда, полученного в рамках диссертационного исследования, позволяет повысить полноту сгорания и энергетические характеристики гибридного ракетного двигателя.

Научные положения, результаты и выводы, выносимые на защиту.

1. Результаты экспериментального исследования характеристик зажигания новых перспективных образцов высокоэнергетических материалов, содержащих порошки алюминия, бора, диборида алюминия, полиборида алюминия и диборида титана, при нагреве лучистым тепловым излучением и излучением CO₂-лазера.

2. Определение констант формальной кинетики процесса зажигания перспективных образцов высокоэнергетических материалов на основе решения обратной задачи химической кинетики.

3. Результаты экспериментального исследования стационарной скорости горения новых перспективных образцов высокоэнергетических материалов в камере постоянного давления в диапазоне (0.1 ÷ 2.0) МПа.

4. Методики и результаты экспериментального исследования пространственного распределения концентрации и дисперсности капель в факеле

распыла жидкого компонента топлива гибридного ракетного двигателя для центробежной и эжекционной форсунки в лабораторных условиях.

5. Математическая модель процесса горения твердого горючего материала в потоке газообразного окислителя.

6. Метод и результаты оптимизации твердотопливного заряда гибридного ракетного двигателя "прямой схемы" введением дополнительного окислительного компонента, обеспечивающий высокую полноту сгорания.

7. Методика и результаты отработки экспериментального стенда, имеющего модульную конструкцию, для исследования процессов горения твердотопливного заряда в модельном гибридном ракетном двигателе.

Связь работы с научными программами и грантами.

Диссертационное исследование проведено в соответствии с тематикой научно-исследовательской работы кафедры прикладной газовой динамики и горения физико-технического факультета и отдела газовой динамики и физики взрыва Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Национального исследовательского Томского государственного университета, соответствующей приоритетным направлениям развития науки, технологий и техники в Российской Федерации, утвержденным указом Президента Российской Федерации от 07.07.2011 № 899, п. 8 «Транспортные и космические системы».

Результаты диссертационного исследования получены в том числе:

– при выполнении научно-исследовательских работ по гранту Российского научного фонда, проект № 15-19-10014 «Экспериментально-теоретическое исследование процессов динамического взаимодействия консолидированной системы частиц дисперсной фазы в двухфазных потоках», руководитель – В. А. Архипов, в составе исполнителей – Н. Н. Золоторёв (2014–2017 гг.);

– при проведении прикладных научных исследований в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», проект № 14.578.21.0034 «Разработка новых высокоэнергетических

материалов (ВЭМ) и технических решений для перспективных схем гибридных двигателей космического назначения», по теме «Разработка теоретических моделей и методик по расчету параметров физических процессов в ГРДТТ и при получении наноконпонентов ВЭМ», руководитель – А. С. Жуков, в составе исполнителей – Н. Н. Золоторёв (2014–2016 гг.).

Апробация работы.

Основные положения и результаты исследований, приведенные в диссертационной работе, представлены на следующих конференциях и семинарах:

- X Международная конференция «Высокоэнергетические материалы: демилитаризация, антитерроризм и гражданское применение» (Бийск, 03–05 сентября 2014);
- 7-я Международная конференция «Космический вызов XXI века. Новые материалы, технологии и приборы для космической техники» (Севастополь, Крым, 22–26 июня 2015);
- XXI Международная научная конференция студентов и молодых ученых «Современные техника и технологии» (Томск, 05–09 октября 2015);
- Всероссийская конференция «XXXII Сибирский теплофизический семинар» (Новосибирск, 19–20 ноября 2015);
- Всероссийская научно-техническая конференция «Авиадвигатели XXI века» (Москва, 24–27 ноября 2015);
- VI Всероссийская научная конференция с международным участием «Теплофизические основы энергетических технологий» (Томск, 13–15 октября 2015);
- XV Минский Международный форум по тепло- и массообмену (Минск, Беларусь, 23–26 мая 2016);
- XI Международная конференция по неравновесным процессам в соплах и струях (Алушта, Крым, 25–31 мая 2016);

- XII Международная конференция «Высокоэнергетические материалы: демилитаризация, антитерроризм и гражданское применение» (Томск, 07–09 сентября 2016);
- International Congress on «Energy Fluxes and Radiation Effects» (Tomsk, Russia, October, 2–7, 2016);
- IX Всероссийская научная конференция, посвященная 55-летию полета Ю.А. Гагарина «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики» (Томск, 21–25 сентября 2016);
- Международная молодежная научная конференция «Тепломассоперенос в системах обеспечения тепловых режимов энергонасыщенного технического и технологического оборудования» (Томск, 26–28 апреля 2017);
- Юбилейная конференция Национального комитета РАН по тепло- и массообмену «Фундаментальные и прикладные проблемы тепломассообмена» : труды конференции и XXI Школы-семинара молодых ученых и специалистов «Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках» (Санкт-Петербург, 22–26 мая 2017);
- XX Юбилейная Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (Алушта, Крым, 24–31 мая 2017);
- Всероссийская конференция с элементами научной школы для молодых ученых «XXXIII Сибирский теплофизический семинар» (Новосибирск, 06–08 июня 2017);
- 9th International Seminar on «Flame Structure» (Novosibirsk, Russia, July 10–14, 2017);
- XII Всероссийская конференция молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск–Шерегеш, 16–22 марта 2018);
- VI Всероссийская научно-техническая конференция «Фундаментальные основы баллистического проектирования» (Санкт-Петербург, 05–10 июня 2018);

- Всероссийская конференция с элементами научной школы для молодых ученых «XXXIV Сибирский теплофизический семинар» (Новосибирск, 27–30 августа 2018).

Основные результаты по теме диссертации представлены в 43 работах, в том числе 5 статей в журналах, включенных в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук (из них 4 статьи в журналах, переводные версии которых индексируются Web of Science), 10 статей в научных изданиях, индексируемых Web of Science и / или Scopus, 28 публикаций в сборниках материалов международных и всероссийских научных и научно-практических конференций.

Структура и объем диссертации.

Диссертация состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованной литературы. Объем диссертации составляет 168 страниц. Список использованных источников содержит 155 наименований.

Краткое изложение содержания

Во введении сформулированы цель и задачи исследований по теме диссертационной работы, обоснована актуальность темы и поставленных задач, представлены положения, выносимые на защиту, научная новизна, научная и практическая значимость результатов исследования.

В первой главе представлен аналитический обзор основных конструктивных схем гибридного ракетного двигателя. Показаны основные особенности, преимущества и недостатки ГРД в сравнении с классическими схемами ЖРД и РДТТ. Проанализированы работы зарубежных ученых (США, Франции, Японии, Италии, Израиля, Китая). На основании анализа современного состояния в области разработки конструкций гибридных двигательных установок проведено обоснование выбора направления, методов и средств экспериментальных и теоретических исследований по теме научно-квалификационной работы.

Во второй главе представлены результаты определения термодинамических характеристик исследуемых ВЭМ, содержащих в качестве металлических горючих порошки Al, В и соединений AlB_2 , AlB_{12} , TiB_2 . Содержание металлического горючего составляет до 15 мас. %. В качестве органического горючего связующего рассматривали инертный каучук СКДМ-80. Термодинамические характеристики рассчитаны при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 0.5$.

Рассчитаны термодинамические характеристики ВЭМ с окислителем на основе перхлората аммония (ПХА) и смешанного окислителя, содержащего 30 мас. % ПХА и 70 мас. % нитрата аммония (НА).

В третьей главе представлена методика изготовления экспериментальных образцов исследуемых составов ВЭМ и зарядов ТГМ. Изложены методики экспериментального исследования процесса зажигания образцов ВЭМ лучистым потоком на установке радиационного нагрева «Уран-1» и с использованием установки CO_2 -лазера (длина волны излучения 10.6 мкм, максимальная мощность – до 200 Вт). Время задержки зажигания в зависимости от мощности излучения теплового потока определялось по результатам измерений при варьировании интенсивности потока в диапазоне $(14 \div 100)$ Вт/см². Представлены результаты характеристик зажигания образцов ВЭМ переменным тепловым потоком.

Измерение скорости горения модельных составов при $p = \text{const}$ ($p = (0.1 \div 2.0)$ МПа) проводили в камере постоянного давления при начальной температуре 295 К. При давлении 0.1 МПа серия экспериментов проведена в воздушной среде. Для определения скорости горения образцов ВЭМ при повышенных давлениях установка была снабжена баллоном высокого давления и ресивером. При этом образцы сжигались в инертной среде. Для зажигания использовалась нихромовая спираль, размещенная на торцевой поверхности исследуемого образца ВЭМ. Скорость горения измеряли по видеозаписям процесса горения. Процесс горения регистрировался скоростной видеокамерой

CITIUS IMAGING C100 CENTURIO (скорость видеосъемки – 1600 кадров в секунду). Полученные данные обрабатывались статистическими методами.

Представлены результаты определения констант формальной химической кинетики процесса зажигания (энергии активации E и произведения предэкспоненциального множителя z на тепловой эффект реакции Q), полученные на основании решения обратной кинетической задачи.

В четвертой главе рассмотрены методы и результаты экспериментального исследования характеристик факела распыла модельных жидкостей (дистиллированная вода и керосин) при распыливании центробежной и эжекционной форсунками. Исследование проводилось на модельном пневмогидравлическом стенде с системой оптической диагностики. Распыливание проводилось при варьировании расхода модельной жидкости и воздуха на входе в форсунку. Дисперсность капель в факеле распыла ЦБФ и ЭФ определялась методом малоугловой индикатрисы рассеяния.

Для измерения пространственного распределения концентрации капель (метод спектральной прозрачности) и функции распределения капель по размерам (метод малых углов индикатрисы рассеяния) в факеле распыла разработан лазерно-диагностический комплекс. С целью повышения точности и информативности результатов измерений разработана новая схема установок, реализующая используемые методы измерений.

Пятая глава посвящена анализу характеристик горения твердотопливного заряда в потоке газообразного окислителя. Предложена математическая модель и приведены результаты расчетов параметров потока окислителя и скорости горения одноканального твердотопливного заряда ТГМ. Получено, что плотность потока окислителя монотонно уменьшается по длине осесимметричного канала в процессе горения.

Для обеспечения равномерности и полноты сгорания твердотопливного заряда ГРД и, следовательно, высоких энерготяговых характеристик двигателя предложен способ оптимизации ТГМ. Суть способа заключается во введении в состав ТГМ дополнительного твердого окислителя. При этом твердый окислитель

необходимо неравномерно распределять по длине заряда таким образом, чтобы уменьшающаяся по длине канала плотность потока окислителя компенсировалась введенным в состав твердотопливного заряда твердого окислителя.

Разработан экспериментальный стенд для исследования процессов горения образцов ТГМ в потоке нагретого газа в модельном ГРД, включающий системы подачи и подогрева газа, системы контроля параметров газа и тягоизмерительный стенд с модельным двигателем. Модульная конструкция стенда позволяет адаптировать его конфигурацию для исследований при решении конкретных задач. При отработке модельного ГРД с твердотопливным зарядом ТГМ получены данные о температуре газа в форкамере, температуре и давлении в камере двигателя, данные измерений тяги двигателя.

В заключении сформулированы основные результаты, полученные в диссертации.

Работа выполнена на кафедре прикладной газовой динамики и горения физико-технического факультета и в лаборатории № 11 Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета.

Автор выражает благодарность научному руководителю, доктору физико-математических наук, профессору В. А. Архипову за практическую помощь в решении задач исследования и сотрудникам отдела № 10 НИИПММ ТГУ за помощь в проведении комплекса экспериментальных исследований по теме диссертационной работы и ценные замечания при обсуждении результатов.

1. ИССЛЕДОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Гибридный ракетный двигатель относится к классу двигательных установок на комбинированном топливе с пространственно разделенными горючим и окислителем и включает заряд твердого горючего материала, горящего в потоке распыленного жидкого или газообразного окислителя (ГРД "прямой схемы"), или заряд твердого окислителя, горящего в потоке распыленного жидкого или газообразного горючего (ГРД "обратной схемы") [1]. Первый в мире гибридный ракетный двигатель ГИРД-9, работающий на сжатом бензине и газообразном кислороде, был разработан С. П. Королевым и М. К. Тихонравовым в 20-х годах прошлого века [2]. В дальнейшем интенсивные исследования в области разработки ГРД проводились как в Европе, так и в США [3, 4].

В связи с созданием смесевых металлизированных твердых топлив, конкурентоспособных по энергетическим характеристикам с жидкими ракетными топливами, ключевое направление в развитии ракетного двигателестроения связано, в основном, с разработкой твердотопливных и жидкостных ракетных двигателей широкой номенклатуры. В настоящее время ГРД в качестве силовых установок серийных летательных аппаратов практически не используются. Следует отметить попытку применить гибридный ракетный двигатель, работающий на топливной смеси на основе гранул полиамида и закиси азота, в частном пилотируемом суборбитальном космическом корабле SpaceShipTwo [5].

Интенсификация космических программ в последнее десятилетие стимулировала интерес к исследованиям рабочих процессов в гибридных схемах ракетных двигателей, о чем свидетельствует возрастающий объем публикаций в этой области [6–16]. Это связано с тем, что ГРД обладает рядом преимуществ по сравнению с классическими схемами жидкостного и твердотопливного ракетных двигателей [9].

По сравнению с ЖРД гибридный двигатель обладает простотой конструкции, отсутствием сложной системы охлаждения камеры сгорания, по сравнению с РДТТ – нечувствительностью к дефектам твердотопливного заряда (наличию трещин, пор или раковин), повышенными значениями удельного импульса тяги, возможность осуществлять регулировку тяги и многократное включение двигателя.

Отмеченные преимущества позволяют использовать ГРД в качестве космических двигательных установок разного назначения – от тяговых двигателей первых ступеней ракет до регулируемых двигателей систем ориентации, управления, мягкой посадки, и др. Для практической реализации данного класса двигателей необходимо обеспечить высокие энергетические характеристики ГРД, которые позволяют снизить стоимость запуска и вывода на орбиту космических аппаратов.

Характерной особенностью ГРД является использование в нем горючего и окислителя, находящихся в различных агрегатных состояниях. Это позволяет выбрать топливные компоненты, которые обычно химически несовместимы, а при использовании в ГРД обладают высокими энергетическими характеристиками.

Ключевым вопросом при повышении энерготяговых характеристик ГРД является разработка нового класса топливных композиций с более высокими значениями удельного импульса тяги. Проводимые в ряде стран исследования по повышению эффективности техники, использующей в своем составе высокоэнергетические материалы – твердые ракетные топлива, газогенерирующие композиции, пиротехнические составы, взрывчатые вещества – направлены, как правило, на синтез новых химических соединений с более высоким энергетическим потенциалом.

Необходимо отметить, что при создании ВЭМ с принципиально новыми химическими соединениями, в частности, с нитраминами (октоген, гексоген) и с активными горючими связующими, требуется существенная модернизация

существующих технологий. Это связано с большими экономическими и временными затратами.

Представляется перспективным альтернативное направление – модификация свойств известных ВЭМ за счет использования наноразмерных порошков металлов, окислителей, катализаторов, способных обеспечить большую скорость выделения энергии в процессе горения, а также за счет частичной или полной замены традиционно используемого порошка алюминия на более высокоэнергетические добавки (бор, бориды алюминия и титана).

Экспериментальные и теоретические исследования процессов воспламенения и горения топливных композиций ГРД, содержащих перспективные топливные компоненты, позволят разработать научно-технические основы для создания нового класса твердых горючих материалов повышенной эффективности с возможностью глубокого регулирования основных баллистических характеристик гибридных двигательных установок космических аппаратов.

При использовании перспективных компонентов в составе ТГМ необходимо учитывать, что создание и внедрение новых ТГМ, рассматриваемых как сложные физико-химические системы, должно сопровождаться улучшением их технических характеристик по сравнению с существующими топливными композициями ГРД.

Задача проведения исследований экспериментальных образцов высокоэнергетических топливных композиций и зарядов ГРД на их основе состоит в изучении закономерностей и механизмов воспламенения ТГМ, содержащих новые компоненты, влияния дисперсности и процентного содержания порошков на закон скорости горения твердотопливного заряда ГРД в потоке окислителя, условий устойчивости горения.

Из анализа научно-технической и патентной литературы можно констатировать, что отечественные исследователи внесли существенный вклад в развитие теории и практической отработки гибридных ракетных двигателей

(Е.Б. Волков, Р.Г. Голлендер, Л.Г. Головков, А.М. Губертов, А.С. Коротеев, Г.Ю. Мазинг, В.В. Миронов, Б.В. Орлов, Ю.Н. Шишкин и др.) [1, 9, 11, 17-19].

В настоящее время интенсивность проведения работ по данной тематике в России, по-видимому, существенно уступает наблюдаемой активности ученых из США, Франции, Японии, Италии, Израиля, Китая. Среди зарубежных исследователей в области гибридных двигательных установок можно выделить Л. ДеЛука (Италия), А. Карабейоглу (Турция, США), Р. Шен (Китай), Т. Шимада (Япония) и др. [6–8, 10, 12-15].

Как показали работы авторов [1, 17], а также исследования [9, 11], в значительной степени перечисленным выше требованиям отвечают гибридные ракетные двигатели, работающие на твердом горючем и жидком или газообразном окислителе [1, 20, 21].

Гибридные ракетные двигатели могут быть разделены на несколько типов (рисунок 1.1). Типовой ГРД "прямой схемы" состоит из твердотопливной шашки, находящейся в камере сгорания, и газообразного или жидкого окислителя, хранящегося в отдельном резервуаре и подающемся под давлением в камеру сгорания (типичные конфигурации определяются в зависимости от вида топлива и цели применения).

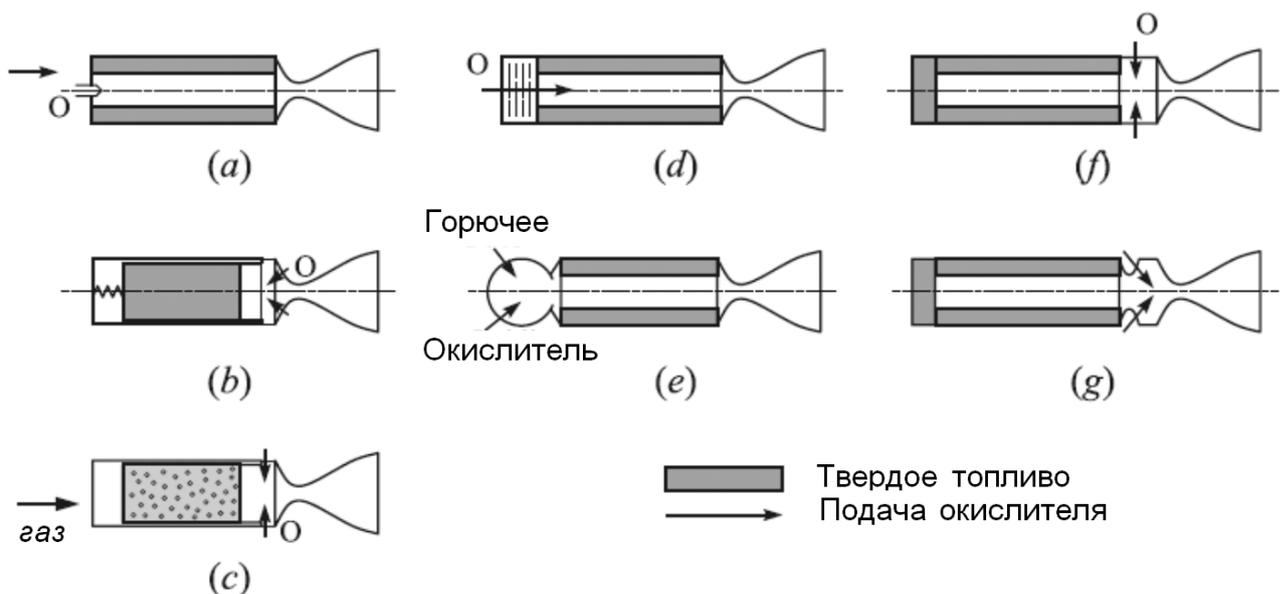


Рисунок 1.1 – Типичные конструкции гибридных двигателей [22]

a) жидкость-твердое топливо; *b)* подача твердого вещества; *c)* подача геля; *d)* газ-твердое топливо; *e)* смесь газов – твердое топливо; *f)* жидкость-газ: впрыск окислителя на выходе из камеры; *g)* впрыск окислителя с помощью инжектора

Среди всех проектных решений, упомянутых выше, основное внимание получил стандартный гибридный двигатель (рисунок 1.1 *a)*.

Отмеченные выше преимущества гибридных ракетных двигателей в плане производительности, простоты, безопасности, надежности, низкой стоимости разработки, снижения загрязнения окружающей среды, делают их одной из перспективных систем двигательных установок следующего поколения. Тем не менее, развитие гибридных двигателей еще не достигло того же уровня проработанности традиционных двигателей на твердых и жидких топливах. Поэтому, в связи с активным интересом к ГРД, гибридные системы нуждаются в более глубоком понимании физико-химических явлений, контролирующих процесс горения, и газодинамических внутрикамерных процессов в двигателе. Изучение сложного взаимодействия процессов динамики жидкостей, пиролиза твердого топлива, распыления и испарения окислителя, смешивания и горения газовой фазы, является актуальной задачей.

Ракетные двигатели на гибридном топливе обеспечивают приемлемую безопасность и эксплуатационные характеристики, которые делают их перспективными для широкого спектра приложений, включая двигатели ракет-носителей, "верхних" ступеней, тактических и стратегических ракетных комплексов, а также в развивающейся области коммерческого космического транспорта. Хотя процесс горения и характеристики гибридного ракетного двигателя исследуются в течение шести десятилетий, развитие и затраты на доработку опытных двигателей были существенно меньше по сравнению с таковыми на развитие жидкостных или твердотопливных ракетных двигателей. Пригодность для хранения и готовность к запуску твердотопливных ракетных двигателей исторически являлось преимуществом для военного применения, в то время как гражданское применение ориентировалось на реализующийся высокий удельный импульс жидкостных ракетных двигателей. Тем не менее, современный

акцент на большую безопасность, низкие расходы по запуску, экологически чистые компоненты ракетного топлива, надежность двигательной системы и возможность управления тягой усилили интерес к гибридным системам. Кроме того, следует отметить, что ряд успешных стартов систем SpaceShipOne и SpaceShipTwo (частный суборбитальный пилотируемый космический корабль многоразового использования), использовали гибридные ракетные двигатели.

Ранние и последующие разработки двигателей на гибридном ракетном топливе [22-27] датируются начиная с 1930-х годов: первый зарегистрированный полет произошел в августе 1933 года. Ракета ГИРД-09, разработанная С. П. Королевым и М. К. Тихонравовым, диаметром 180 мм и тягой 500 Н ракета достигла высоты 1500 м. В основе топлива были сгущенный бензин (желеобразный раствор канифоли в бензине) и сжиженный кислород в баллонах. Горючее размещалось непосредственно в камере сгорания между стенкой камеры и центральной перфорированной трубкой. В середине 1940-х годов Тихоокеанское ракетное общество (США) провело испытания гибридного двигателя, работающего на жидком кислороде со смесью воска и химически чистого угля на основе каучука или дерева (ель Дугласа). Ряд пусков был успешным. Последний полет такой ракеты датирован июнем 1951, когда ракета XDF с топливом на основе каучука достигла высоты около 9 км. В середине 1950-х годов корпорация General Electric провела более 300 испытаний гибридных двигателей на 90 % -ой перекиси водорода (каталитического разложения) и топлив на основе полиэтилена. Исследования продемонстрировали, с одной стороны, возможность легкого поддержания устойчивого режима горения с помощью дроссельной заслонки, но, с другой стороны, показали низкую скорость горения, что связано с химической нестабильностью перекиси водорода. В этот же период Лаборатория прикладной физики из Университета Джона Хопкинса и американские корпорации Thiokol и UTC провели ряд экспериментов с гибридными двигателями с различными твердыми окислителями. Однако от данной концепции пришлось отказаться в связи с возникшими непреодолимыми технологическими трудностями. В середине 1960-х годов корпорация UTC

совместно с NASA провела испытания гибридных двигателей на основе смеси жидкого кислорода (30 %) и жидкого фтора (70 %), связанных с твердым топливом, изготовленным из полибутадиена акрилонитрила и легированным литием и гидридом лития. Данная комбинация является самовоспламеняющейся. В двигателе диаметром 1.07 м с многоканальным зарядом реализован удельный импульс 3.8 км/с при степени расширения 40/1 (Aviation Week, 26 января 1970).

В Европе, французский центр аэрокосмических исследований разработал дозвуковую ракету на гибридном топливе, которая совершила 8 успешных полетов между 1964 и 1967 годами. Ракета использовала оксид азота и нейлон метатолуолдиамин (NMTD) и достигала высот до 100 км. Соединения показали относительно высокую скорость горения и хорошую общую эффективность. В Швеции фирма Volvo проводила полетные испытания двух дозвуковых ракет с очень похожими топливами [25]. Относительно недавно норвежско-финская компания Nammo Raufoss провела статические испытания их первого полномасштабного гибридного двигателя (тяга 30 кН, 200 кг жидкого кислорода). Данная разработка проводилась в кооперации с американской компанией Lockheed Martin.

К настоящему моменту полноразмерные гибридные двигатели проходили испытания только в США. Первые испытания были проведены компанией UTC по заказу ВВС в 1960 годах. В качестве окислителя использовался N_2O_4 и полибутадиен с алюминиевыми частицами в качестве топлива. В 1981 году была основана компания Starstruck, которая проводила разработку большой дозвуковой ракеты под названием "Дельфин" на основе топлива "жидкий кислород/полибутадиен" (вес около 8 тонн). После 6 наземных испытаний, первые воздушные испытания привели к неудаче (1984 год). Компания была реорганизована и получила название AMROC (American Rocket Company). В период с 1985 по 1993 компания разработала 139 двигателей различных размеров и провела 240 испытаний двигателей – в основном на основе жидкого кислорода и полибутадиена с тягой от 20 кН до 1100 кН. В 1989 году при испытании ракеты SET-1 произошла авария (рисунок 1.2). Причиной стала

примерзший из-за высокой влажности клапан подачи топлива, что помешало набрать достаточную тягу и привело к остановке двигателя, в результате чего ракета сгорела.

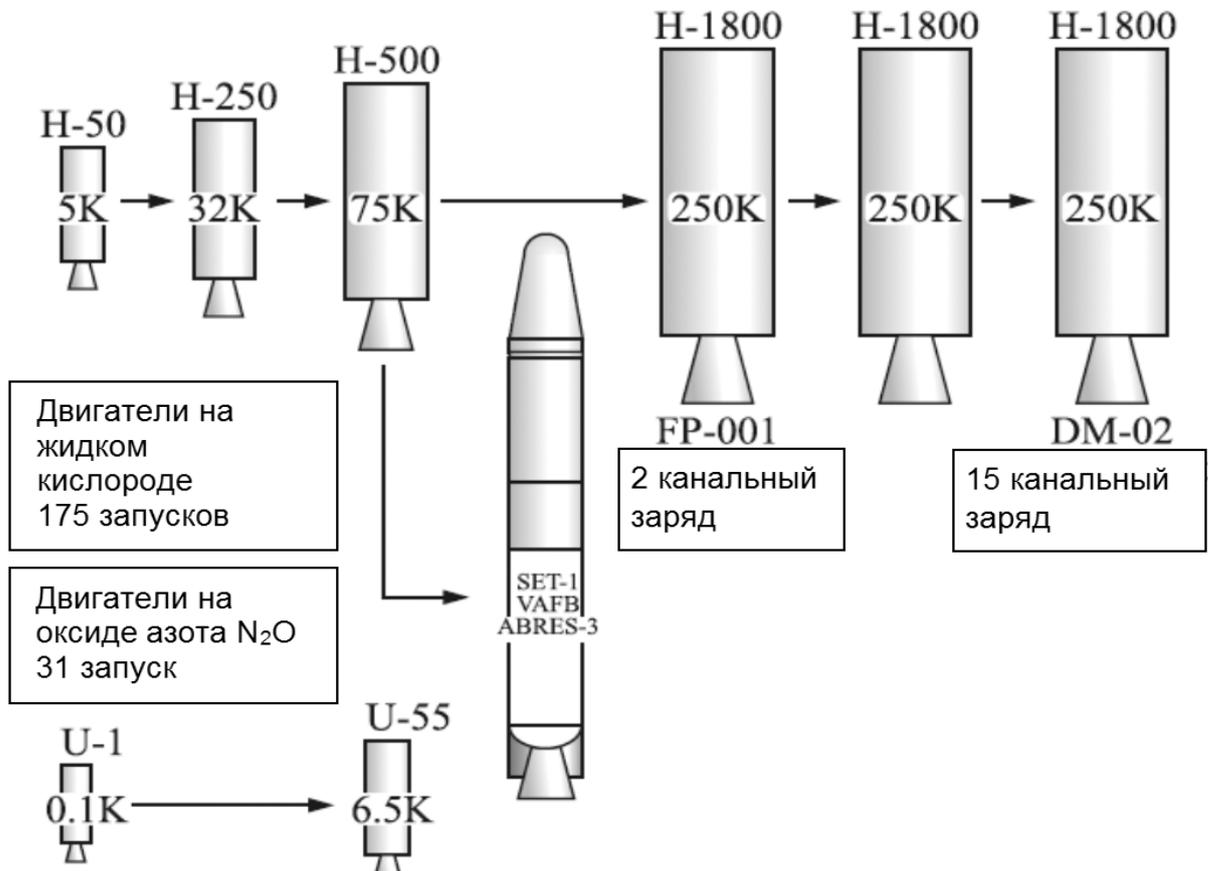


Рисунок 1.2 – Эволюция гибридных двигателей производства American Rocket Company [26]

Корпорация AMROC разработала ряд малогабаритных ракет-носителей на гибридном топливе "Aquila" с возможностью вывода на орбиту до 900 кг полезной нагрузки. Конструкция основывалась на гибридном двигателе (жидкий кислород/полибутадиен) с тягой 1000 кН (двигатель типа H-250K). Впоследствии компании AMROC, CSD и Martin Marietta приняли участие в проекте, в рамках которого были испытаны достаточно крупногабаритные ГРД, обладавшие относительно небольшой стоимостью двигательной установки. Данной компании удалось запустить новую программу гибридных двигателей. Топливо базировалось на паре жидкий кислород плюс полибутадиен с зарядом круглой геометрии. Были проведены 4 испытания двигателя мощностью 1.1 МН.

AMROC, при всех своих неудачах, продемонстрировала способность контролируемости режимов работы гибридных двигателей, их выключения и перезапуска. В целом, более 15 лет работы, начиная с середины 1980-х годов и до начала 2000-х были потрачены на развитие крупных гибридных двигателей. Все эти программы были основаны на использовании топлива жидкий кислород + полибутадиен из-за его дешевизны, хороших физических свойств и приемлемой энергетики. Основная проблема, с которой столкнулись исследователи, заключалась в нестабильности процесса горения при масштабировании двигателей до большего размера [27].

Компания Scaled Composites, которая разработала космический корабль SpaceShipOne, получила приз Ansari X Prize и 10 миллионов долларов, как первая компания, которая создала суборбитальный космический корабль, который смог дважды в течение двух недель поднять троих человек на высоту более 50 км. Корабль использует двигатель на основе сжатого оксида азота N_2O и НТРВ, работающий непрерывно в течение 80 секунд. В начале полета корабль поднимался на высоту примерно 14 км над уровнем моря при помощи специального самолета White Knight (Белый Рыцарь).

Затем, после отстыковки, SpaceShipOne выравнивался в течение примерно 10 секунд и включался ГРД. Корабль почти в вертикальном положении ускорялся в течении 80 секунд, при этом пилот испытал перегрузку до 3 G. Максимальная скорость корабля в момент апогея достигала 3500 км/ч (M 3.09), что существенно меньше, чем первая космическая скорость (28400 км/ч, или 7.9 км/с), необходимая для выхода на околоземную орбиту. Дальнейшее инерциальное движение корабля происходило по параболической траектории. В космосе SpaceShipOne находился около трех минут. Использование в полете двигателя SpaceShipOne успешно завершило первый этап истории гибридных ракетных двигателей. Следующим этапом является SpaceShipTwo (рисунок 1.3).



Рисунок 1.3 – Космический корабль SpaceShipTwo

К текущему моменту времени ГРД не является достаточно эффективными двигательными установками, предназначенными для вывода на заданную траекторию космических аппаратов.

В России и за рубежом в настоящее время активно ведутся исследования в области решения проблем, связанных с разработкой и созданием гибридных ракетных двигателей, использующих в качестве топлива высокоэнергетические твердотопливные составы в совокупности с жидкими или газообразными компонентами [11]. Использование новых топливных композиций связано с перспективой улучшения технико-эксплуатационных характеристик двигательных установок (увеличение удельного импульса, снижение массы конструкции, технологичность изготовления топливных элементов и др.). Использование высокоэнергетических твердотопливных составов в совокупности с жидкими компонентами позволяет использовать более простые технические решения при проектировании и разработке конструкций регулируемых двигателей [28–30].

Наряду с перечисленными достоинствами типовые гибридные схемы обладают специфическими по отношению к другим системам химических двигателей недостатками, в том числе [31, 32]:

- скорость горения полимерных гибридных видов топлива, таких как НТРВ, не менее, чем на порядок меньше скорости горения твердых ракетных топлив, и

для получения необходимого массового расхода необходимо использовать многоканальные заряды (тем не менее, твердое топливо на основе парафина и методы вдува окислителя в режиме закрутки достаточно перспективны для преодоления недостатков, связанных с малой скоростью горения);

- гибридные двигатели с многоканальными зарядами (multiple ports) не сгорают полностью (разделение заряда на "осколки" в режиме догорания препятствует этому); таким образом, полезный вес заряда уменьшается, что снижает эффективность двигателя;

- вследствие сильной зависимости между плотностью потока окислителя и скоростью горения заряда, соотношение окислитель/горючее при разгаре канала (каналов) в процессе функционирования двигателя существенно меняется, периметр (и, соответственно, площадь горения) увеличивается пропорционально радиусу канала, а площадь прохода (и, соответственно, плотность потока окислителя) – пропорционально квадрату радиуса. Эти два эффекта, как правило, не сбалансированы, что приводит к изменению (чаще всего к уменьшению) газопритока и тяги двигателя. Преодолевается этот недостаток дополнительной системой инжекции окислителя или перераспределением типов горючего;

- гибридные двигатели имеют принципиально разные процессы смешивания компонентов горения, чем силовые установки, работающие только на твердом топливе (например, РДТТ), когда твердое горючее и окислитель тщательно смешивают в процессе отливки заряда твердого ракетного топлива. В жидкостной двигательной установке смешивание топлива происходит в масштабе размера капель. В гибридных двигателях смешивание и сгорание топлива происходит в зоне макроскопического диффузионного слоя предварительно не смешанной смеси, что может привести к небольшому снижению общей эффективности сгорания, чем в конкурирующих химических системах.

Эффективность двигателей может быть оценена только в сравнении конструктивных особенностей каждого из них. Ряд параметров, тем не менее, могут быть использованы для общего сравнения топливных композиций: теоретический и практический удельный импульс, допустимая эрозия горловины

сопла, коэффициент заполнения (этот параметр имеет первостепенное значение, когда гибридная система используется на практике).

Для обеспечения приемлемого уровня энергоэффективности двигателя могут быть приняты специальные решения: специальная форма заряда; специальные технологии впрыска окислителя и более высокоэнергетический состав заряда.

Специальная форма топливных шашек делается для формирования зон развитой турбулентности во внутреннем канале, работающую на увеличение полноты сгорания и устойчивости горения. Широко используемое решение – камера предварительного смешивания и камера дожигания (со вторичным впрыском окислителя или без него). В частности, ступени AMROC для Aquila и NuFLYER, а также LEX для ONERA, были спроектированы с подобными камерами. Другой возможный путь – организация распределенных газоходов [31] либо центральных каналов (на длинных зарядах). Программа ASSM-POP показала перспективность этого решения на тестах для твердых топлив; однако для гибридных топлив эффективность этих решений еще предстоит продемонстрировать. Другое решение – включить в конструкцию заряда генераторы турбулентности в виде металлических или пластиковых сеток. Таким образом, в процессе горения формируются "препятствия" и все время во внутреннем канале генерируется турбулентность [32]. Аналогичного эффекта можно добиться включениями, повышающими шероховатость поверхности.

В настоящее время интенсивно проводятся исследования по физике горения горючих материалов в потоке газообразного окислителя.

Одна из первых моделей горения заряда ТГМ в потоке газообразного окислителя предложена Марксменом и Джильбертом [33]. Подробный анализ подробных теоретических моделей горения в ГРД проведен в [16]. В соответствии с большинством рассмотренных моделей закон скорости горения ТГМ определяется степенной зависимостью от плотности потока окислителя ρU .

Обзор экспериментальных работ по закономерностям горения ТГМ при обдуве их потоком окислителя проведен в [11, 34], в которых рассмотрены

результаты, полученные в ЦИАМ, в Центре им. М.В. Келдыша [11], а также ранние результаты зарубежных авторов [35–40]. Принципиальная схема установки для исследования закономерностей горения ТГМ [11, 34] приведена на рисунке 1.4.

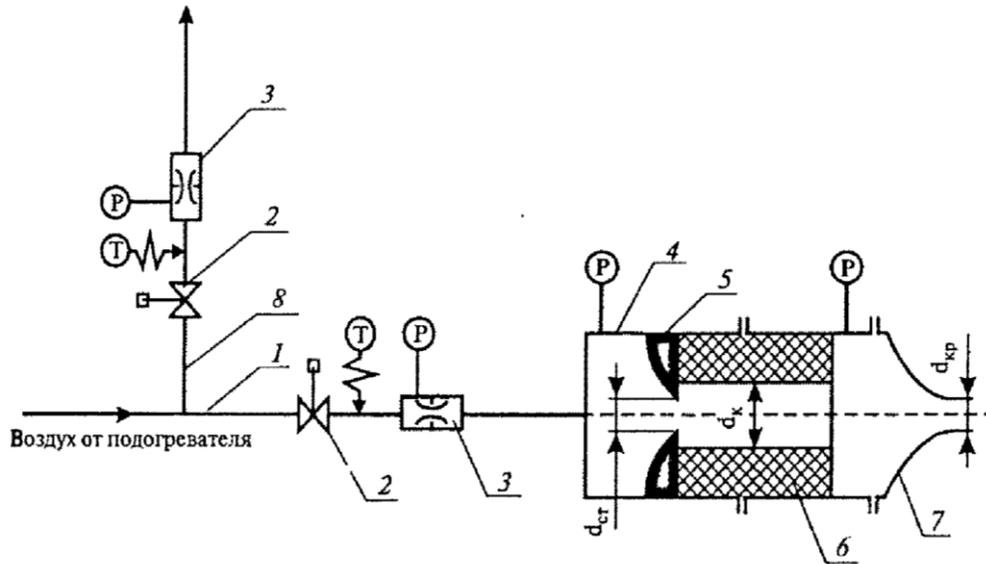


Рисунок 1.4 – Схема установки для исследования закономерностей горения ТГМ
1 – основная магистраль; 2 – отсечной кран; 3 – критическое расходомерное сопло; 4 – модельная секционная камера сгорания; 5 – стабилизатор пламени; 6 – блок горючего; 7 – сменное сопло; 8 – магистраль сброса воздуха для регулирования

Использовалась модельная секционная камера, позволяющая проводить испытания образцов разной длины и различного химического состава. На установке [11, 34] проведены измерения скорости горения ТГМ на основе полиэтилена в потоке окислителя в диапазоне давлений на входе в канал $p_{\text{вх}} = (0.1 \div 0.4)$ МПа. В результате экспериментов получена эмпирическая зависимость в виде:

$$u_e \sim (\rho U)^{0.6}.$$

Значение показателя степени n в выражении существенно зависит от давления на входе в канал. По данным [35–39] при $p_{\text{вх}} = (0.4 \div 1.0)$ МПа показатель степени изменяется от 0.65 до 0.35; при $p_{\text{вх}} > 1$ МПа показатель степени $n = 0.25$. Это различие авторы [11, 34] объясняют изменением условий

теплообмена между зоной горения и поверхностью заряда, которые, в свою очередь, зависят от плотности потока окислителя, от геометрических параметров входного канала газового окислителя, температуры и давления на входе. Также на условия теплообмена и, следовательно, на величину показателя степени n влияют текущие значения геометрических характеристик заряда и наличие в составе ТГМ частиц металлических порошков. Горящие металлические частицы в обдуваемом потоке приводят к увеличению суммарного теплового потока к поверхности горючего за счет радиационной составляющей.

В работе [11] экспериментально показано, что вследствие изменения по длине канала условий теплообмена, температуры и концентраций компонентов скорость горения ТГМ и, следовательно, разгар цилиндрического канала заряда является немонотонной функцией координаты, с более интенсивным выгоранием в центральной части заряда. Отмечается также [11], что в ряде случаев в классической схеме ГРД не удается достичь полного сгорания. Это связано с тем, что компоненты горючей смеси не успевают перемешиваться в канале.

В большинстве опубликованных в открытой литературе работ рассматривается горение в цилиндрическом канале топлива при обдуве потоком газообразного кислорода. В [40] получено соотношение для скорости горения полиэтилена в потоке кислорода в виде зависимости от плотности потока окислителя $G_{\text{ок}}$ и давления в камере сгорания p_c :

$$u_e = 0.063 (G_{\text{ок}})^{0.36} p_c^{0.22},$$

где $[u_e] = \text{мм/с}$; $[G_{\text{ок}}] = \text{кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$; $[p_c] = \text{МПа}$. В частности, при $p_c = 2 \text{ МПа}$ и $(\rho U)_{\text{ок}} = 50 \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ скорость горения полиэтилена составила $u_e = 0.25 \text{ мм/с}$.

В работах [10, 14, 41] экспериментально исследовалось горение в цилиндрическом канале ТГМ при радиальной и тангенциальной подаче газообразного кислорода. В качестве ТГМ использовался чистый НТРВ, либо НТРВ с добавкой 10 % порошка алюминия со среднемассовым диаметром $D_{43} = 5.5 \text{ мкм}$. Эксперименты проводились при значениях давления в камере сгорания $p_c = (1.0 \div 2.0) \text{ МПа}$, плотности потока окислителя $G_{\text{ок}} = (30 \div 400) \text{ кг}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$.

ВЫВОДЫ ПО ПЕРВОЙ ГЛАВЕ

Из анализа научно-технической литературы, посвященной экспериментально-теоретическим исследованиям рабочих процессов и разработке гибридных ракетных двигателей, можно сделать следующие выводы.

- Гибридный ракетный двигатель в пространственно разделенными горючим и окислителем обладает рядом преимуществ по сравнению с классическими схемами ЖРД и РДТТ, что позволяет существенно повысить эффективность двигательной установки с ГРД для решения отдельных задач ракетно-космической техники.

- Исследования и разработка различных схем ГРД проводятся несколько десятилетий, причем в последнее время эти работы все более интенсивно проводятся в США, Японии, Италии, Франции, России, Тайване и ряде других развитых стран.

- Однако практически реализованы единичные разработки летательных аппаратов с ГРД. Это, по видимому, связано с меньшей изученностью и большей сложностью внутрикамерных процессов ГРД, в частности с более сложным механизмом горения твердотопливного заряда в потоке окислителя и неравномерностью его выгорания. В связи с этим сформулированы цель и задачи диссертационной работы

Целью диссертационной работы является

Проведение экспериментально-теоретических исследований отдельных рабочих процессов в гибридном ракетном двигателе наиболее перспективной "прямой схемы".

Для достижения указанной цели в диссертационной работе решались следующие задачи.

1. На основе анализа результатов термодинамических расчетов проведение выбора и анализа перспективных композиций твердотопливных зарядов ГРД.

2. Получение экспериментальных данных по характеристикам зажигания и горения твердотопливного заряда ГРД и определение констант формальной кинетики процесса зажигания.

3. Экспериментальное исследование оптическими бесконтактными методами структуры факела распыла и дисперсности капель окислительного компонента ГРД на стенде с использованием модельных жидкостей.

4. Математическое моделирование процесса горения твердотопливного заряда в потоке окислителя и оптимизация заряда путем введения в него дополнительного окислительного компонента.

5. Разработка экспериментальных стендов для исследования рабочих процессов в модельных образцах ГРД.

2. ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ КОМПОЗИЦИЙ ДЛЯ РДТТ И ГРД

2.1. Твердотопливные композиции для РДТТ

Представлены термодинамические характеристики высокоэнергетических материалов, содержащих в качестве металлических горючих порошки исходного алюминия, бора и соединений AlB_2 , AlB_{12} , TiB_2 .

Термодинамические характеристики рассчитаны для ВЭМ при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 0.5$. Содержание металлического горючего составляет 15 мас. %. В качестве органического горючего связующего рассматривали инертный каучук СКДМ-80 и активное горючее связующее МПВТ-ЛД-70.

Рассчитаны характеристики ВЭМ на основе перхлората аммония и нитрата аммония, а также смешанного окислителя, содержащего 30 мас. % ПХА и 70 мас. % НА.

Влияние природы металлического горючего оценивалось по изменению температуры (T , К) в камере сгорания, критическом сечении и выходном отверстии, молекулярному весу газообразных продуктов сгорания ($M_{Mг}$, г/моль), а также удельному импульсу ($I_{уд}$, с), количеству и составу твердых продуктов сгорания (к-фаза, моль/кг).

Эффективность металлического горючего определяется количеством тепла, выделяющегося при горении единицы объема, и оценивается по формуле

$$Q_1 = \frac{\Delta H}{n \cdot A},$$

где ΔH – энтальпия образования оксида металла, кДж/моль;

A – атомный вес металлического горючего;

n – число атомов металла, входящих в оксид.

2.1.1. Характеристики исследуемых компонентов

В таблице 2.1 приведены характеристики используемых металлических добавок в качестве горючих элементов.

Таблица 2.1. Характеристики металлических горючих

Элемент	Атомный вес, A	Оксид	Состояние	Энтальпия ΔH , кДж/моль	Число атомов металла n	Эффективность горючего Q_1 , кДж/моль
Al	26.98	AlO	Газ	-81.59	1	-3.024
		Al ₂ O	Газ	134.03	2	2.484
		Al ₂ O ₃	Твердое	1675.56	2	31.052
B	10.81	BO	Газ	-126.44	1	-11.697
		BO ₂	Газ	272.14	1	2.048
		BO ₃	Газ	1461.193	1	135.170
		B ₂ O ₂	Газ	439.61	2	20.333
		B ₂ O ₃	Твердое	1278.40	2	59.130
		B ₂ O ₃	Стекло	1245.99	2	57.631
Ti	47.87	TiO	Твердое	518.74	1	10.836
		TiO ₂	Твердое	941.61	1	19.670
		Ti ₂ O ₃	Твердое	1519.81	2	15.874
		Ti ₃ O ₅	Твердое	2456.40	3	17.105
		Ti ₄ O ₇	Твердое	3404.49	4	17.780

При расчете термодинамических характеристик ВЭМ использовали удельные химические формулы и энтальпии образования исходных компонентов, приведенные в таблице 2.2.

Таблица 2.2. Характеристики исходных компонентов

№ п/п	Вещество	Химическая формула	Удельная химическая формула	Коэффициент, α	Энтальпия ΔH , кДж/кг
1	СКДМ-80	—	C _{72.044} H _{129.169} S _{0.142}	0	-1086.80
2	МПВТ-АСП	—	C _{18.382} H _{31.098} O _{31.899} N _{16.954}	0.61	-1051.68
3	ПХА	NH ₄ ClO ₄	N _{8.511} H _{34.046} O _{34.046} Cl _{8.511}	2.25	-2514.27
4	НА	NH ₄ NO ₃	N _{49.733} O _{37.300} N _{24.866}	1.50	-4556.20
5	Алюминий	Al	Al _{37.037}	0	0
6	Бор	B	B _{92.593}	0	0
7	Борид алюминия	AlB ₂	Al _{20.576} B _{41.152}	0	-151.00

8	Борид алюминия	AlB ₁₂	Al _{6.386} B _{76.628}	0	-1095.70
9	Борид титана	TiB ₂	Ti _{14.388} B _{28.770}	0	-151.323

2.1.2. Исследуемые составы

При анализе эффективности металлических горючих основное внимание уделяли составу и количеству твердых оксидов в продуктах сгорания, так как при образовании последних выделяется максимальное количество тепла.

В таблицах 2.3 и 2.4 приведены компонентные составы, удельные химические формулы и энтальпии образования ВЭМ, содержащих инертный каучук СКДМ-80, окислители ПХА и НА, 15 % металлического горючего при $\alpha = 0.5$.

Таблица 2.3. Компонентные составы топлив

№ п/п	Содержание, мас. %								Коэффициент, α
	СКДМ-80	НА	ПХА	Al	AlB ₂	AlB ₁₂	TiB ₂	B	
A1	16.0	–	69.0	15.0	–	–	–	–	0.494
A2	10.8	–	74.2	–	15.0	–	–	–	0.507
A3	13.6	–	71.4	–	–	15.0	–	–	0.502
A4	11.8	–	73.2	–	–	–	15.0	–	0.509
A5	14.8	–	70.2	–	–	–	–	15.0	0.501

В таблице 2.4 приведены удельные химические формулы и энтальпии образования исследуемых ВЭМ. Нумерация составов соответствует таблице 2.3.

Таблица 2.4. Удельные химические формулы составов ВЭМ на инертном каучуке СКДМ-80

№ п/п	Удельная химическая формула	Энтальпия ΔH , кДж/кг
A1	C _{11.527} H _{44.158} S _{0.022} O _{23.491} Cl _{5.873} Al _{5.556} N _{5.873}	-1915.634
A2	C _{9.798} H _{41.876} S _{0.019} O _{24.309} Cl _{6.077} Al _{3.086} B _{6.113} N _{6.077}	-1965.644
A3	C _{8.501} H _{40.164} S _{0.017} O _{24.922} Cl _{6.230} Al _{0.958} B _{11.794} N _{6.230}	-2033.042
A4	C _{10.662} H _{43.017} S _{0.021} O _{23.900} Cl _{5.975} Ti _{2.158} B _{4.315} N _{6.975}	-1948.561
A5	C _{7.997} H _{37.281} S _{0.016} O _{22.943} Cl _{6.290} B _{13.889} N _{6.290}	-1982.262

В таблице 2.5 и 2.6 приведены компонентные составы, удельные химические формулы и энтальпии образования ВЭМ, содержащих смешанный окислитель при $\alpha = 0.5$.

Таблица 2.5. Компонентные составы ВЭМ на смешанном окислителе

№ п/п	Содержание, мас.%								Коэффициент, α
	СКДМ-80	НА	ПХА	Al	AlB ₂	AlB ₁₂	TiB ₂	B	
B1	13.9	49.8	21.3	15.0	–	–	–	–	0.501
B2	10.0	52.5	22.5	–	15.0	–	–	–	0.490
B3	11.8	51.3	21.9	–	–	15.0	–	–	0.498
B4	10.0	52.3	22.5	–	–	–	15.0	–	0.500
B5	13.0	50.4	21.6	–	–	–	–	15.0	0.499

Таблица 2.6. Удельные химические формулы ВЭМ на смешанном окислителе

№ п/п	Удельная химическая формула	Энтальпия ΔH , кДж/кг
B1	C _{10.014} H _{49.968} S _{0.020} O _{25.826} Cl _{1.815} Al _{5.550} N _{14.169}	–2955.592
B2	C _{8.501} H _{48.202} S _{0.017} O _{26.589} Cl _{1.869} Al _{3.235} B _{6.173} N _{14.610}	–3038.847
B3	C _{7.204} H _{46.657} S _{0.014} O _{27.243} Cl _{1.915} Al _{0.959} B _{11.494} N _{14.969}	–3232.751
B4	C _{9.366} H _{49.345} S _{0.018} O _{26.153} Cl _{1.838} Ti _{2.158} B _{4.315} N _{14.370}	–3003.389
B5	C _{7.204} H _{46.687} S _{0.014} O _{27.243} Cl _{1.915} B _{13.889} N _{14.969}	–3066.396

2.1.3. Анализ результатов расчетов

Проведен анализ термодинамических характеристик ВЭМ по мере продвижения продуктов сгорания в двигателе (камера, критическое сечение, выходное сечение).

Основное внимание уделено изменению температуры, молекулярного веса газообразных продуктов сгорания, природы и содержания твердых веществ в продуктах сгорания. Результаты расчетов приведены в таблицах 2.7–2.8.

Сопоставление удельных импульсов на выходном сечении сопла показало, что эффективность металлического горючего зависит от природы окислителя, от температур, реализующихся в двигателе в процессе горения.

Так при высоких температурах, характерных для перхлоратных составов эффективность металлического горючего уменьшается по ряду

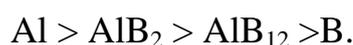


Таблица 2.7. Термодинамические характеристики ВЭМ,
содержащих перхлорат аммония

Характеристики	Металлическое горючее				
	Al	AlB ₂	AlB ₁₂	TiB ₂	B
Камера					
<i>T</i> , К	3044	2847	2590	2636	2570
<i>M</i> _{МГ} , г/моль	18.25	21.75	24.75	20.99	25.02
к-фаза, моль/кг					
Al ₂ O ₃	2.66	1.25	0.10	–	–
B ₂ O ₃	–	–	–	–	–
Ti ₄ O ₇	–	–	–	0.70	–
TiO ₂	–	–	–	–	–
Критическое сечение					
<i>T</i> , К	2829	2651	2410	2426	2390
<i>M</i> _{МГ} , г/моль	18.17	21.61	24.65	20.94	25.03
<i>I</i> _{уд} , с	197.8	191.8	182.5	184.1	181.5
к-фаза, моль/кг					
Al ₂ O ₃	2.72	1.34	0.20	–	–
B ₂ O ₃	–	–	–	–	следы
Ti ₄ O ₇	–	–	–	0.53	–
TiO ₂	–	–	–	–	–
Выходное сечение					
<i>T</i> , К	1727	1907	1961	1643	1959
<i>M</i> _{МГ} , г/моль	18.18	19.41	20.86	18.90	21.28
<i>I</i> _{уд} , с	268.2	265.9	259.6	252.2	258.9
к-фаза, моль/кг					
Al ₂ O ₃	2.78	1.53	0.27	–	–
B ₂ O ₃	–	1.50	3.03	1.58	3.25
Ti ₄ O ₇	–	–	–	0.53	–
TiO ₂	–	–	–	следы	–

Одной из возможных причин полученных закономерностей, по-видимому, является состав твердых продуктов горения, в основном содержание в последних твердого оксида бора, который образуется при более низких температурах по сравнению с твердым оксидом алюминия.

Твердый оксид бора образуется в достаточно узком температурном интервале (1500 ÷ 2400) К. Повышение или понижение температуры приводит к образованию газообразных оксидов бора, что существенно снижает вклад металлического горючего в энергетику ВЭМ.

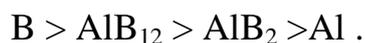
Таблица 2.8. Термодинамические характеристики ВЭМ, содержащих смешанный окислитель (30 мас. % ПХА + 70 мас. % НА)

Характеристики	Металлическое горючее				
	Al	AlB ₂	AlB ₁₂	TiB ₂	B
Камера					
<i>T</i> , К	2652	2520	2416	2219	2448
<i>M</i> _{Мг} , г/моль	16.62	19.22	20.77	19.01	21.38
к-фаза, моль/кг					
Al ₂ O ₃	2.78	1.61	0.46	–	–
B ₂ O ₃	–	–	0.87	–	1.23
Ti ₄ O ₇	–	–	–	0.54	–
TiO ₂	–	–	–	–	–
Критическое сечение					
<i>T</i> , К	2428	2309	2324	2050	2360
<i>M</i> _{Мг} , г/моль	16.63	19.23	19.91	18.75	20.52
<i>I</i> _{уд} , с	190.9	186.9	184.8	176.5	185.7
к-фаза, моль/кг					
Al ₂ O ₃	2.78	1.61	0.47	–	–
B ₂ O ₃	–	–	1.56	0.22	1.94
Ti ₄ O ₇	–	–	–	0.54	–
TiO ₂	–	–	–	–	–
Выходное сечение					
<i>T</i> , К	1444	1662	1811	1398	1910
<i>M</i> _{Мг} , г/моль	16.70	16.29	15.74	16.52	16.03
<i>I</i> _{уд} , с	256.9	260.2	262.5	243.9	265.2
к-фаза, моль/кг					
Al ₂ O ₃	2.78	1.61	0.48	–	–
B ₂ O ₃	–	2.31	4.64	2.04	5.33
Ti ₄ O ₇	–	–	–	0.54	–
TiO ₂	–	–	–	–	–

Борид титана TiB₂ наиболее эффективен в ВЭМ, окислитель которых содержит перхлорат аммония.

В перхлоратных ВЭМ замена алюминия (наиболее эффективного горючего этих составов) на TiB₂ приводит к снижению удельного импульса на 6 %.

Анализ термодинамических характеристик ВЭМ, содержащих смешанный окислитель состава (30 мас. % ПХА + 70 мас. % НА) показал, что зависимость удельного импульса от состава смешанного окислителя определяется большей составляющей последнего, в данном случае нитрата аммония. Эффективность металлических горючих уменьшается по ряду



К положительному влиянию смешанного окислителя на характеристики ВЭМ следует отнести снижение соляной кислоты HCl в продуктах сгорания, в данном случае на 21 %.

Таким образом, варьируя состав окислителя и борида алюминия можно разработать состав ВЭМ по удельному импульсу не уступающий перхлоратным композициям, а в ряде случаев превышающий их и образующий экологически более чистые продукты сгорания.

2.2. Твердотопливные композиции для ГРД

Разработка ГРД на твердом топливе требует проведения исследований, связанных с подбором эффективных твердых горючих и изучением их газификации в воздушном потоке. Экспериментальное исследование характеристик возможных топливных композиций для ГРД требует значительных затрат времени и материальных ресурсов, поскольку необходимо исследовать различные комбинации исходных компонентов твердых горючих в широком диапазоне их соотношений. Поэтому целесообразно провести предварительную теоретическую оценку характеристик рассматриваемых топлив для выбора оптимальных базовых составов.

В данном разделе представлены результаты расчетов термодинамических характеристик, в том числе состав продуктов сгорания перспективных топлив, содержащих в качестве легкоплавкого горючего тетразол. Для повышения энергетических характеристик в состав топлив добавлены тугоплавкие наполнители – алюминий, бор и их смеси при различном соотношении, а также борид алюминия AlB_2 . При проведении расчетов варьировали соотношение тетразол/металлический компонент и состав металлического компонента. Основной объем данных получен для стехиометрических систем (коэффициент избытка окислителя $\alpha = 1$), отдельные расчеты проведены для систем с

коэффициентом избытка окислителя $\alpha < 1$ (0.7, 0.5, 0.3). Расчеты проведены, в основном, с использованием программного комплекса «Астра-4», разработанного в МГТУ им. Н. Э. Баумана [42]. На примере стехиометрической системы «алюминий – кислород воздуха» проведено сравнение термодинамических характеристик, полученных при использовании программных комплексов «Астра-4» и «Terra» [43].

2.2.1. Основные компоненты топливных композиций

В состав топливных композиций входили легкоплавкое горючее, тугоплавкие добавки и атмосферный воздух.

Легкоплавкое горючее

В качестве легкоплавкого горючего перспективных топливных композиций рассматривался тетразол – пятичленный цикл с четырьмя гетероатомами азота, химическая формула которого $\text{C}_2\text{H}_2\text{N}_4$. Для тетразола характерны две тауметрические формулы [44, 45]:

Тетразол образует кристаллы с температурой плавления $T_{\text{пл}} = (1823 \div 429) \text{ K}$, легко сублимируется, растворяется в воде и спирте. Тетразол – это одноосновная кислота, которая образует соли с щелочными металлами и обладает свойствами ароматических соединений. При сильном нагревании тетразол и его соли взрываются.

Тугоплавкие добавки

Для повышения энергетических характеристик в топливные композиции добавляют тугоплавкие наполнители. В качестве тугоплавких наполнителей рассматривались алюминий, бор и их смеси в широком диапазоне соотношений. Использование бора в качестве тугоплавкого наполнителя представляет большой практический интерес, так как объемная теплота сгорания бора выше объемной теплоты сгорания алюминия в 1.3 раза [46].

При нагревании на воздухе до температур (873 ÷ 973) К бор сгорает с образованием борного ангидрида B_2O_3 , который переходит в парообразное состояние при температуре ~ 2133 К [47]. С азотом при температурах выше 1473 К бор образует нитрид BN, который при температуре ~ 3273 К переходит в парообразное состояние. При температурах выше 1573 К образуются карбиды B_4C и $B_{13}C_2$, устойчивые в диапазоне температур (3273 ÷ 4273) К [48]. В таблице 2.9 приведены значения теплоты реакций алюминия и бора при образовании оксидов и нитридов [49].

Таблица 2.9. Теплота сгорания элементов

Элемент	Оксид	Q , ккал/г	Нитрид	Q , ккал/г
Алюминий	Al_2O_3	3.93	AlN	1.85
Бор	B_2O_3	3.02	BN	2.40

Одним из путей интенсификации процессов воспламенения и горения бора в ПВРД является применение его в композиции с быстрогорящими металлами (механические смеси, сплавы, соединения). В этом плане серьезным конкурентом бору можно рассматривать бориды алюминия AlB_x . Бориды алюминия обладают высокой плотностью в диапазоне (2500 ÷ 2990) кг/м³, имеют объемную теплоту сгорания в диапазоне (131 ÷ 142) МДж/дм³. В бориде алюминия AlB_x в зависимости от величины x содержится (47 ÷ 83) мас. % бора. Бориды алюминия характеризуются малой энергией связи между атомами Al и B (– 67 кДж/моль), поэтому их можно рассматривать как сплавы. Следовательно, в предпламенной зоне они будут распадаться на Al и B и отдельно вступать в химические реакции с кислородом. Алюминий, образующий высокотемпературные продукты сгорания, будет способствовать эффективному сгоранию бора. Из многих боридов алюминия значительный интерес, как энергоноситель, представляет $AlB_{2.215}$. Он уступает бору по объемной теплоте сгорания всего на 8 %. На его основе можно получить твердотопливные композиции с объемной теплотой сгорания на уровне (75 ÷ 80) МДж/дм³.

Термодинамические характеристики компонентов перспективных топливных композиций для ПВРД приведены в таблице 2.10.

Таблица 2.10. Термодинамические характеристики топливных компонентов

Компонент	M , г/моль	Удельная химическая формула	ΔH , кДж/кг
Al (алюминий)	26.982	$Al_{37.037}$	0.00
B (бор)	10.811	$B_{92.498}$	0.00
AlB_2 (сплав)	48.604	$Al_{20.574}B_{41.149}$	0.00
CH_2N_4 (тетразол)	70.055	$C_{14.274}H_{28.549}N_{57.098}$	3370.209
O_2 (кислород)	31.998	$O_{62.504}$	0.00

Атмосферный воздух

Плотность воздуха бралась при нормальных условиях ($T = 273$ К, $p = 760$ мм. рт. ст.) [50].

Таблица 2.11. Характеристики атмосферного воздуха

Характеристика	Значение
Состав воздуха, мас. %	
Азот	75.50
Кислород	23.10
Аргон	1.29
Молекулярный вес (средний)	29.98
Плотность сухого воздуха, кг/м ³ :	
$T = 248$ К	1.424
$T = 273$ К	1.293
$T = 293$ К	1.205

2.2.2. Исследуемые составы

Приведем результаты расчетов характеристик топливных композиций, содержащих легкоплавкое горючее – тетразол, тугоплавкие добавки – алюминий, бор и AlB_2 при разных соотношениях компонентов. Расчеты проведены для стехиометрических смесей ($\alpha = 1$) при степени расширения сопла 40/1. Для сравнения проведены расчеты характеристик модельных систем:

- тетразол / кислород воздуха;
- алюминий / кислород воздуха;
- бор / кислород воздуха;
- сплав AlB_2 / кислород воздуха.

В таблице 2.12 приведены удельные химические формулы и энтальпии образования топливных композиций.

Таблица 2.12. Удельные химические формулы и энтальпии образования топливных композиций

№	α	Удельная химическая формула	ΔH , кДж/кг
1	1.002	$H_{16.930}C_{8.465}O_{25.439}N_{33.859}$	1998.534
2	1.002	$Al_{19.593}O_{29.439}$	-
3	0.998	$B_{28.767}O_{43.065}$	-
4	1.000	$Al_{8.291}B_{16.583}O_{37.315}$	-
5	1.002	$H_{13.218}C_{6.609}Al_{4.296}O_{26.314}N_{26.436}$	1560.407
6	1.000	$H_{9.707}C_{4.853}Al_{8.370}O_{27.127}N_{19.413}$	1145.871
7	1.001	$H_{6.309}C_{3.155}Al_{12.296}O_{27.939}N_{12.619}$	744.816
8	1.000	$H_{3.083}C_{1.542}Al_{16.037}O_{28.689}N_{6.167}$	363.983
9	1.001	$H_{11.477}C_{5.738}B_{9.250}O_{31.127}N_{22.953}$	1354.824
10	1.000	$H_{7.451}C_{3.726}B_{16.095}O_{35.315}N_{14.903}$	879.625
11	1.000	$H_{4.397}C_{2.198}B_{21.275}O_{38.502}N_{8.793}$	519.012
12	1.002	$H_{1.970}C_{0.985}B_{25.344}O_{41.065}N_{3.940}$	232.544
13	1.001	$H_{12.390}C_{6.195}Al_{2.222}B_{4.444}O_{28.627}N_{24.781}$	1462.671
14	1.000	$H_{8.536}C_{4.268}Al_{4.115}B_{8.230}O_{31.314}N_{17.072}$	1007.692
15	1.002	$H_{5.282}C_{2.641}Al_{5.699}B_{11.398}O_{33.627}N_{10.563}$	623.489
16	0.998	$H_{2.455}C_{1.228}Al_{7.098}B_{14.196}O_{35.565}N_{4.910}$	289.838

В таблице 2.13 приведены компонентные составы топливных композиций, а также необходимое для обеспечения условий стехиометрии содержание кислорода и воздуха.

Таблица 2.13. Составы топливных композиций

№	Содержание, мас. %					Воздух	
	Тетразол	Al	B	AlB_2	O_2	грамм	литр
1	59.3	-	-	-	40.7	144.8	111.99
2	-	52.9	-	-	47.1	167.6	129.62
3	-	-	31.1	-	68.9	245.2	189.64
4	-	-	-	40.3	59.7	212.4	164.27
5	46.3	11.6	-	-	42.1	149.8	115.85
6	34.0	22.6	-	-	43.4	153.4	118.64
7	22.1	33.2	-	-	44.7	159.1	123.05
8	10.8	43.3	-	-	45.9	163.3	126.29
9	40.2	-	10.0	-	49.8	177.2	137.05
10	26.1	-	17.4	-	56.5	201.1	155.53
11	15.4	-	23.0	-	61.6	219.2	169.53
12	6.9	-	27.4	-	65.7	233.8	180.82

13	43.4	–	–	10.8	45.8	163.0	126.06
14	29.9	–	–	20.0	50.1	178.3	137.90
15	18.5	–	–	27.7	53.8	191.5	148.10
16	8.6	–	–	34.5	56.9	202.5	156.61

2.2.3. Анализ результатов расчетов

Таблица 2.14. Характеристики топливных композиций

№	$T_{ад}$, К	$I_{уд}$, с	$M_{Mг}$, г/моль	$M_{г}$, моль/кг	Конденсированная фаза, моль/кг
1	2432.3	287.81	28.703	34.839	–
2	4035.7	226.52	31.421	19.361	5.552
3	3373.4	269.56	44.090	22.681	–
4	3684.0	258.70	36.814	20.194	2.809
5	2917.1	287.67	26.409	31.700	2.155
6	3354.4	282.07	23.928	29.134	4.159
7	3721.5	268.58	21.691	26.220	5.372
8	3898.9	248.70	25.096	22.749	5.582
9	2828.1	285.48	33.332	30.000	–
10	3048.2	280.84	36.939	27.072	–
11	3192.1	276.29	39.834	25.104	–
12	3291.9	272.24	42.173	23.712	–
13	2879.8	286.65	29.927	30.825	1.076
14	3188.3	281.41	30.925	28.006	1.885
15	3414.1	274.16	32.249	25.758	2.429
16	3572.5	266.18	34.272	23.831	2.707

Результаты проведенных серий расчетов обобщены на рисунках 2.1–2.5.

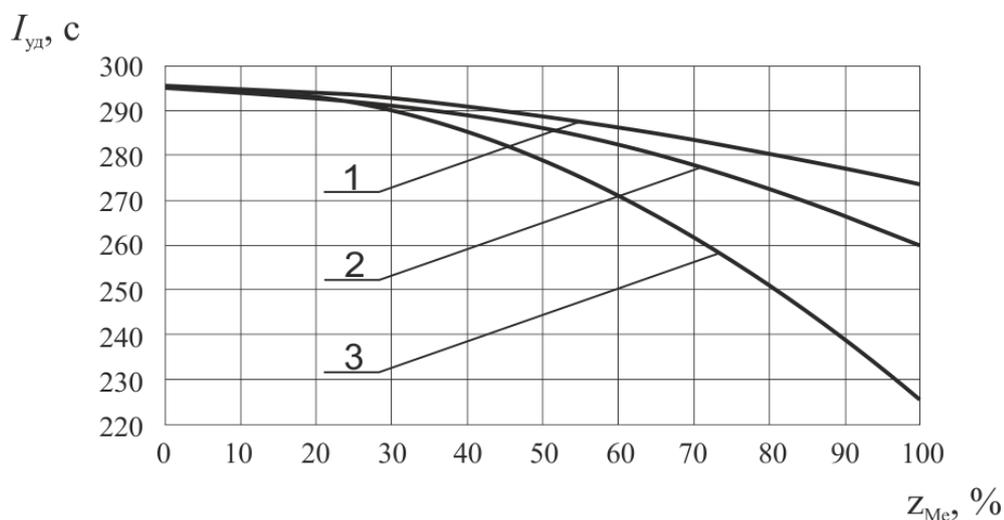


Рисунок 2.1 – Зависимость удельного импульса от содержания металлической добавки бора (1), бората алюминия (2), алюминия (3) в составе топливной КОМПОЗИЦИИ

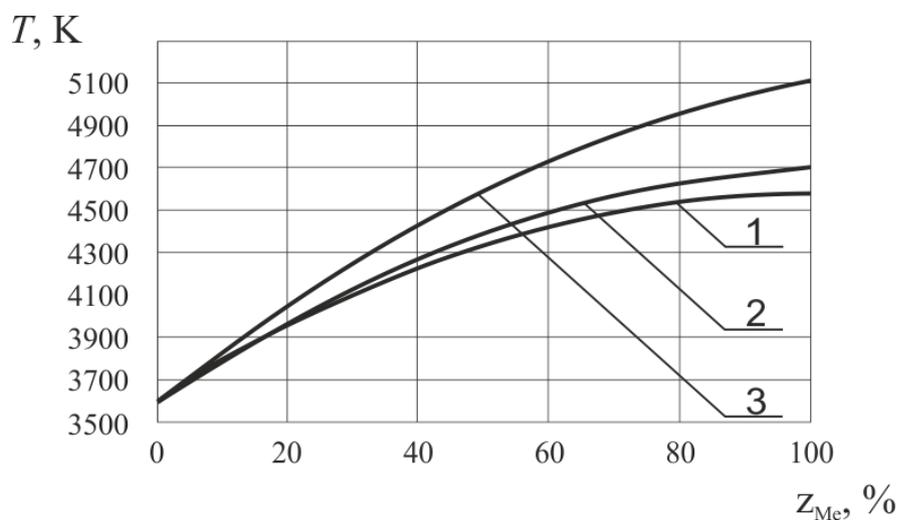


Рисунок 2.2 – Зависимость адиабатической температуры горения от содержания металлической добавки бора (1), бората алюминия (2), алюминия (3) в составе топливной КОМПОЗИЦИИ

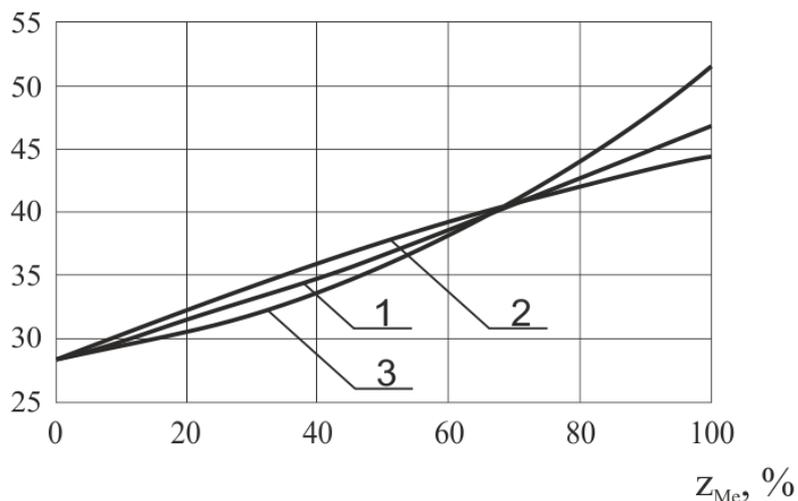
$M_{M_r}, \text{ г/моль}$


Рисунок 2.3 – Зависимость молекулярной массы газообразных продуктов сгорания от содержания металлической добавки бора (1), борида алюминия (2), алюминия (3) в составе топливной композиции

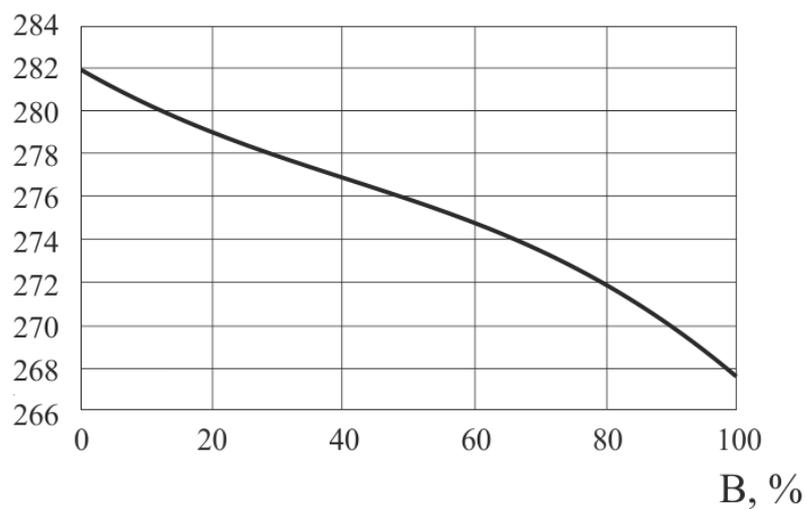
 $I_{уд}, \text{ с}$


Рисунок 2.4 – Зависимость удельного импульса от содержания бора в составе топливной композиции

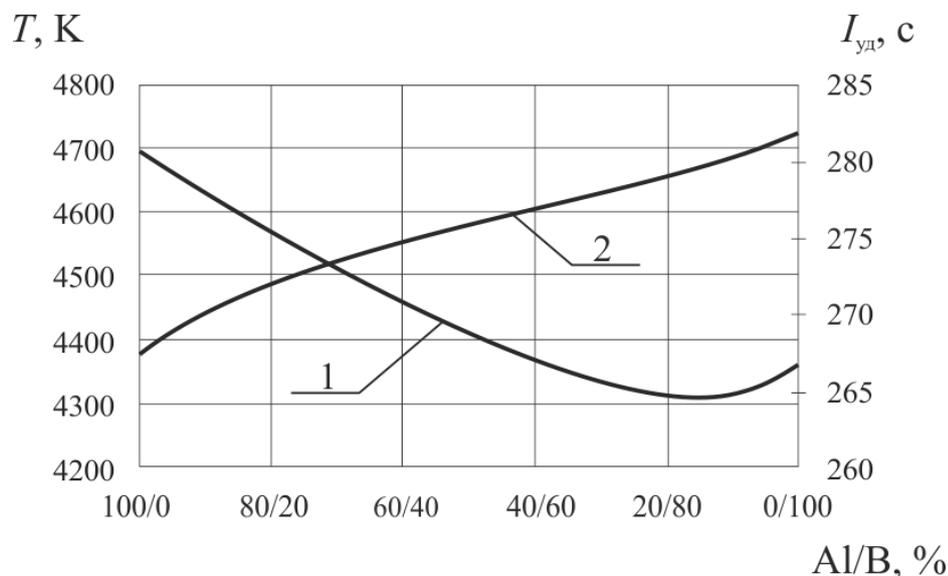


Рисунок 2.5 – Зависимость адиабатической температуры горения (1) и удельного импульса (2) от соотношения Al/B в составе топливной композиции

Анализ результатов расчетов показал, что заметное влияние металлического компонента топливной композиции «тетразол–металл» наблюдается при их соотношении более 60/40. Для алюминизированных композиций в качестве конденсированных веществ в продуктах сгорания присутствует только оксид алюминия. В связи с этим целесообразно использовать в качестве металлического компонента сплавы или механические смеси «алюминий–бор». Оксиды бора в интервале температур (2800 ÷ 3600) К находятся в парообразном состоянии. Согласно [46], оксид алюминия Al_2O_3 испаряется при (4000 ÷ 4012) К, а оксид бора B_2O_3 – при (2400 ÷ 2500) К.

Применение смешанного металлического горючего приводит также к повышению удельного импульса композиций по сравнению с составами, содержащими в качестве металлического компонента алюминий.

Характеристики топливных композиций, содержащих смешанное металлическое горючее «алюминий–бор»

Влияние смешанного металлического горючего «алюминий–бор» на характеристики топливных композиций проанализировано на примере системы, содержащей 40 % тетразола и 60 % металлического горючего при варьировании

соотношения Al/B. В таблице 2.15 приведены удельные химические формулы смесей «алюминий–бор» в зависимости от их соотношения.

Таблица 2.15. Удельные химические формулы смесей «алюминий–бор»

№	Содержание, мас. %		Удельная химическая формула
	Al	B	
1	100	0	Al _{37.037}
2	90	10	Al _{33.333} B _{9.242}
3	80	20	Al _{29.630} B _{18.484}
4	70	30	Al _{25.926} B _{27.726}
5	60	40	Al _{22.222} B _{36.968}
6	50	50	Al _{18.518} B _{46.210}
7	40	60	Al _{14.815} B _{55.453}
8	30	70	Al _{11.111} B _{64.695}
9	20	80	Al _{7.407} B _{76.937}
10	10	90	Al _{3.704} B _{83.179}
11	0	100	B _{92.421}

В таблице 2.16 приведены удельные химические формулы топливных композиций, содержащих 40 % тетразола и 60 % металлического горючего, для разных соотношений Al/B.

Таблица 2.16. Удельные химические формулы топливных композиций

№	Содержание, мас. %		Удельная химическая формула
	Al	B	
1	100	0	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{22.222}
2	90	10	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{20.000} B _{5.545}
3	80	20	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{17.778} B _{11.090}
4	70	30	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{15.556} B _{16.636}
5	60	40	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{13.333} B _{22.181}
6	50	50	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{11.111} B _{27.726}
7	40	60	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{8.889} B _{33.272}
8	30	70	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{6.667} B _{38.817}
9	20	80	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{4.444} B _{46.162}
10	10	90	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} Al _{2.222} B _{49.907}
11	0	100	C _{5.718} H _{11.429} N _{22.858} B _{55.453}

В таблице 2.17 приведены компонентные составы топливных композиций с коэффициентом избытка окислителя $\alpha = 1$, а также значения расхода воздуха, обеспечивающего условия стехиометрии смеси.

Таблица 2.17. Компонентные составы топливных композиций

№	Содержание, мас. %				Расход воздуха на 100 г топлива	
	тетразол	Al	B	O ₂	грамм	литр
1	15.32	22.98	0	61.70	267.09	159.78
2	14.40	19.40	2.20	64.00	277.06	214.29
3	13.60	16.40	4.10	65.90	285.28	220.65
4	12.92	13.57	5.81	67.70	293.07	226.68
5	12.28	11.05	7.37	69.30	300.00	232.04
6	11.72	8.79	8.79	70.70	306.06	236.72
7	11.20	6.72	10.08	72.00	311.69	241.08
8	10.72	4.82	11.26	73.20	316.88	245.09
9	10.06	3.02	12.06	74.86	324.07	250.65
10	9.88	1.48	13.34	75.30	325.97	252.13
11	9.48	0	14.22	76.30	330.30	255.47

Результаты расчетов термодинамических характеристик систем, приведенных в таблице 2.17, представлены в таблице 2.18. При анализе полученных результатов основное внимание уделено энергетическим характеристикам и изменению содержания конденсированных веществ в продуктах сгорания.

Таблица 2.18. Термодинамические характеристики топливных композиций

№	Содержание, мас. %		$T_{ад}$, К	$I_{уд}$, с	$M_{Мг}$, г/моль	Конденсированная фаза, моль/кг
	Al	B				
1	100	0	3718.2	267.49	21.672	5.407
2	90	10	3649.5	269.87	24.367	4.695
3	80	20	3585.8	271.76	26.934	3.994
4	70	30	3530.4	273.36	29.313	3.322
5	60	40	3482.7	274.31	31.483	2.689
6	50	50	3441.6	275.92	33.447	2.097
7	40	60	3405.7	277.01	35.226	1.545
8	30	70	3374.0	278.00	36.842	1.029
9	20	80	3345.6	278.92	38.313	0.530
10	10	90	3318.8	280.09	39.679	0.095
11	0	100	3332.1	282.02	39.742	0.000

Анализ результатов расчетов показал, что повышение содержания бора в металлическом компоненте топливной композиции приводит к росту удельного импульса, увеличению средней молекулярной массы газообразных продуктов сгорания, к снижению адиабатической температуры горения и содержания

конденсированных веществ в продуктах сгорания. Следует отметить повышение требуемого расхода кислорода воздуха с увеличением содержания бора в топливе (таблица 2.17).

Практический интерес представляют топливные композиции № 5, 6, 7 металлический компонент которых содержит от 40 до 60 мас. % бора. Данные композиции характеризуются более высоким значением адиабатической температуры горения по сравнению с композициями, содержащими более 60 мас. % бора. Отмеченные композиции характеризуются достаточно высоким значением удельного импульса и пониженным содержанием конденсированных продуктов сгорания. При этом требуется меньший расход кислорода воздуха по сравнению с композициями, металлический компонент которых содержит более 60 мас. % бора.

Влияние расхода кислорода воздуха на термодинамические характеристики топливных композиций

Для перспективных топливных композиций № 5, 6, 7 проанализировано влияние расхода кислорода воздуха на термодинамические характеристики. Расчеты проведены для композиций с разным значением коэффициента избытка окислителя. В таблице 2.19 приведены компонентные составы исследованных топливных композиций.

Таблица 2.19. Компонентные составы топливных композиций

№	Al/B	α	Содержание, мас. %				Воздух	
			тетразол	Al	B	O ₂	грамм	литр
5	60/40	1.0	12.28	11.05	7.37	69.30	300.00	232.04
		0.7	15.52	13.97	9.31	61.20	264.93	204.91
		0.5	18.80	16.92	11.28	53.00	229.44	177.46
		0.3	23.84	21.46	14.30	40.40	174.89	135.27
6	60/40	1.0	11.72	8.79	8.79	70.70	306.06	236.72
		0.7	14.88	11.15	11.15	62.82	271.95	210.34
		0.5	18.13	13.60	13.60	54.67	236.67	183.05
		0.3	23.21	17.40	17.40	41.99	181.77	140.59
7	60/40	1.0	11.20	6.72	10.08	72.00	311.69	241.08
		0.7	14.28	8.57	12.85	64.30	278.35	215.29
		0.5	17.50	10.50	15.74	56.26	243.55	188.37
		0.3	22.58	13.54	20.32	43.56	188.57	145.85

В таблице 2.20 приведены результаты расчетов термодинамических характеристик исследованных топливных композиций.

Таблица 2.20. Термодинамические характеристики топливных композиций

№	Al/B	α	$T_{ад}$, К	$I_{уд}$, с	$M_{Мг}$, г/моль	Конденсированная фаза, моль/кг		
						Al_2O_3	B	BN
5	60/40	1.0	3504.7	278.12	31.197	2.63	0	0
		0.7	3285.2	276.03	34.117	1.61	0	0
		0.5	2526.8	250.89	39.106	0	0	0
		0.3	2419.2	218.16	38.595	0	2.26	5.75
6	60/40	1.0	3463.9	279.31	33.116	2.04	0	0
		0.7	3195.7	276.34	36.198	0.88	0	0
		0.5	2529.6	250.56	38.974	0	1.22	0
		0.3	2424.5	217.10	38.019	0	5.19	5.47
7	60/40	1.0	3428.1	280.37	34.861	1.49	0	0
		0.7	3112.7	276.66	38.041	0.22	0	0
		0.5	2553.7	251.06	38.512	0	1.34	0
		0.3	2428.5	216.01	37.444	0	7.52	5.26

Анализ полученных результатов показал, что снижение коэффициента избытка окислителя от $\alpha = 1$ до $\alpha = 0.7$ практически влияет на энергетические характеристики исследованных топливных композиций. Значение коэффициента избытка окислителя влияет на состав конденсированных продуктов сгорания. Дальнейшее снижение коэффициента избытка окислителя приводит к значительному снижению удельного импульса и адиабатической температуры горения, а также к появлению в продуктах сгорания бора и нитрида бора.

В таблице 2.21 приведены данные по содержанию оксида алюминия в продуктах сгорания в зависимости от соотношения Al/B для топливных композиций с $\alpha = 0.7$. При этом отмечено значительное снижение содержания оксида алюминия в продуктах сгорания с увеличением содержания бора в металлическом компоненте топлива.

Таблица 2.21. Влияние соотношения Al/B на содержание оксида алюминия в продуктах сгорания

Соотношение Al/B	Содержание Al_2O_3 , моль/кг
60/40	1.63
50/50	2.32
40/60	6.77

Таким образом, представленные в настоящем разделе результаты расчетов позволили рекомендовать компонентные составы базовых топливных композиций для ГРД, которые предполагается исследовать экспериментально. К ним относятся композиции, содержащие 40 % тетразола и 60 % металлического горючего. В качестве металлического горючего наиболее эффективно использование смесей Al/V в соотношениях 60/40, 50/50 и 40/60. Снижение значения коэффициента избытка окислителя от $\alpha = 1$ до $\alpha = 0.7$ (уменьшение расхода воздуха) практически не влияет на энергетические характеристики топливных композиций. Дальнейшее снижение коэффициента избытка окислителя до значений $\alpha = (0.3 \div 0.5)$ приводит к значительному снижению адиабатической температуры горения и удельного импульса.

ВЫВОДЫ ПО ВТОРОЙ ГЛАВЕ

1. В работе проведен расчет компонентного состава, удельных химических формул и термодинамических характеристик ВЭМ на активном горючем связующем, отличающихся природой и содержанием металлического горючего.

2. Таким образом, представленные в настоящем разделе результаты расчетов позволили рекомендовать компонентные составы базовых топливных композиций для ГРД, которые предполагается исследовать на экспериментальных стендах. К ним относятся композиции, содержащие 40 % тетразола и 60 % металлического горючего. В качестве металлического горючего наиболее эффективно использование смесей Al/V в соотношениях 60/40, 50/50 и 40/60.

3. Снижение значения коэффициента избытка окислителя от $\alpha = 1$ до $\alpha = 0.7$ (уменьшение расхода воздуха) практически не влияет на энергетические характеристики топливных композиций. Дальнейшее снижение коэффициента избытка окислителя до значений $\alpha = (0.3 \div 0.5)$ приводит к значительному снижению адиабатической температуры горения и удельного импульса.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАЖИГАНИЯ И ГОРЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОМПОЗИЦИЙ ВЭМ

3.1. Технология изготовления образцов

Технологический процесс изготовления образцов ВЭМ включает в себя подготовку смеси порошкообразных компонентов, подготовку связующего, приготовление массы, формование и полимеризацию образцов.

Технология изготовления образцов состояла из последовательного перемешивания сыпучих компонентов (окислителя, металлического горючего, катализаторов, технологических добавок) с горючим связующим. Перемешивание исходных компонентов проведено ручным способом по лабораторной методике (не более 20 г топливной массы за одну мешку). Формирование массы образцов ВЭМ проведено методом проходного прессования.

Метод проходного прессования используется для изготовления модельных образцов топлива из вязкой массы исходного сырья. Для изготовления образцов из сырой, вязкой массы исходного сырья использовалась специальная оснастка, которая состоит из поддона, основной матрицы, вспомогательной матрицы и пуансона (рисунок 3.1). Форма и размер оснастки зависят от конечного размера и формы образца.



Рисунок 3.1 – Фторопластовые пресс-формы

Для изготовления модельных образцов диаметром 10 мм и высотой 30 мм применяют следующую оснастку: поддон в виде диска диаметром 60 мм и высотой 6 мм с множеством сквозных отверстий диаметром 1 мм, основную матрицу высотой 33 мм и диаметром 60 мм соответственно, имеющую семь сквозных отверстий диаметром 10 мм с полированными боковыми поверхностями, вспомогательную матрицу в виде полого цилиндра внутренним диаметром 50 мм и высотой 100 мм, пуансон – цилиндрический стержень диаметром 50 мм и высотой 120 мм. Оснастка изготовлена из цветного металла (алюминий, латунь), основная матрица – из тефлона, латуни, фторопласта.

На поддон устанавливается основная матрица. В полое отверстие (диаметром 10 мм) основной матрицы помещают сырую массу вначале с помощью шпателя (вручную), а затем на основную матрицу устанавливают вспомогательную матрицу, которая также заполняется сырой массой (1/3 объема). После этого во вспомогательную матрицу устанавливается пуансон, и вся оснастка в сборе помещается под пресс. Сырая масса топлива под действием пуансона выдавливается в основную матрицу до момента появления сырой массы из сквозных отверстий диаметром 10 мм поддона. Усилие прессования не превышает 0.2 кН и зависит от вязкости сырой массы.

После появления сырой массы из отверстий поддона процесс прессования прекращается, оснастка разбирается, а основная матрица, заполненная сырой

массой, закрывается с обоих торцов пластинами из тефлона, закрепляется в рамку и помещается в сушильный шкаф для полимеризации сырой массы топлива. Температура полимеризации зависит от типа отверждающего состава.

Полимеризованные образцы поочередно выдавливались из основной матрицы с помощью стержня диаметром 9 мм. После визуального осмотра образцы, имеющие на поверхности и торцевом срезе раковины и трещины, отбраковывались. Далее определяли геометрические размеры изготовленных образцов (с точностью до 0.05 мм), массу (с точностью до 0.01 г) и плотность. При необходимости образцы бронировали по боковой поверхности. Для исследований использовали образцы, отличающиеся по плотности не более, чем на 0.02 г/см³. До испытаний образцы упаковывали в пакеты из кальки и помещали в эксикатор с силикагелем. Состав полученных образцов приведен в таблице 3.1.

Таблица 3.1. Составы экспериментальных образцов

№ состава	Содержание компонентов, мас. %				
	ПХА	НА	СКДМ-80	МПВТ-АСП	Металл/Соединение
A1	69.0 (б/д)	-	16.0	-	15.0 АСД-4
A2	74.0 (б/д)	-	11.0	-	15.0 В (аморфный)
A3	71.4 (б/д)	-	13.6	-	15.0 AlB ₂
A4	73.2 (б/д)	-	11.8	-	15.0 AlB ₁₂
A5	70.2 (б/д)	-	14.8	-	15.0 TiB ₂
B1	21.3	49.8	13.9	-	15.0 АСД-4
B2	22.5	52.5	10.0	-	15.0 В (аморфный)
B3	21.9	51.3	11.8	-	15.0 AlB ₂
B4	22.5	52.5	10.0	-	15.0 AlB ₁₂
B5	21.6	50.4	13.0	-	15.0 TiB ₂
C1	15.0	35.0	-	20	30 АСД-4
C2	18.0	42.0	-	25	15 В (аморфный)
C3	15.6	36.4	-	23	25 AlB ₂
C4	17.4	40.6	-	25	17 AlB ₁₂
C5	15.9	37.1	-	23	24 TiB ₂

Смесевые композиции серий А, В, С отличались типом горючего связующего (СКДМ-80 и МПВТ-АСП), типом окислителя (ПХА и ПХА/НА) и типом металлической добавки (Al, В, AlB₂, AlB₁₂, TiB₂).

Методика изготовления зарядов ГРД аналогична методике изготовления образцов ВЭМ. Общий вид пресс-форм, используемых для изготовления образцов ВЭМ и зарядов ГРД, приведен на рисунках 3.2, 3.3.



Рисунок 3.2 – Общий вид пресс-форм для изготовления образцов ВЭМ

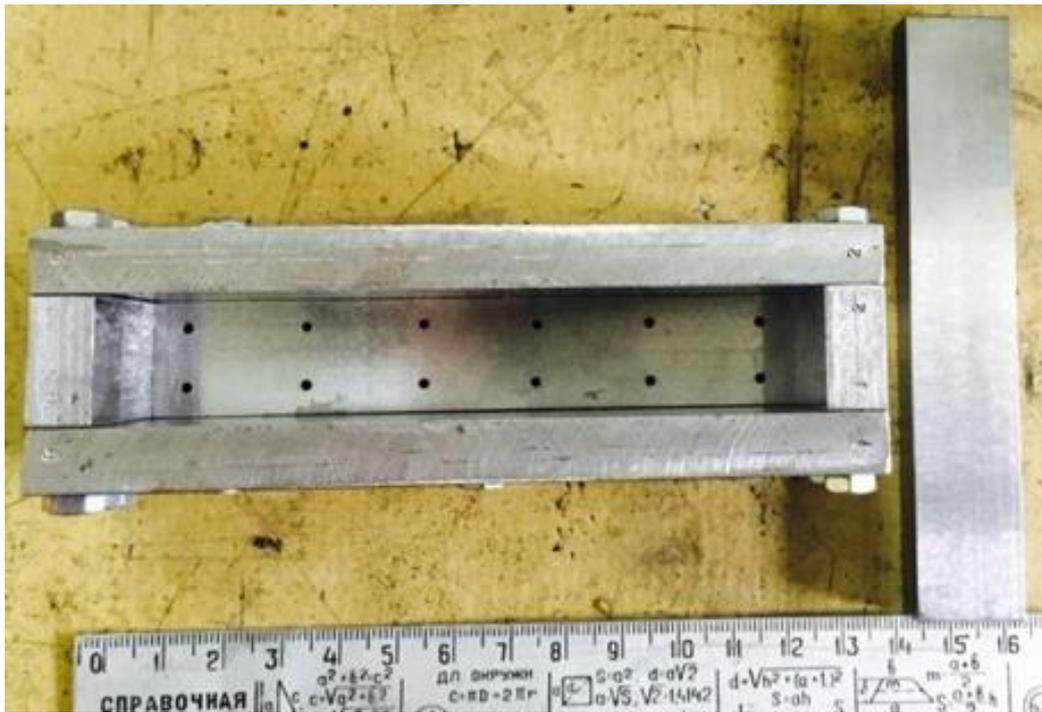


Рисунок 3.3 – Общий вид пресс-формы для изготовления зарядов ГРД

Общий вид экспериментальных образцов ВЭМ и зарядов ГРД приведен на рисунках 3.4, 3.5.

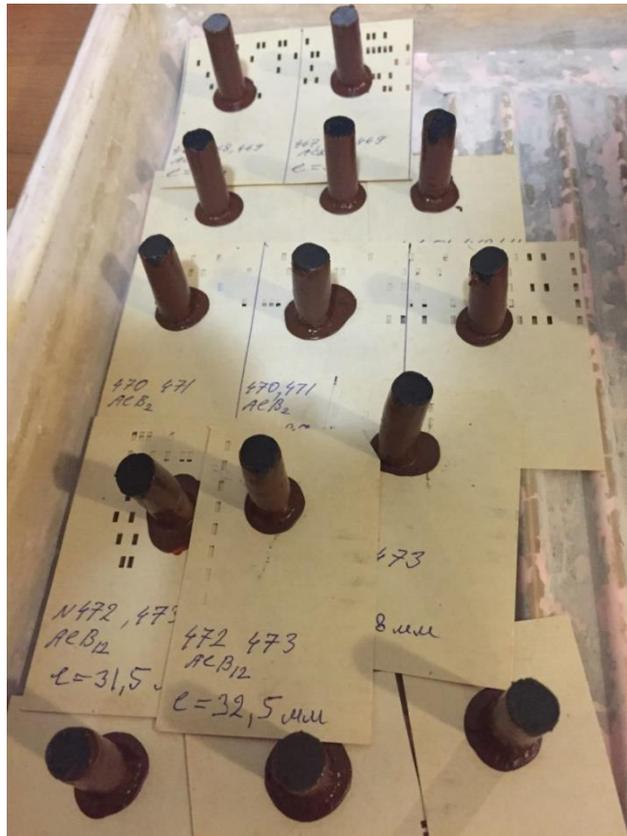


Рисунок 3.4 – Общий вид экспериментальных образцов ВЭМ



Рисунок 3.5 – Общий вид экспериментальных образцов зарядов ГРД

При изготовлении экспериментальных образцов по рассмотренной методике все операции проходного прессования проводились с соблюдением мер безопасности.

3.2. Зажигание образцов ВЭМ

3.2.1. Методы исследования образцов ВЭМ

Зажигание при кондуктивном подводе тепла

Исследование зажигания образцов ВЭМ нагретым телом проводилось на установке кондуктивного нагрева (рисунок 3.6) в диапазоне температур (640 ÷ 700) К.

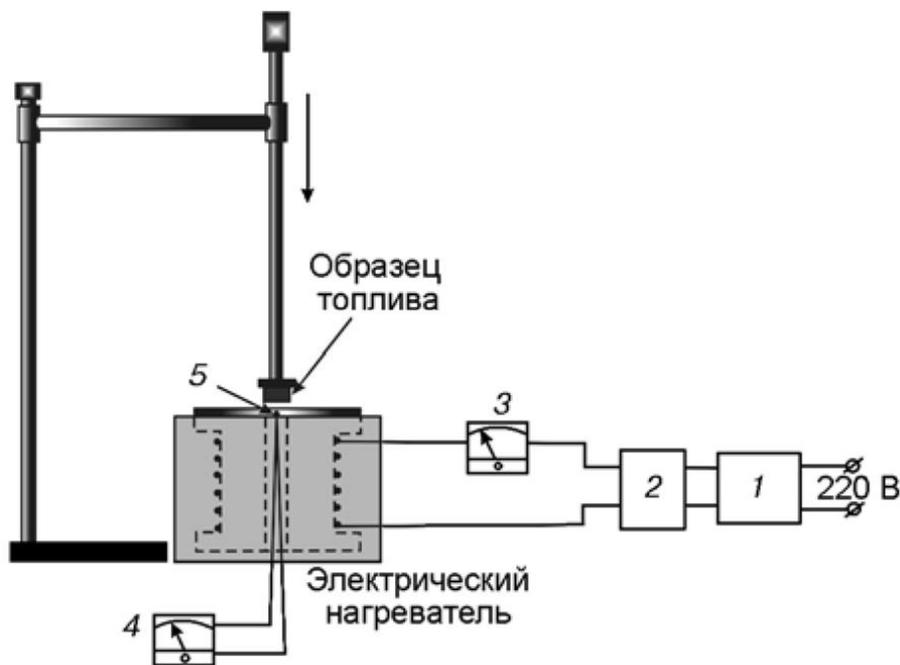


Рисунок 3.6 – Схема установки кондуктивного нагрева

1 – стабилизатор напряжения 220 В; 2 – автотрансформатор; 3 – амперметр; 4 – микровольтметр; 5 – нагревательный элемент

Температуру поверхности нагревательного элемента (рисунок 3.6) измеряли хромель-копелевой термопарой. Рабочий спай термопары запрессовывался в высверленный с тыльной стороны нагревательного элемента канал на расстоянии 1 мм от внешней (рабочей) поверхности, непосредственно в зоне контакта с поверхностью зажигаемого образца. ЭДС термопары измерялась микровольтметром. Термопара градуировалась по ртутному термометру в

диапазоне температур (273 ÷ 873) К с погрешностью ± 1 К. Исследуемый образец ВЭМ крепился к штоку, который свободно перемещался в вертикальном направлении по направляющей штанге. Для исключения теплового влияния штока материал для него выбирали с теплофизическими характеристиками, близкими к соответствующим значениям характеристик ВЭМ (асбоцементная композиция). Образец ВЭМ прижимался к нагретой металлической пластине с силой ≈ 3 Н. Момент зажигания ВЭМ фиксировался по появлению пламени. За время задержки зажигания (t_{ign}) принимался промежуток времени от момента соприкосновения образца с нагретой пластиной до появления видимого пламени.

Для получения каждого значения времени задержки зажигания исследуемого состава ВЭМ проводилось (3 ÷ 5) дублирующих опыта. Относительная погрешность измерения, характеризующая разброс опытных данных, при доверительной вероятности 0.95 составляла (8 ÷ 18) %.

Исследование процесса зажигания смесевых композиций на основе инертного связующего и перхлората аммония в условиях кондуктивного теплообмена проводилось в воздушной среде при атмосферном давлении в диапазоне температур (640 ÷ 700) К. Эксперименты поставлены на образцах в форме цилиндра диаметром 10 мм и высотой 6 мм. Время задержки зажигания также определяли от момента соприкосновения образца с поверхностью нагревательного элемента до появления видимого пламени. Для каждого состава смесевых композиций определялась зависимость времени задержки зажигания от температуры нагревательного элемента.

Зажигание образцов ВЭМ лучистым потоком

Исследование процесса зажигания смесевых композиций световым потоком проводили на установке радиационного нагрева «Уран-1» (рисунок 3.7) [51].

Интегральный лучистый поток (в широком диапазоне длин волн) от ксеноновой лампы ДКсР-10000 фокусировался эллиптическим зеркалом в пятно диаметром 12 мм. Интенсивность излучения измерялась калориметрическим методом с относительной погрешностью не более 10 %.

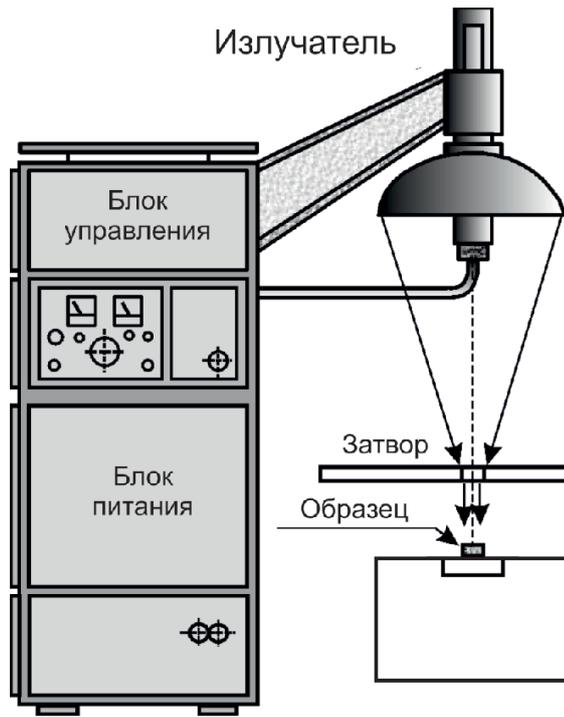


Рисунок 3.7 – Установка радиационного нагрева «Уран-1»

Использовались медные калориметры в виде дисков диаметром 10 мм и толщиной (1 ÷ 3) мм. Поверхность диска, поглощающая излучение, покрывалась ламповой сажей. Со стороны незачерненной поверхности диска устанавливалась термопара на глубину 1.5 мм. Измерялась скорость изменения температуры медного диска под действием излучения, поступающего к поверхности диска, и рассчитывалась интенсивность лучистого потока по формуле:

$$q = \frac{mc}{(1-R)S} \cdot \frac{\Delta T}{\Delta t}, \quad (3.1)$$

где m – масса диска, c – удельная теплоемкость, R – коэффициент отражения, S – площадь зачерненной поверхности диска, $\Delta T/\Delta t$ – скорость изменения температуры.

Электроды ионизационного датчика располагались на расстоянии (3 ÷ 5) мм от исследуемого образца ВЭМ. При воздействии светового излучения электрический сигнал от фотоэлектрического датчика ФД-9К запускал электронно-счетный частотомер ЧЗ-54. При появлении пламени срабатывал ионизационный датчик, сигнал от которого также поступал на частотомер. Время задержки зажигания образцов ВЭМ определялось по показаниям частотомера. Время задержки зажигания в зависимости от мощности излучения определяли по

результатам измерений при варьировании интенсивности лучистого потока в диапазоне $(14 \div 100)$ Вт/см². Опыты проводили в воздушной среде при атмосферном давлении. Начальная температура образцов – комнатная (295 К). Исследуемые образцы имели форму цилиндра диаметром 10 мм, высотой 6 мм. Разброс опытных данных по времени задержки зажигания не превышал $(7 \div 12)$ %.

Зажигание образцов ВЭМ излучением CO₂-лазером

Исследование процесса зажигания образцов ВЭМ проводили с использованием CO₂-лазера (длина волны лазерного излучения 10.6 мкм, максимальная мощность - до 200 Вт). Общий вид и схема экспериментальной установки на основе CO₂-лазера приведены на рисунках 3.8, 3.9. Опыты поставлены на цилиндрических образцах диаметром 10 мм и высотой 5 мм. Предварительно поверхность каждого образца подвергалась проверке на отсутствие дефектов (поры, раковины, трещины). Для обеспечения бронировки боковой поверхности и одномерного течения продуктов газификации образцы помещались в полый цилиндр высотой 10 мм.



Рисунок 3.8 – Общий вид экспериментальной установки на основе CO₂-лазера

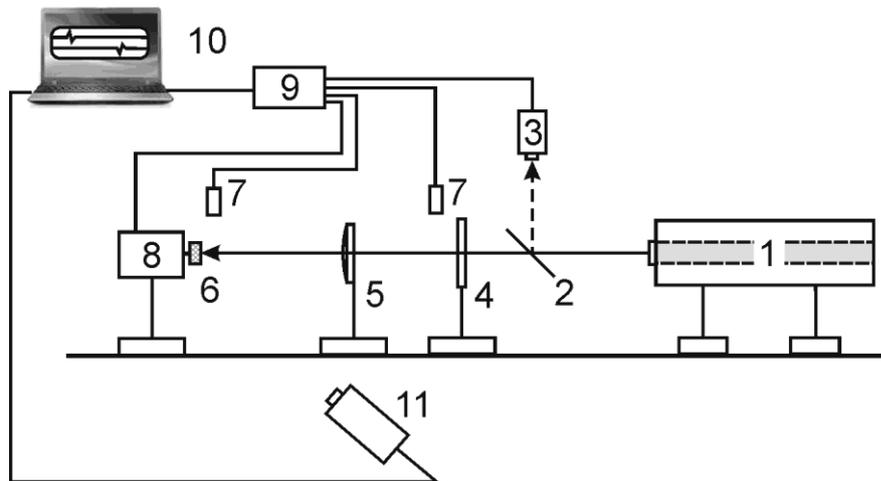


Рисунок 3.9 – Схема экспериментальной установки на основе CO₂-лазера

1 - CO₂-лазер; 2 - полупрозрачное зеркало; 3 – измеритель мощности излучения; 4 - затвор; 5 - линза; 6 - образец; 7 – фотодиоды; 8 - измеритель реактивной силы; 9 – АЦП; 10 – ПК; 11 – видео (тепловизионная) камера

Исследуемый образец ВЭМ закреплялся на рабочем столе в зоне воздействия лазерного излучения. При открытии затвора излучение фокусировалось линзой из хлорида натрия на исследуемый образец. Сигналы от фотоэлектрических датчиков передавались через АЦП сигналов L-card E-14-440, записывались в персональный компьютер и затем обрабатывались с помощью программного обеспечения LGraph2. Время задержки зажигания t_{ign} определяли по разности моментов времени изменения сигналов от фотоэлектрических датчиков, один из которых регистрировал появление пламени на торцевой поверхности образца. Относительная погрешность разброса данных составляла (5 ÷ 10) % при величине доверительной вероятности 0.9. Мощность лазерного излучения, падающего на экспериментальный образец, измерялась с помощью устройства Vega P/N 7Z01560. Максимальное значение мощности излучения определялось в центре лазерного луча.

Измерение температурного поля на поверхности реакционного слоя исследуемых образцов проводили с помощью тепловизионной камеры с цифровой записью на персональном компьютере. Для визуализации процесса зажигания образцов ВЭМ использовалась видеокамера Nikon, скорость съемки – 60 кадров/сек.

3.2.2. Результаты исследования

Зажигание ВЭМ при кондуктивном подводе тепла

По результатам испытаний образцов ВЭМ серии А на нагретом металлическом блоке определено время задержки зажигания в зависимости от температуры нагретого блока. В рамках тепловой модели зажигания [52] определены энергия активации и предэкспоненциальный множитель процесса зажигания исследуемых составов. Результаты исследования зажигания образцов ВЭМ при кондуктивном подводе тепла приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2. Зажигание образцов ВЭМ при кондуктивном подводе тепла

Т блока, К	Время задержки зажигания, с				
	A1 (АСД-4)	A2 (В)	A3 (AlB ₂)	A4 (AlB ₁₂)	A5 (TiB ₂)
644	25.0 ± 1.0	24.6 ± 0.8	30.7 ± 3.5	26.4 ± 2.5	22.4 ± 4.0
650	20.2 ± 1.2	19.3 ± 1.8	24.0 ± 0.4	20.0 ± 1.0	16.7 ± 0.4
661	14.3 ± 1.2	12.2 ± 1.5	15.2 ± 0.6	12.3 ± 2.2	9.4 ± 3.0
680	7.4 ± 0.3	6.3 ± 1.4	8.3 ± 2.4	5.8 ± 1.6	5.0 ± 1.0
692	5.0 ± 0.2	4.3 ± 0.2	4.9 ± 0.2	3.4 ± 0.2	3.0 ± 0.2
E, ккал/моль	31.0	39.2	34.2	35.4	41.1
Q _z , кал/Г·с	6.0·10 ¹¹	3.7·10 ¹⁴	6.5·10 ¹²	1.3·10 ¹³	2.0·10 ¹⁵

Получено, что с ростом температуры блока время задержки зажигания исследованных составов ВЭМ монотонно убывает. Повышенной воспламеняемостью обладают образцы, содержащие порошок бориды титана. В зависимости от типа металлического порошка исследуемые составы можно расположить в ряд по снижению воспламеняемости (росту времени задержки).

$$A5 < A2 < A4 < A1 < A3$$

или

$$TiB_2 < B < AlB_{12} < АСД-4 < AlB_2.$$

Зажигание ВЭМ при лучистом подводе тепла

Результаты испытаний по зажиганию ВЭМ серий А, В, С на установке «Уран-1» приведены в таблицах 3.3–3.5.

Таблица 3.3. Зажигание образцов ВЭМ серия А при лучистом подводе тепла

Тепловой поток, Вт/см ²	Время задержки зажигания, с				
	A1 (АСД-4)	A2 (В)	A3 (AlB ₂)	A4 (AlB ₁₂)	A5 (TiB ₂)
14.8	2.65	1.25	1.85	1.70	3.2
24.0	1.20	0.65	0.80	1.0	1.68
45.0	0.47	0.30	0.32	0.53	0.70
95.0	0.13	0.08	0.10	0.16	0.25

Таблица 3.4. Зажигание образцов ВЭМ серия В при лучистом подводе тепла

Тепловой поток, Вт/см ²	Время задержки зажигания, с				
	B1 (АСД-4)	B2 (В)	B3 (AlB ₂)	B4 (AlB ₁₂)	B5 (TiB ₂)
28.0	1.52	0.76	1.13	1.15	1.70
41.0	0.77	0.35	0.56	0.57	0.87
53.6	0.50	0.24	0.38	0.39	0.62
72.5	0.33	0.17	0.27	0.28	0.42
95.0	0.22	0.12	0.18	0.19	0.30

Таблица 3.5. Зажигание образцов ВЭМ серия С при лучистом подводе тепла

Тепловой поток, Вт/см ²	Время задержки зажигания, с				
	C1 (АСД-4)	C2 (В)	C3 (AlB ₂)	C4 (AlB ₁₂)	C5 (TiB ₂)
28.0	2.20	1.02	0.97	1.06	1.70
41.0	1.13	0.63	0.60	0.65	0.95
53.6	0.75	0.45	0.44	0.46	0.69
72.5	0.46	0.32	0.31	0.33	0.47
95.0	0.30	0.23	0.22	0.24	0.32

Анализ результатов процесса зажигания показал, что при снятии излучения образцы серии А сгорели полностью. Образцы серии В погасали (за исключением образцов, содержащих аморфный бор). Составы на активном связующем (образцы серии С) сгорели полностью за исключением образцов, содержащих борид титана (TiB₂). Это свидетельствует о том, что при прекращении воздействия излучения медленно горящие составы не способны поддерживать горение.

Следует отметить то, что при тепловом потоке менее 30 Вт/см² наблюдался неустойчивый затяжной процесс зажигания образцов серии В. Это связано с интенсивным газовыделением с поверхности образцов, которое ослабляет воздействие внешнего теплового потока и затрудняет создание критических условий зажигания у поверхности образца.

В отличие от зажигания при кондуктивном подводе тепла в условиях нагрева лучистым потоком повышенной воспламеняемостью обладают образцы, содержащие аморфный бор и борид алюминия. При интенсивности потока $\sim 50 \text{ Вт/см}^2$ время задержки зажигания t_{ign} исследуемых составов ВЭМ увеличивается в соответствии со следующими рядами

– серия А:

$$A2 < A3 < A4 < A1 < A5 \text{ или } B < AlB_2 < AlB_{12} < \text{АСД-4} < TiB_2;$$

– серия В:

$$B2 < B3 < B4 < B1 < B5 \text{ или } B < AlB_2 < AlB_{12} < \text{АСД-4} < TiB_2;$$

– серия С:

$$C3 < C2 < C4 < C5 < C1 \text{ или } AlB_2 < B < AlB_{12} < TiB_2 < \text{АСД-4}.$$

Зажигание ВЭМ излучением CO₂-лазера

Для образцов ВЭМ серий А, В получены значения времени задержки зажигания в зависимости от плотности теплового потока с использованием CO₂-лазера (таблице 3.6). Графики зависимости времени задержки зажигания образцов ВЭМ серии А от плотности теплового потока приведены на рисунке 3.10

Таблица 3.6. Время задержки зажигания образцов ВЭМ излучением CO₂-лазера

q , Вт/см ²	Время задержки зажигания, мс									
	Составы серии А					Составы серии В				
	А1	А2	А3	А4	А5	В1	В2	В3	В4	В5
67	114.0	62.4	145.0	150.0	133.0	194.0	136.0	254.0	276.0	240.0
67	114.0	55.2	142.0	135.0	130.0	188.0	144.0	240.0	282.0	212.0
67	121.0	65.6	130.0	–	157.0	182.0	128.0	234.0	–	240.0
122	67.2	30.4	66.0	58.2	60.4	70.6	49.2	59.8	54.0	71.2
164	30.8	20.8	41.6	34.4	40.8	38.8	29.6	32.2	31.2	55.0
168	28.4	15.1	20.2	18.0	29.4	–	–	–	–	–
168	24.0	16.0	24.8	17.2	30.8	–	–	–	–	–
168	28.0	14.2	24.8	17.6	31.6	–	–	–	–	–
190	28.0	13.2	30.8	27.2	33.6	–	–	–	–	–
213	–	–	–	–	–	30.0	20.8	22.0	22.4	32.0

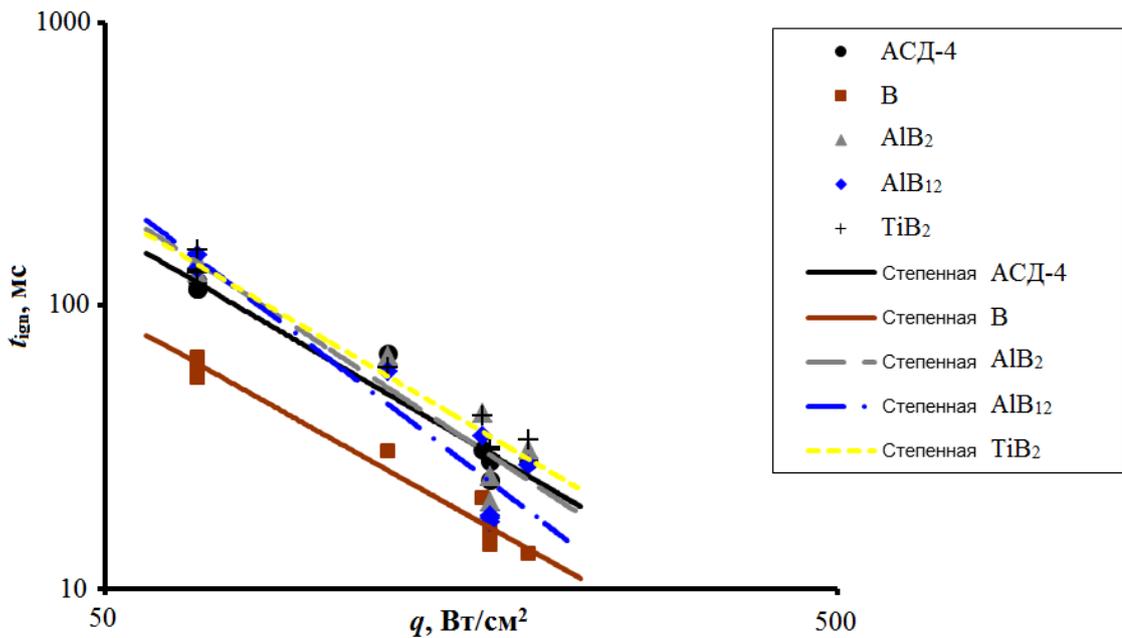


Рисунок 3.10 – Время задержки зажигания составов серии А в зависимости от плотности теплового потока

3.2.3. Определение констант формальной кинетики

Для численных или приближенных аналитических расчетов времени задержки зажигания заряда ВЭМ или ТГМ под воздействием инициирующего теплового потока в зависимости от интенсивности теплового потока необходимы данные по константам формальной химической кинетики процесса зажигания.

При нагреве поверхности топлива лучистым потоком с интенсивностью $(20 \div 40) \text{ Вт/см}^2$ процесс зажигания лимитируется экзотермическими реакциями в конденсированной фазе топлива [52]. Для непрозрачных веществ математически температурное поле в конденсированной фазе описывается нестационарным уравнением теплопроводности

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{Qz}{c} \exp\left(-\frac{E}{RT}\right) \quad (3.2)$$

с начальными и граничными условиями

$$\begin{aligned}
 t = 0: & \quad T(x, 0) = T_{\text{н}} = \text{const}, & 0 \leq x < \infty; \\
 t > 0: & \quad -\lambda \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=0} = q = \text{const} > 0, & \left. \frac{\partial T}{\partial x} \right|_{x=\infty} = 0.
 \end{aligned}$$

где $a = \lambda/(\rho c)$ – коэффициент температуропроводности топлива;

λ, ρ, c – коэффициент теплопроводности, плотность, удельная теплоемкость топлива;

Q – тепловой эффект реакции;

z – предэкспоненциальный множитель;

E – энергия активации;

R – универсальная газовая постоянная;

q – интенсивность (поверхностная плотность) потока излучения;

$T_{\text{н}}$ – начальная температура топлива.

Методика определения констант формальной кинетики

Для определения констант формальной химической кинетики процесса зажигания – энергии активации E и произведение предэкспоненциального множителя z на тепловой эффект реакции Qz – использовалась методика В. Н. Вилюнова решения обратной кинетической задачи [52].

Методика основана на положениях квазистационарной теории зажигания [52], в рамках которой получена формула для расчета безразмерного времени зажигания

$$\tau_{\text{ign}} = \frac{\pi}{8} \theta_{\text{н}}^2. \quad (3.3)$$

Уточненная путем сравнения с результатами численного расчета формула имеет вид:

$$\tau_{\text{ign}} = \frac{0.349}{1 - 0.8 \cdot \beta} \theta_{\text{н}}^2. \quad (3.4)$$

В рамках квазистационарной теории зажигания получена формула для безразмерной величины теплового потока:

$$q_0 = \sqrt{2}. \quad (3.5)$$

В формулах (3.3)–(3.5) $\tau_{\text{ign}} = t_{\text{ign}}/t_a$ – безразмерное время задержки зажигания, t_{ign} , – размерное время задержки зажигания, $t_a = \frac{c}{Qz} \frac{RT_*^2}{E} \exp\left(-\frac{E}{RT_*}\right)$ – адиабатический период индукции; $q, q_0 = \frac{a}{\lambda} \frac{E}{RT_*^2} \sqrt{a \cdot t_a}$ – размерный и безразмерный тепловой поток; $\beta = \frac{RT_*}{E}$ – число Аррениуса, характеризующее зависимость скорости реакции от температуры; $\theta_n = \frac{E}{RT_*^2} (T_n - T_*)$ – безразмерная температура; T_* – масштабная температура (квазистационарная температура зажигания).

Методика решения обратной кинетической задачи основана на решении уравнений (3.4), (3.5). Уравнение (3.4) в размерной форме имеет вид:

$$t_{\text{ign}} = \frac{0.349 \cdot cE}{(1 - 0.8\beta)QzR} \left(1 - \frac{T_n}{T_*}\right)^2 \exp\left(\frac{E}{RT_*}\right). \quad (3.6)$$

Соответственно, (3.5) в размерном виде

$$q^2 = 2\rho\lambda Qz \frac{RT_*^2}{E} \exp\left(-\frac{E}{RT_*}\right). \quad (3.7)$$

Выразим из (3.7) комплекс

$$Qz \frac{RT_*^2}{E} \exp\left(-\frac{E}{RT_*}\right) = \frac{q^2}{2\rho\lambda}$$

и подставим его в (3.6):

$$t_{\text{ign}} = \frac{0.349 \cdot 2\lambda\rho c}{(1 - 0.8\beta)q^2} (T_* - T_n)^2. \quad (3.8)$$

Из (3.8) следует формула для определения масштабной температуры как функции от экспериментально определенных q, t_{ign}

$$T_* = T_n + q \sqrt{\frac{(1 - 0.8\beta)t_{\text{ign}}}{0.698 \cdot \lambda\rho c}}. \quad (3.9)$$

Поскольку значение числа Аррениуса $\beta \sim 10^{-2}$ пренебрежимо мало, то уравнение (3.9) можно представить в виде:

$$T_* = T_n + 1.2q \sqrt{\frac{t_{\text{ign}}}{\lambda \rho c}}. \quad (3.10)$$

Логарифмируя уравнение (3.6), получаем

$$\ln \frac{t_{\text{ign}}}{\left(1 - \frac{T_n}{T_*}\right)^2} = \ln \left[\frac{0.35 \cdot cE}{RQz} \right] + \frac{E}{RT_*}. \quad (3.11)$$

Уравнение (3.11) можно представить в виде линейной зависимости

$$y = a + bx, \quad (3.12)$$

где $x = T_*^{-1}$, $y = \ln \frac{t_{\text{ign}}}{\left(1 - \frac{T_n}{T_*}\right)^2}$, $a = \ln \frac{0.35 \cdot cE}{RQz} = \text{const}$, $b = \frac{E}{R} = \text{const}$.

Аппроксимируя экспериментальные данные в координатах $\{x, y\}$, можно получить значения энергии активации E и предэкспоненциального комплекса Qz .

Методика обработка экспериментальных данных

Для определения констант формальной химической кинетики процесса зажигания необходимые экспериментальные данные обрабатывались в соответствии со следующей методикой.

Полученные по результатам серии N экспериментов значения q , t_{ign} записываются в таблицу 3.7.

Таблица 3.7. Экспериментальные данные для расчета констант формальной кинетики

$q_i, \text{ВТ/см}^2$	q_1	$q_i, (i = 1, \dots, N)$
$t_{\text{ign}}, \text{с}$	$t_{\text{ign} 1}$	$t_{\text{ign} n}$
$T_*, \text{К}$	$T_{* 1}$	$T_{* n}$
$x = T_*^{-1}$	x_1	x_n
y_i	y_1	y_n
$\ln y$	$\ln y_1$	$\ln y_n$

Затем по формуле (3.10) рассчитывается значение масштабной температуры

$$T_* \text{ с учетом (таблица 3.7) } x = T_*^{-1}, y = \ln \frac{t_{\text{ign}}}{\left(1 - \frac{T_H}{T_*}\right)^2}.$$

Далее, в координатах $\{x, y\}$ методом наименьших квадратов строится график зависимости $y(x)$ по N точкам (рисунок 3.11) и по двум точкам на графике (рисунок 3.12) определяется тангенс угла наклона $\text{tg}\alpha$:

$$\text{tg } \alpha = \frac{\ln y_2 - \ln y_1}{x_2 - x_1}$$

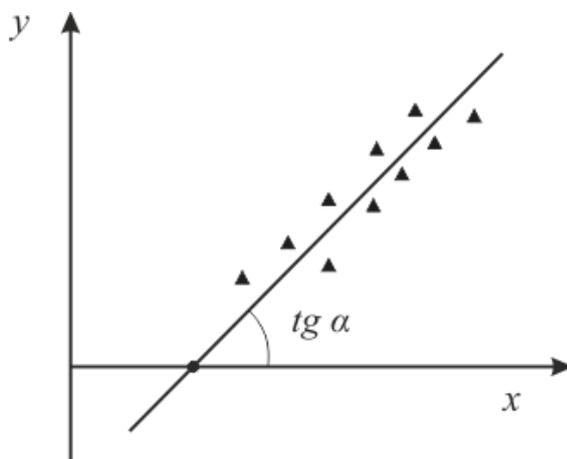


Рисунок 3.11 – Зависимость $y(x)$

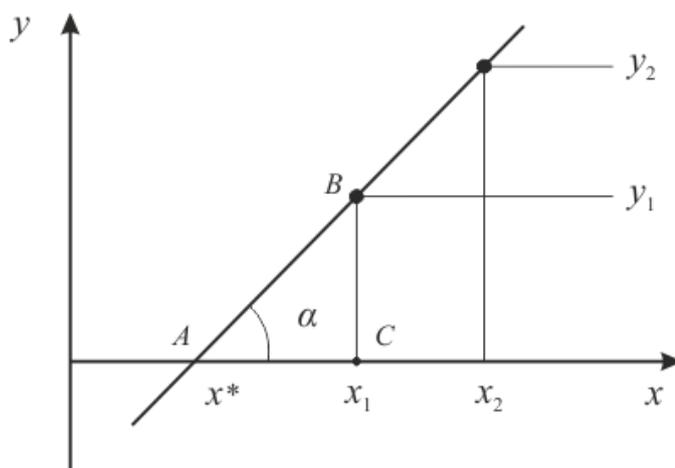


Рисунок 3.12 – Определение тангенса угла наклона

Энергию активации определяется по формуле:

$$E = R \cdot \text{tg } \alpha.$$

Для определения комплекса Qz находим точку пересечения прямой (рисунок 3.12) с осью абсцисс из решения системы уравнений

$$\left. \begin{array}{l} y = a + bx^* \\ y = 0 \end{array} \right\}. \quad (3.13)$$

Из (3.11), (3.12) следует

$$y = a + bx^*,$$

$$\ln \frac{0.35 \cdot Ec}{R} - \ln(Qz) = -\frac{E}{RT}, \quad (3.14)$$

или

$$\ln(Qz) = \ln \frac{0.35 \cdot Ec}{R} + \frac{E}{RT}.$$

Тогда формула для расчета Qz имеет вид:

$$Qz = \exp \left[\ln \frac{0.35 \cdot Ec}{\beta} + \frac{E}{RT_*^*} \right],$$

где $T_*^* = \frac{1}{x^*}$ – значение масштабной температуры.

Тестовые опыты (пироксилин)

С использованием приведенной методикой были обработаны данные тестовых испытаний. В качестве тестовых рассматривались образцы пироксилина с добавлением 1 % сажи марки К-354. Пироксилин – наиболее изученное вещество с известными кинетическими и теплофизическими характеристиками [53]. Сажу добавляли для снижения влияния оптических параметров источника нагрева. Диаметр и высота цилиндрических образцов составляли 10 мм, плотность – 1.45 г/см². Опыты проводили с использованием установки радиационного нагрева «Уран-1». В таблице 3.8 приведены полученные в четырех сериях экспериментов значения q , t_{ign} .

Таблица 3.8. Время задержки зажигания в зависимости от плотности теплового потока

$q, \text{Вт/см}^2$	$t_{\text{ign}}, \text{с}$
3.61	9.1
5.43	4.06
13.55	0.70
17.83	0.42

Рассчитаны значения масштабной температуры T_* (по формуле (3.9), x и y (таблица 3.9):

$$T_* = 293 + 1.2 * 3.61 * 10^4 \sqrt{\frac{9.1}{0.1256 * 1500 * 1298}},$$

$$x = 557^{-1},$$

$$y = \ln \frac{9.1}{\left(1 - \frac{293}{557}\right)^2}.$$

Таблица 3.9. Результаты расчетов

№	1	2	3	4
$q, \text{Вт/см}^2$	3.61	5.43	13.55	17.82
$t_{\text{ign}}, \text{с}$	9.1	4.06	0.7	0.42
$T^*, \text{К}$	557	558	568	573
x, T^{*-1}	1.79449	1.79051	1.76025	1.74494
$y, \text{с}$	40.466	17.966	2.985	1.758
$\ln y$	3.700	2.888	1.094	0.564
$\ln t_{\text{ign}}$	2.208	1.401	-0.357	-0.868

График зависимости $y(x)$ приведен на рисунке 3.13.

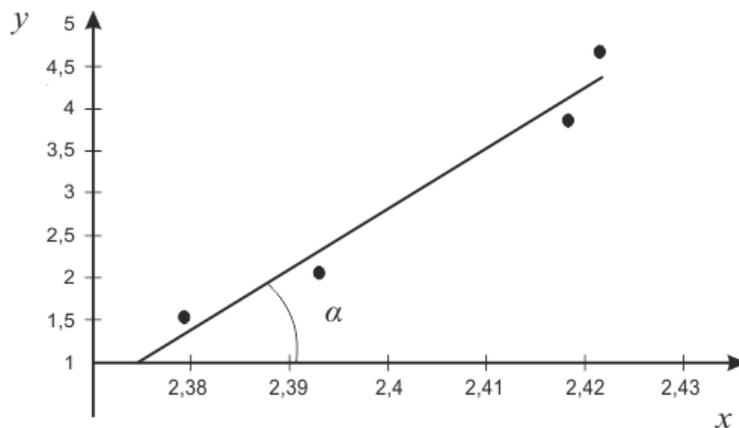


Рисунок 3.13 – Зависимость $y(x)$ по результатам расчета

По двум точкам (рисунок 3.14) рассчитываем тангенс угла наклона и точку пересечения x^* с осью абсцисс.

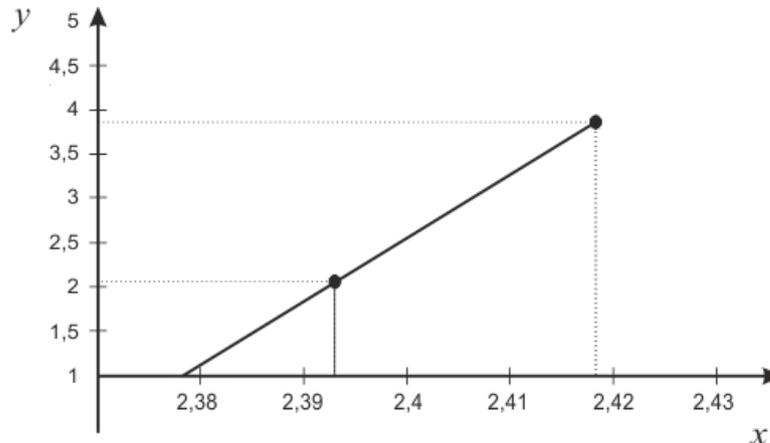


Рисунок 3.14 – Расчет тангенса угла наклона

Значения энергии активации и предэкспоненциального множителя составили

$$E = 271 \text{ кДж/моль}$$

$$Q_z = 4.82 \cdot 10^{31}$$

Полученные по результатам тестовых испытаний значения энергии активации и предэкспоненциального множителя согласуются с данными [53].

Определение констант формальной кинетики для исследуемых образцов ВЭМ

Основной функцией расчета внутрибаллистических характеристик является определение констант формальной кинетики – энергии активации E и предэкспонент Q_z . На основании анализа результатов термодинамических расчетов для экспериментальных исследований и определения констант формальной кинетики были выбраны наиболее перспективные составы, содержащие в качестве металлической добавки порошки алюминия, боридов алюминия, бора и титана. В таблице 3.10 приведены компонентные составы рассматриваемых композиций (по результатам термодинамических расчетов при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 0.5$).

Таблица 3.10. Компонентные составы экспериментальных образцов

№ Состава	Содержание компонентов, мас. %							
	СКДМ-80	НА	ПХА	Al	В	AlB ₂	AlB ₁₂	TiB ₂
A1	16.0	–	69.0	15.0	–	–	–	–
A2	11.0	–	74.0	–	15.0	–	–	–
A3	13.6	–	71.4	–	–	15.0	–	–
A4	11.8	–	73.2	–	–	–	15.0	–
A5	14.8	–	70.2	–	–	–	–	15.0

Для состава, содержащего алюминий, проведены эксперименты при разных значениях мощности теплового излучения и получены данные, необходимые для определения констант формальной кинетики (таблица 3.11).

Таблица 3.11. Данные для определения констант формальной кинетики (состав, содержащий алюминий)

№	1	2	3	4
$q, \text{Вт/см}^2$	90	115	150	200
$t_{\text{ign}}, \text{с}$	0.376	0.245	0.154	0.093
$T^*, \text{К}$	828	845	863	884
$T^{*-1}, \text{К}^{-1}$	1.20726	1.18322	1.15742	1.13042
$y, \text{с}$	0.900	0.574	0.353	0.208
$\ln y$	-0.105	-0.555	-1.042	-1.571
$\ln t_{\text{ign}}$	-0.978	-1.406	-1.871	-2.375

На основании полученных данных определены значения энергии активации E и предэкспоненциального комплекса Q_z :

$$E = 158 \text{ кДж/моль},$$

$$Q_z = 9.95 \cdot 10^{13}.$$

Аналогично в таблице 3.12 приведены результаты обработки данных экспериментов для состава, содержащего бор. На основании полученных данных определены значения энергии активации E и предэкспоненциального комплекса Q_z :

$$E = 90 \text{ кДж/моль}$$

$$Q_z = 3.63 \cdot 10^{11}$$

Таблица 3.12. Данные для определения констант формальной кинетики (состав, содержащий бор)

№	1	2	3	4
$q, \text{Вт/см}^2$	90	115	150	200
$t_{\text{ign}}, \text{с}$	0.144	0.097	0.063	0.039
$T^*, \text{К}$	624	640	659	680
$T^{*-1}, \text{К}^{-1}$	1.60065	1.56015	1.51661	1.46946
$y, \text{с}$	0.512	0.330	0.205	0.123
$\ln y$	-0.669	-1.108	-1.583	-2.095
$\ln t_{\text{ign}}$	-1.935	-2.330	-2.758	-3.221

В таблице 3.13 приведены результаты обработки данных экспериментов для состава, содержащего борид алюминия. На основании полученных данных определены значения энергии активации E и предэкспоненциального комплекса Q_z :

$$E = 73 \text{ кДж/моль}$$

$$Q_z = 4.65 \cdot 10^9$$

Таблица 3.13. Данные для определения констант формальной кинетики (состав, содержащий борид алюминия)

№	1	2	3	4
$q, \text{Вт/см}^2$	90	115	150	200
$t_{\text{ign}}, \text{с}$	0.1817	0.1249	0.0831	0.0535
$T^*, \text{К}$	665	687	712	741
$T^{*-1}, \text{К}^{-1}$	1.50346	1.45510	1.40363	1.34820
$y, \text{с}$	0.580	0.380	0.240	0.146
$\ln y$	-0.544	-0.969	-1.428	-1.923
$\ln t_{\text{ign}}$	-1.705	-2.080	-2.488	-2.928

В таблице 3.14 приведены результаты обработки данных экспериментов для состава, содержащего полиборид алюминия. На основании полученных данных определены значения энергии активации E и предэкспоненциального комплекса Q_z :

$$E = 242 \text{ кДж/моль}$$

$$Q_z = 9.46 \cdot 10^{22}$$

Таблица 3.14. Данные для определения констант формальной кинетики (состав, содержащий полиборид алюминия)

№	1	2	3	4
q , Вт/см ²	90	115	150	200
t_{ign} , с	0.196	0.125	0.077	0.045
T^* , К	679	687	696	704
T^{*-1} , К ⁻¹	1.47167	1.45477	1.43523	1.41936
y , с	0.606	0.380	0.229	0.132
$\ln y$	-0.501	-0.968	-1.473	-2.026
$\ln t_{\text{ign}}$	-1.630	-2.079	-2.564	-3.101

В таблице 3.15 приведены результаты обработки данных экспериментов для состава, содержащего борид титана. На основании полученных данных определены значения энергии активации E и предэкспоненциального комплекса Qz :

$$E = 98 \text{ кДж/моль}$$

$$Qz = 2.40 \cdot 10^{10}$$

Таблица 3.15. Данные для определения констант формальной кинетики (состав, содержащий борид титана)

№	1	2	3	4
q , Вт/см ²	90	115	150	200
t_{ign} , с	0.321	0.216	0.14	0.088
T^* , К	787	811	837	868
T^{*-1} , К ⁻¹	1.26965	1.23237	1.19415	1.15140
y , с	0.814	0.529	0.331	0.200
$\ln y$	-0.206	-0.637	-1.105	-1.607
$\ln t_{\text{ign}}$	-1.136	-1.532	-1.966	-2.430

В таблице 3.16 приведены значения констант формальной кинетики для перспективных составов ВЭМ.

Таблица 3.16. Константы формальной кинетики

Составы	E , кДж/моль	Qz , Дж/(кг·с)
Al	158	$9.95 \cdot 10^{13}$
B	90	$3.63 \cdot 10^{11}$
AlB ₂	73	$4.65 \cdot 10^9$
AlB ₁₂	242	$9.46 \cdot 10^{22}$
TiB ₂	98	$2.40 \cdot 10^{10}$

3.2.4. Зажигание ВЭМ при динамических режимах нагрева

В настоящее время достаточно подробно изучены характеристики зажигания конденсированных систем при нагреве постоянным тепловым потоком, в так называемом статическом режиме нагрева [52, 54]. В реальных условиях, в частности, при воспламенении заряда твердотопливного ракетного двигателя [55], горючих материалов в условиях пожара [56, 57] и т.д. зажигание осуществляется при динамических режимах нагрева переменным (зависящим от времени) тепловым потоком.

Теоретический анализ динамических режимов зажигания проводился, в основном, в рамках тепловой твердофазной модели. Формирование прогретого слоя в конденсированной фазе в данном случае происходит в усложненных динамических условиях, вследствие чего время задержки зажигания существенно зависит не только от плотности потока энергии к образцу, но также и от режима изменения теплового потока в период индукции [52, 54, 57–61]. Экспериментальное исследование характеристик зажигания конденсированных веществ лучистым тепловым потоком проводилась в большинстве работ при постоянном значении плотности теплового потока в период индукции [51, 53, 62–67]. Динамические режимы зажигания конвективным и лучистым тепловым потоком в доступной литературе рассматривались в единичных публикациях [56, 68–71], что связано, по-видимому, с технической сложностью проведения корректно поставленных экспериментов.

В работах [68, 69] исследовалось зажигание поливинилнитрата и пироксилина в условиях нарастающего и убывающего конвективного теплового потока, создаваемого газообразными продуктами воспламенителя в модельной камере сгорания с сопловым блоком. Вследствие большого разброса экспериментальных данных по времени задержки зажигания (до 60 %), в указанных работах получены только качественные зависимости для характеристик зажигания.

Результаты измерения характеристик зажигания в условиях динамического нагрева образцов лучистым тепловым потоком, полученные для пироксилина [70, 71] и для древесины [56], показывают, что при одинаковых значениях плотности теплового потока времена задержки зажигания t_{ign} существенно отличаются для статического и динамического режимов нагрева. В указанных работах при анализе экспериментальных данных использовалось усреднение теплового потока для динамических режимов нагрева:

$$\bar{q} = \frac{1}{t_{\text{ign}}} \cdot \int_0^{t_{\text{ign}}} q(t) dt,$$

где \bar{q} – среднее значение плотности переменного теплового потока $q(t)$ за период индукции t_{ign} .

Для исследования характеристик зажигания модельного состава ВЭМ изменяющимся во времени тепловым потоком излучения использовали установку интегрального лучистого нагрева на основе «Уран-1» [62], излучатель которой состоит из эллиптического зеркала и ксеноновой лампы типа ДКсР-10000 номинальной тепловой мощностью 5.5 кВт со спектром излучения $\lambda = (0.25 \div 1.85)$ мкм. В качестве модельных образцов использовали пироксилин с содержанием 1 мас % сажи марки К-354. Сажу добавляли для снижения влияния оптических параметров источника нагрева. Диаметр и высота образцов составляли 10 мм, плотность – 1.45 г/см². Исследовалось влияние переменного теплового потока на время задержки зажигания пироксилина на воздухе при атмосферном давлении.

Динамический режим теплового потока обеспечивался путем перемещения исследуемого образца в период его нагрева световым потоком вдоль оптической оси эллиптического отражателя установки лучистого нагрева «Уран-1». С этой целью использовали электромеханическое устройство, позволяющее перемещать исследуемый образец со скоростью 4.75 см/с. Темп изменения теплового потока определялся скоростью перемещения образца.

Существующая нестабильность в работе установки лучистого нагрева усложняет методику проведения испытаний в условиях нагрева образца

переменным тепловым потоком, так как возникают повышенные требования к точности определения среднего теплового потока за индукционный период зажигания конденсированного вещества. С целью уточнения функции распределения теплового потока перед каждым измерением времени задержки зажигания пироксилина определяли плотность теплового потока в трех-четыре реперных точках на оптической оси установки. Плотность теплового потока измеряли с помощью микрокалориметра, установленного вместо исследуемого образца [59]. Погрешность измерения плотности теплового потока не превышала 10 %. По известной скорости перемещения образца вдоль оптической оси можно определить момент времени для фиксированных расстояний l и, следовательно, динамику изменения плотности теплового потока в данном опыте.

По измеренным значениям времени задержки зажигания t_{ign} ВЭМ при разных потоках излучения рассчитывались расстояния, на которые перемещался образец в момент воспламенения. Затем по зависимости $q/q_{\text{max}}(l)$ ($q_{\text{max}}(l)$ – максимальное значение лучистого потока) определялась зависимость $q(t)$ для заданной скорости перемещения образца ВЭМ и начальной плотности потока излучения. По этой зависимости определялись текущие значения плотности потока излучения и рассчитывались осредненные значения плотности потока за период времени задержки зажигания t_{ign} образца ВЭМ по формуле.

Градуировка системы измерения плотности теплового потока при перемещении исследуемого образца пироксилина относительно фокальной плоскости излучателя проводилась в статических условиях. Датчик теплового потока (ДТП) устанавливался в фокальной плоскости (фокусное расстояние $f \approx 1$ м), точная координата которой определялась по максимальному показанию датчика ($q = q_f$) для заданного значения тока питания ксеноновой лампы и принималось за $x = 0$.

Затем ДТП перемещали вдоль оптической оси установки по направлению от излучателя и проводили измерение плотности теплового потока в нескольких фиксированных точках $x_i > 0$ вдоль координаты x . Аналогичные измерения проводили при перемещении ДТП по направлению к излучателю. Полученную

осредненную табличную зависимость $q_i(x_i)$ аппроксимировали экспоненциальной функцией

$$\bar{q}(x) = \frac{q(x)}{q_f} = \exp(-bx),$$

где $q(x)$ – плотность теплового потока на расстоянии x от фокальной плоскости; q_f – плотность теплового потока в фокальной плоскости ($x = 0$).

На рисунке 3.15 приведена обобщенная зависимость $\bar{q}(x)$, полученная в диапазонах $x = (0 \div 17.5)$ см, $q_f = (10.2 \div 121.2)$ Вт/см² (коэффициент детерминации $R^2 = 0.9865$):

$$\bar{q}(x) = \exp(-0.239x).$$

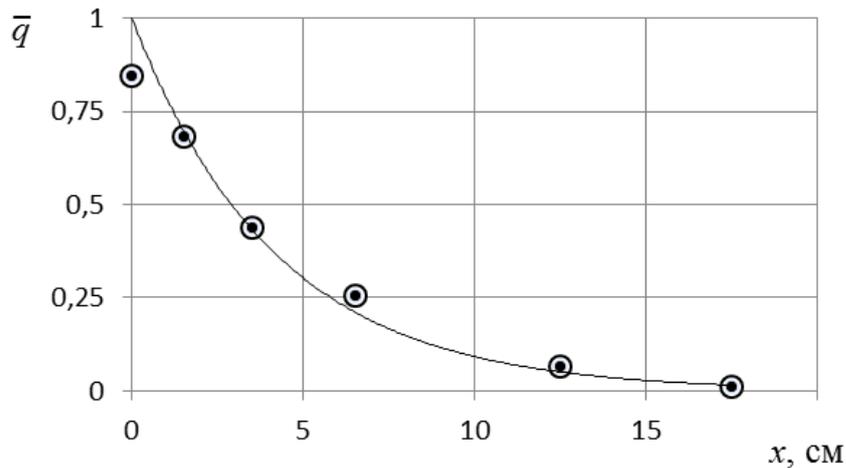


Рисунок 3.15 – Зависимость \bar{q} от расстояния до фокальной плоскости излучателя

Для определения динамики изменения плотности теплового потока во времени зависимость $\bar{q}(x)$ заменой $x = ut$ (u – скорость перемещения образца относительно фокальной плоскости излучателя) преобразовывалась к виду $\bar{q}(t)$. При перемещении образца от фокальной плоскости в направлении от излучателя (убывающий тепловой поток)

$$\bar{q}(t) = \exp(-but),$$

при обратном перемещении (возрастающий тепловой поток)

$$\bar{q}(t) = \exp[-b(x_0 - ut)], \quad (3.15)$$

x_0 – координата образца в начальный момент времени $t = 0$.

Зависимости $\bar{q}(t)$, рассчитанные по уравнениям для убывающего и возрастающего теплового потока в условиях проведенных экспериментов ($u = \text{const} = 4.75$ см, $x_0 = 17.5$ см, $b = 0.239$) приведены на рисунке 3.16.

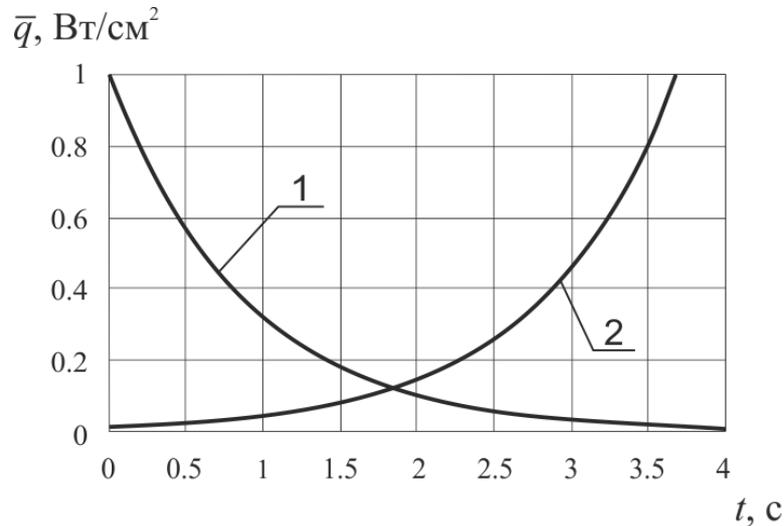


Рисунок 3.16 - Зависимости $\bar{q}(t)$ для убывающего (1) и возрастающего (2) теплового потока

Полное время перемещения образца от $x = 0$ до $x_0 = 17.5$ см и обратного перемещения от $x_0 = 17.5$ см до $x = 0$ составило

$$t_0 = x_0/u = 3.684 \text{ с.}$$

В режиме возрастающего теплового потока проведена серия опытов, которые отличались скоростью изменения плотности теплового потока в процессе зажигания пироксилина. Результаты исследования приведены в таблице 3.17, где a, b – коэффициенты аппроксимационной функции (3.15), количество тепловой энергии Q , полученной образцом за период индукции, рассчитывалось по формуле:

$$Q = q_0 \cdot t_{\text{ign}},$$

где q_0 – постоянный тепловой поток.

Среднее значение плотности теплового потока \tilde{q} и средняя скорость изменения плотности потока $(dq/dt)_{\text{cp}}$ за период индукции определялись по формулам

$$\tilde{q} = \frac{Q}{t_{\text{ign}}}, \quad (dq/dt)_{\text{cp}} = \frac{1}{t_{\text{ign}}} [q(t_{\text{ign}}) - q(0)].$$

Таблица 3.17. Характеристики зажигания пироксилина при воздействии
возрастающего теплового потока

Диапазон изменения q , Вт/см ²	a , Вт/см ²	b , с ⁻¹	t_{ign} , с	Q , Дж/см ²	\tilde{q} , Вт/см ²	$(dq/dt)_{\text{ср}}$, Вт/(см ² ·с)
0.21 ÷ 10.50	0.21	1.27	3.08 ± 0.04	8.10	2.63	3.34
0.51 ÷ 16.47	0.51	1.25	2.78 ± 0.08	12.77	4.59	5.74
0.99 ÷ 19.00	0.99	1.66	1.78 ± 0.06	10.85	6.10	10.12
1.78 ÷ 21.24	1.78	1.71	1.45 ± 0.01	13.42	7.85	13.42

В таблице 3.17 приняты обозначения: a , b – коэффициенты аппроксимационной функции, Q – количество тепловой энергии, полученной образцом за период индукции, Дж/см², \tilde{q} – среднее значение плотности теплового потока при зажигании образца в динамическом режиме, Вт/см², $(dq/dt)_{\text{ср}}$ – средняя скорость изменения плотности теплового потока, Вт/(см²·с).

Сравнение характеристик зажигания пироксилина, полученных при воздействии возрастающего теплового потока, с опытными данными при воздействии постоянного потока [52] приведено на рисунке 3.17.

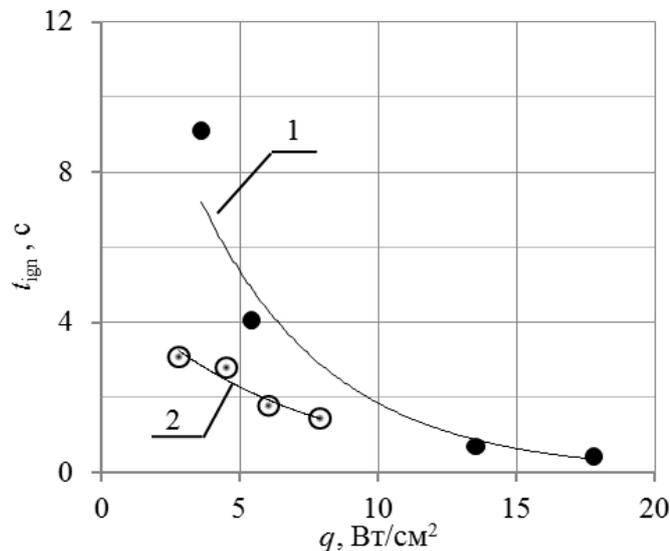


Рисунок 3.17 – Время задержки зажигания при воздействии постоянного (1) и
возрастающего (2) теплового потока

Из приведенных на рисунке 3.17 графиков видно, что в исследованном диапазоне q время задержки зажигания пироксилина при возрастающем тепловом потоке со средним значением \tilde{q} меньше, чем при постоянном тепловом потоке.

Причем с возрастанием плотности теплового потока разница по времени задержки зажигания уменьшается и асимптотически стремится к нулю при $\tilde{q} > 8 \text{ Вт / см}^2$.

Обнаруженный эффект связан, по-видимому, с особенностями формирования прогретого слоя конденсированной фазы в условиях статического и динамического режимов нагрева пироксилина. Полученные данные позволяют утверждать, что в исследованном диапазоне плотности теплового потока воспламеняемость пироксилина в динамических условиях нагрева выше, чем в статических.

3.3. Горение образцов ВЭМ

Зависимость скорости горения от внешнего давления является одной из основных характеристик процесса горения ВЭМ. Одновременно она имеет практическое значение, поскольку решить вопрос об устойчивости горения заряда в открытом и в полузамкнутом объеме возможно лишь в том случае, если известен закон изменения скорости горения в зависимости от давления.

3.3.1. Методика исследования горения образцов ВЭМ при изменении внешнего давления

Измерение скорости горения модельных составов проводили в воздушной среде при давлении 0.1 МПа. Начальная температура образцов – комнатная (295 К). Образцы диаметром 10 мм и высотой 30 мм бронировали по боковой поверхности раствором линолеума в ацетоне. Зажигание осуществлялось нихромовой спиралью, размещенной на торцевой поверхности исследуемого образца ВЭМ. Время горения фиксировали секундомером. Процесс горения наблюдали визуально и при помощи фотокамеры NIKON D600 и тепловизора

Fluke Ti25. На каждом составе проведено по три дублирующих опыта. Исследуемые компонентные составы ВЭМ приведены в таблице 3.1.

Горение при повышенных давлениях

Современные методы исследования процессов горения позволяют регистрировать данные по скорости горения в широком диапазоне давлений [72]. Исследуемый образец ВЭМ помещался в камеру постоянного давления [73, 74], представляющая собой стальной сосуд объемом 2.65 л, в котором создавались необходимые условия высокого давления.

Образцы сжигались в инертной среде в камере постоянного давления. Зажигание осуществлялось нихромовой спиралью, размещенной на торцевой поверхности исследуемого образца ВЭМ. Скорость горения измеряли по видеозаписям процесса горения. Процесс горения регистрировался скоростной видеокамерой CITIUS IMAGING C100 CENTURIO (скорость видеосъемки – 1600 кадров в секунду). Для каждого состава было проведено не менее трех дублирующих опытов.

3.3.2. Результаты исследования горения образцов ВЭМ

Скорость горения образцов ВЭМ при атмосферном давлении

Результаты определения скорости горения рассматриваемых ВЭМ в воздушной среде при атмосферном давлении представлены в таблице 3.18.

Таблица 3.18. Скорость горения образцов ВЭМ при атмосферном давлении

№ состава	Плотность, г/см ³	Скорость горения при 0.1 МПа, мм/с	Коэффициент избытка окислителя α
A1	1.70 ± 0.01	1.06 ± 0.01	0.5
A2	1.47 ± 0.02	1.71 ± 0.02	0.5
A3	1.75 ± 0.02	1.15 ± 0.01	0.5
A4	1.78 ± 0.01	1.08 ± 0.02	0.5
A5	1.76 ± 0.02	1.21 ± 0.04	0.5
B1	1.58 ± 0.01	0.20 ± 0.02	0.5
B2	1.23 ± 0.02	1.00 ± 0.02	0.5
B3	1.27 ± 0.01	0.60 ± 0.02	0.5
B4	1.39 ± 0.01	0.33 ± 0.02	0.5
B5	1.54 ± 0.02	0.18 ± 0.02	0.5
C1	1.80 ± 0.02	1.47 ± 0.07	0.65
C2	1.72 ± 0.02	1.93 ± 0.07	0.64
C3	1.90 ± 0.02	2.40 ± 0.02	0.64
C4	1.79 ± 0.02	1.42 ± 0.08	0.63
C5	1.84 ± 0.02	0.31 ± 0.03	0.65

Анализ полученных результатов показал следующее.

Горение модельных составов на основе перхлората аммония (образцы серии А) происходило достаточно равномерно с интенсивным свечением пламени. Максимальная скорость наблюдалась при горении состава А2, содержащего аморфный бор. Снижение скорости горения составов серии А соответствует ряду:

$$A2 > A5 > A3 > A4 > A5 \text{ или } B > TiB_2 > AlB_2 > AlB_{12} > \text{АСД-4.}$$

Таким образом, составы на основе инертного горючего связующего и перхлората аммония, содержащие бор и бориды, горят с более высокой скоростью, чем составы, содержащие порошок алюминия марки АСД-4.

Наблюдалось неустойчивое горение составов серии В – периодическое затухание процесса горения составов В1, содержащих порошок алюминия марки АСД-4, и состава В5, содержащего борид титана. Максимальную скорость горения имеет состав В2, содержащий аморфный бор. Снижение скорости горения составов серии В соответствует ряду:

$B2 > B3 > B4 > B1 > B5$ или $B > AlB_2 > AlB_{12} > АСД-4 > TiB_2$.

В данном случае бор и бориды алюминия повышают скорость горения по сравнению с АСД-4.

Горение составов серии С происходит достаточно интенсивно. Наиболее интенсивен процесс горения состава С3, содержащего борид алюминия. Снижение скорости горения составов серии С соответствует ряду:

$C3 > C2 > C1 > C4 > C5$ или $AlB_2 > B > АСД-4 > AlB_{12} > TiB_2$.

На рисунках 3.18–3.21 приведены кадры видеосъемки процесса горения образцов ВЭМ разного компонентного состава.

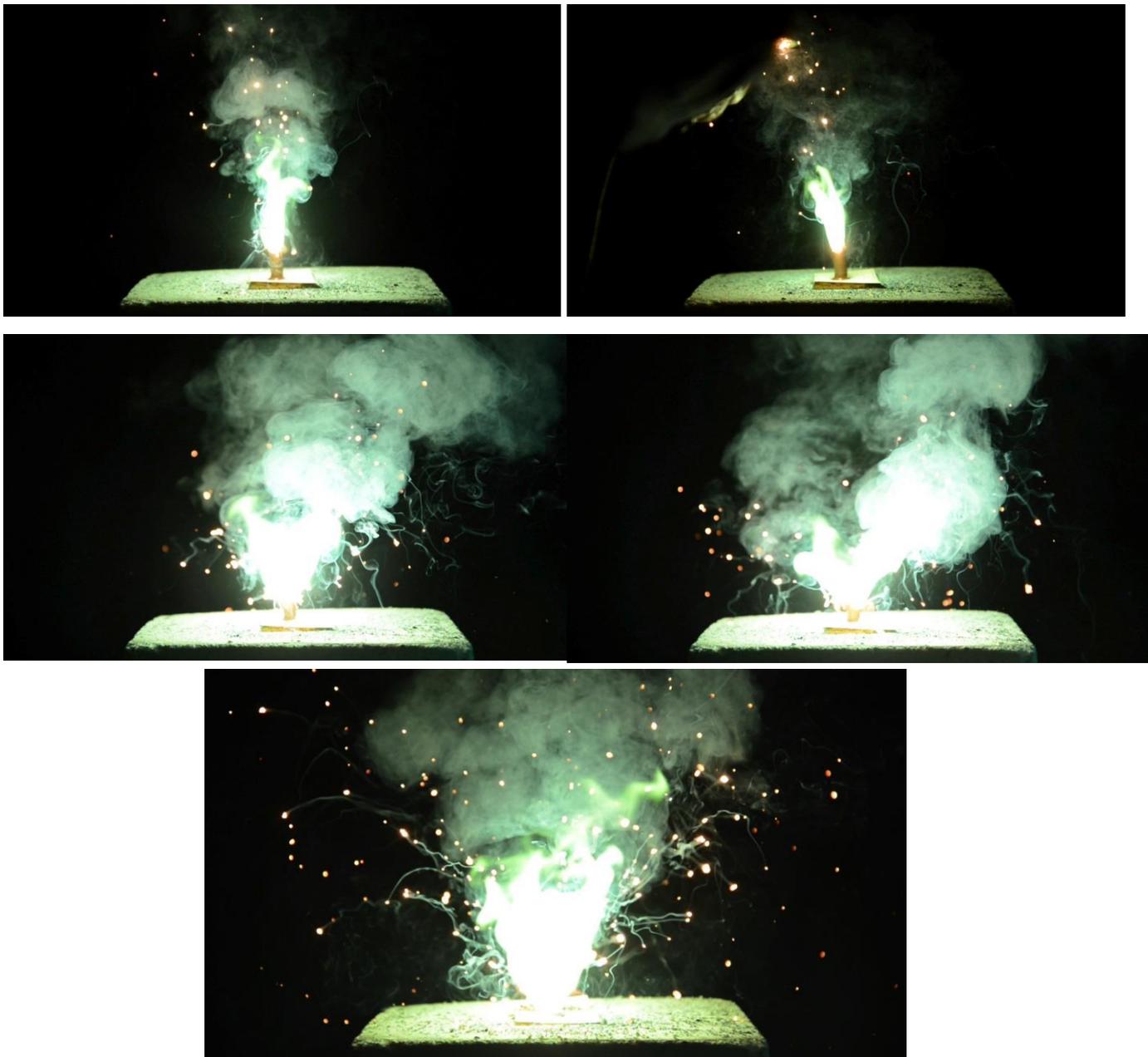


Рисунок 3.18 –Горения образцов ВЭМ, содержащих AlB_2

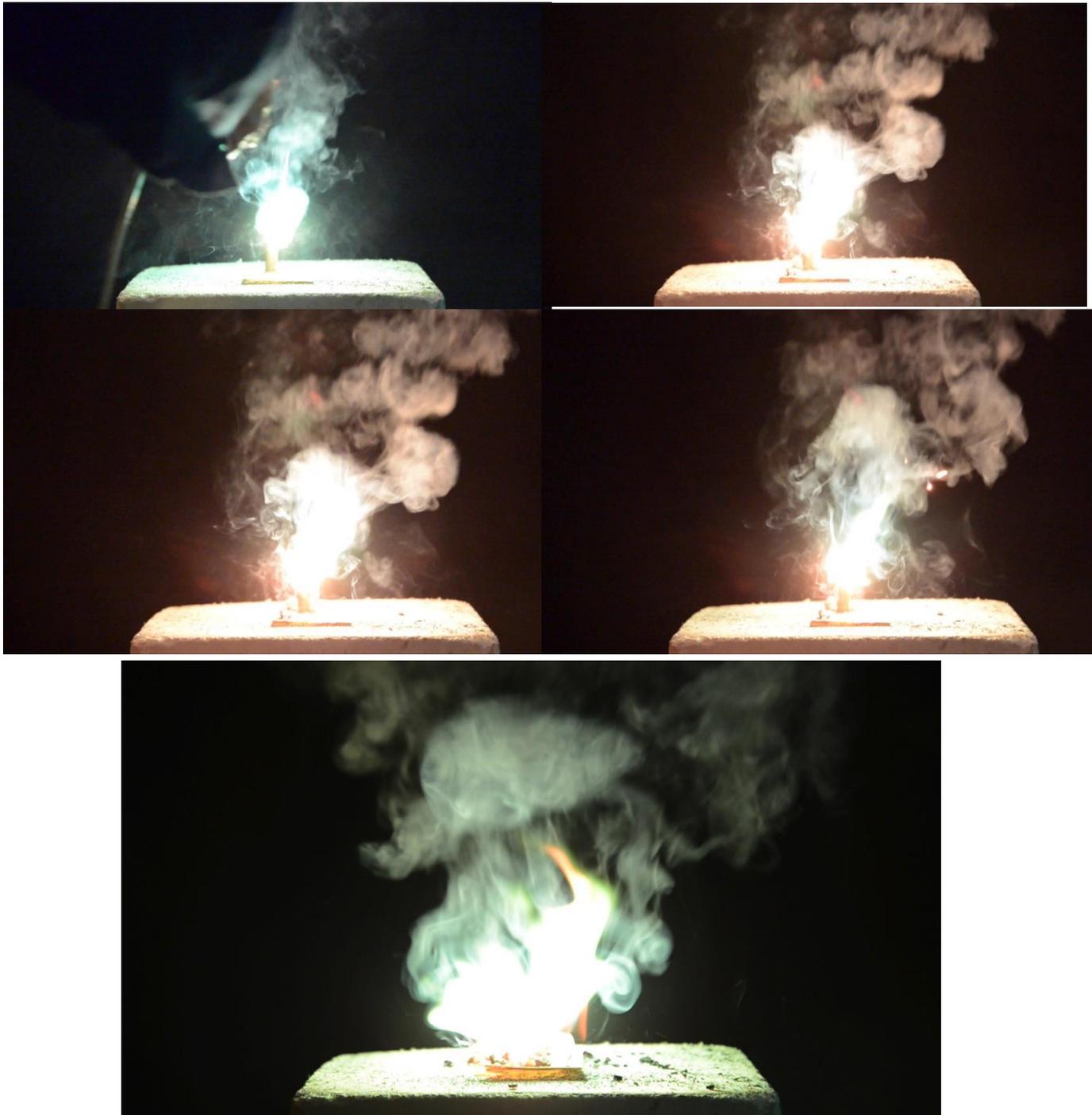


Рисунок 3.19 –Горение образцов ВЭМ, содержащих AlB_{12}

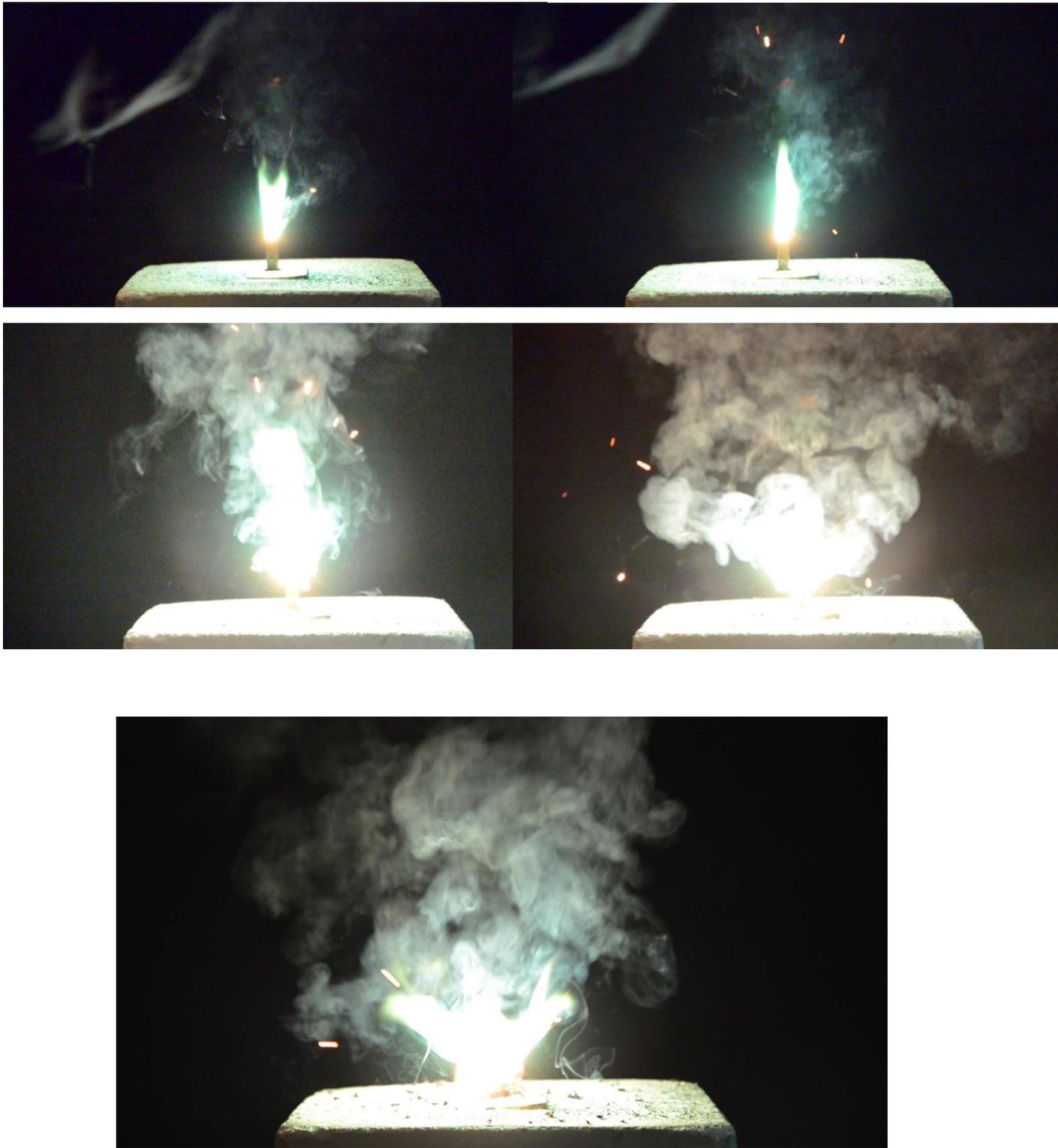


Рисунок 3.20 –Горение образцов ВЭМ, содержащих В

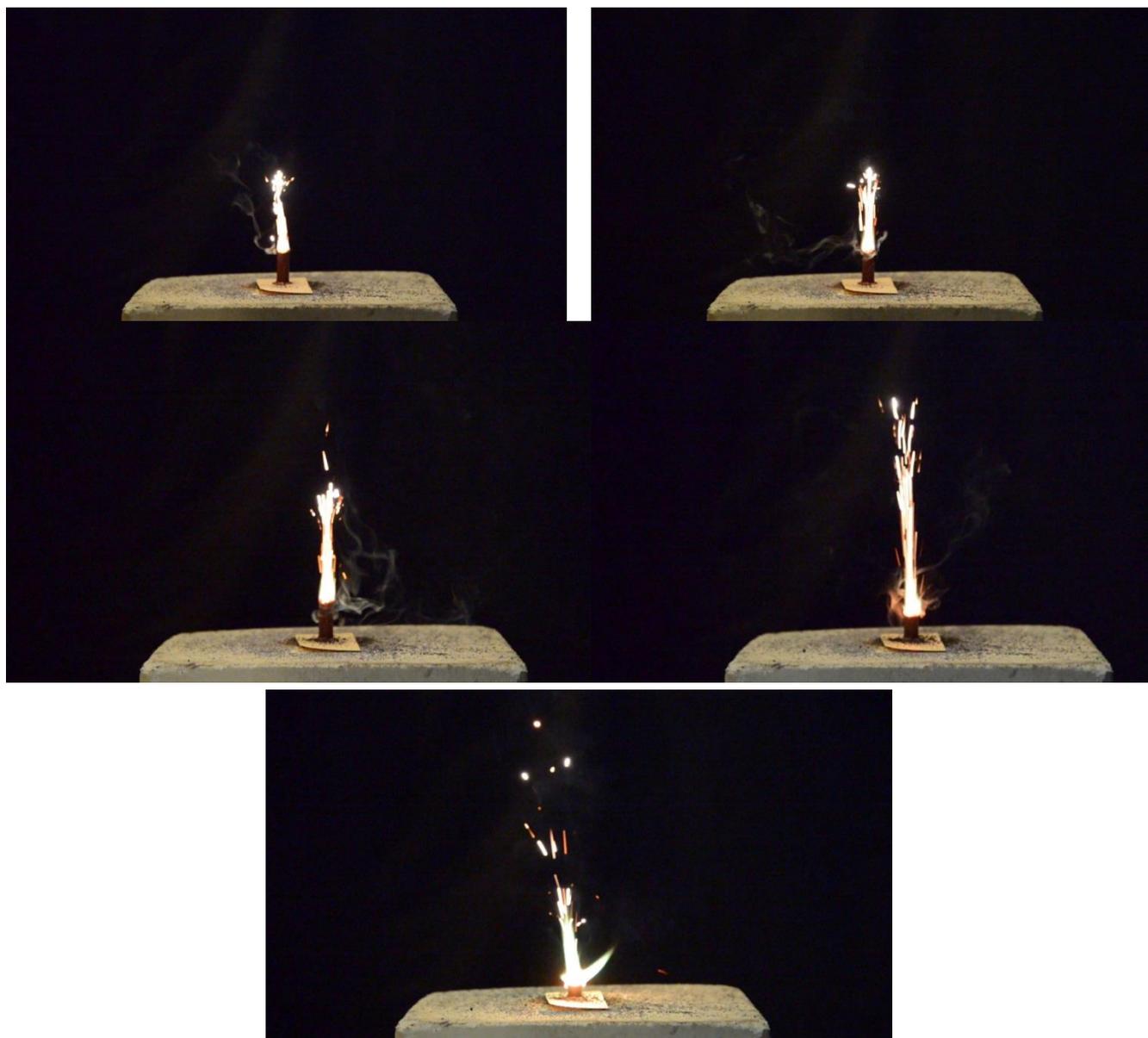


Рисунок 3.21 –Горение образцов ВЭМ, содержащих TiB_2

Скорость горения образцов ВЭМ при повышенных давлениях

В таблице 3.19 приведены результаты измерения стационарной скорости горения образцов ВЭМ серии А при внешнем давлении 2.0 МПа. На рисунках 3.22–3.24 приведены фрагменты визуализации процесса зажигания и горения исследуемых экспериментальных образцов при повышенном давлении.

Таблица 3.19. Скорость горения образцов ВЭМ при давлении 2.0 МПа

№ опыта	Скорость горения образцов серии А				
	А1	А2	А3	А4	А5
1	10.0 мм/с	40.0 мм/с (сгорел с 2 сторон)	13.0 мм/с	30.0 мм/с	7.0 мм/с
2	10.0 мм/с	24.7 мм/с	16.9 мм/с	26.0 мм/с	4.4 мм/с
3	–	24.4 мм/с	20.1 мм/с	–	7.4 мм/с

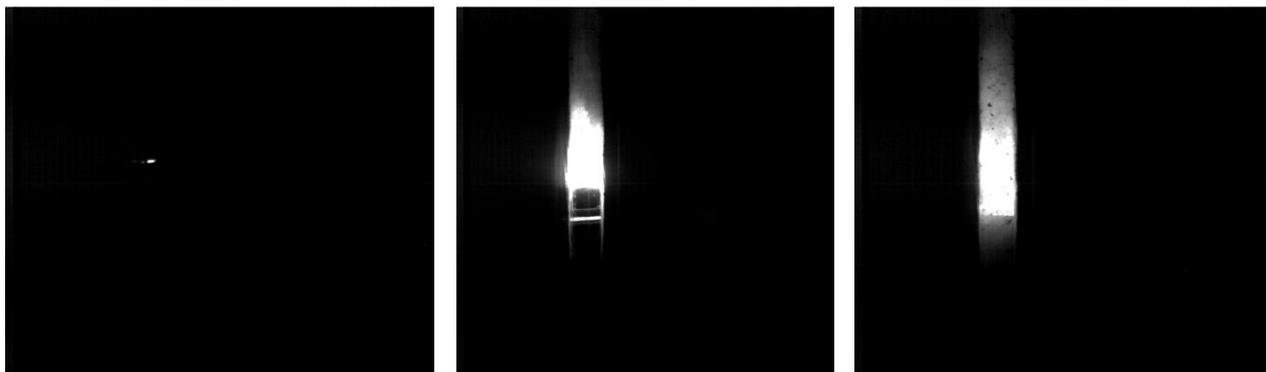


Рисунок 3.22 – Зажигание и горение состава А2

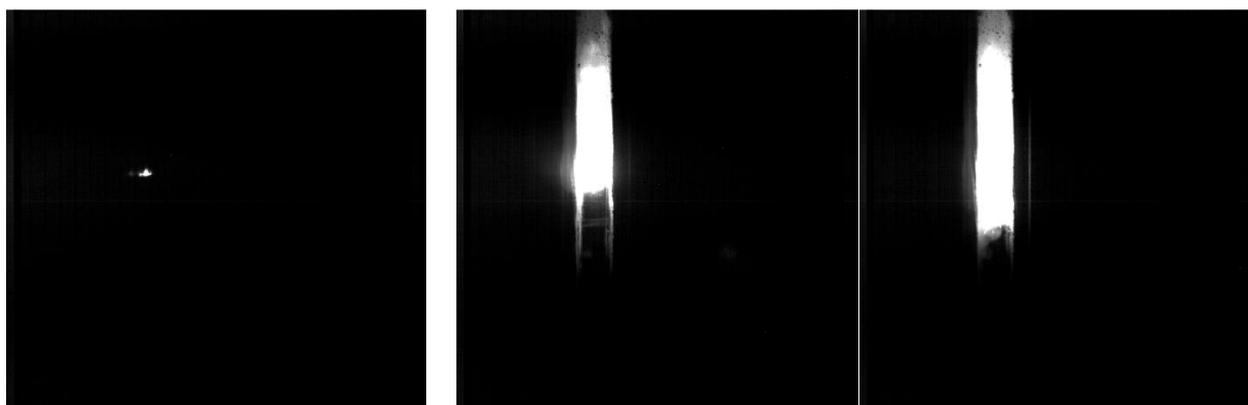


Рисунок 3.23 – Зажигание и горение состава А3

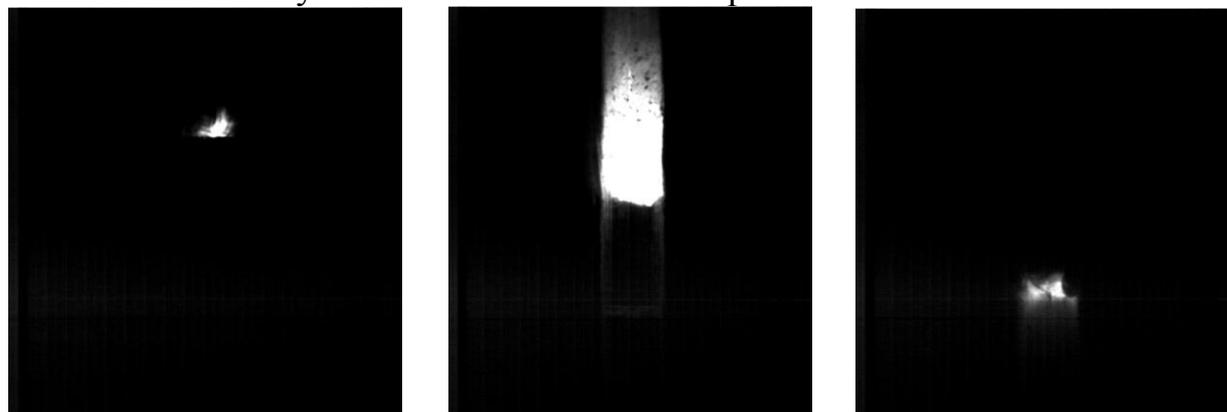


Рисунок 3.24 – Зажигание и горение состава А4

ВЫВОДЫ ПО ТРЕТЬЕЙ ГЛАВЕ

1. По результатам испытаний образцов ВЭМ при кондуктивном подводе тепла получено, что с ростом температуры нагревательного элемента время задержки зажигания исследованных составов ВЭМ монотонно убывает. Выявлено, что повышенной воспламеняемостью обладают образцы, содержащие порошок борид титана. Определены энергия активации и предэкспоненциальный множитель процесса зажигания исследуемых составов ВЭМ.

2. По результатам испытаний образцов ВЭМ при лучистом подводе тепла получено, что при прекращении воздействия излучения медленно горящие составы не способны поддерживать горение. Выявлено, что при тепловом потоке менее 30 Вт/см^2 зажигание образцов ВЭМ, содержащих смешанный окислитель, неустойчиво (длительное разгорание).

3. Установлено по результатам сравнительного анализа, что в отличие от зажигания при кондуктивном подводе тепла в условиях нагрева лучистым потоком повышенной воспламеняемостью обладают образцы, содержащие аморфный бор и борид алюминия.

4. По результатам экспериментальных исследований определены константы формальной кинетики для перспективных составов ВЭМ, содержащих в качестве металлической добавки порошки алюминия, боридов алюминия, бора и титана.

5. По результатам исследования процесса зажигания ВЭМ при динамических режимах нагрева получено, что время задержки зажигания пироксилина при возрастающем тепловом потоке меньше, чем при воздействии постоянного теплового потока.

6. Получены экспериментальные данные о скорости горения образцов ВЭМ разных компонентных составов при атмосферном давлении и о стационарной скорости горения при повышенном давлении образцов ВЭМ на основе ПХА с горючим связующим СКДМ-80 с разными металлическими добавками.

4. ХАРАКТЕРИСТИКИ ФАКЕЛА РАСПЫЛА ЖИДКОГО КОМПОНЕНТА ТОПЛИВА

Одним из основных процессов в гибридном ракетном двигателе является диспергирование жидкого компонента топлива (окислителя в ГРД "прямой схемы" или горючего в ГРД "обратной схемы" [1]). Для математического моделирования процессов зажигания и горения заряда ТГМ в ГРД необходимы исходные данные по структуре факела распыла и дисперсности капель жидкого компонента топлива.

Структура факела распыла характеризует пространственное распределение концентрации капель по радиусу и по длине факела (плотность орошения) [75]. Эта характеристика определяет степень равномерности распределения капель в факеле распыла и «дальнобойность» факела, играющих важную роль, в частности, при расчете воздушно-реактивных, гибридных и жидкостных ракетных двигателей [1, 76, 77].

Дисперсность капель жидкого компонента топлива характеризует распределение по размерам капель распыливаемой жидкости, из которого можно определить средние размеры капель. Дисперсность капель играет ключевую роль в динамике процессов движения, нагрева, испарения и горения капель жидкого компонента топлива и является необходимой входной информацией при математическом моделировании внутрикамерных процессов ГРД. В настоящее время известные теоретические модели формирования спектра размеров капель в факеле распыла форсуночных узлов не обеспечивают получение достоверных данных из-за сложности процессов диспергирования жидкости [75, 78].

В настоящей главе рассмотрены методы и результаты экспериментального исследования характеристик факела распыла центробежной и эжекционной форсунок, проведенного с использованием модельных жидкостей (дистиллированная вода и керосин).

4.1. Методы экспериментального исследования

Получение адекватных данных по характеристикам структуры и дисперсного состава капель в факеле распыла возможно путем физического моделирования процесса распыливания. При этом наиболее перспективным является использование бесконтактных оптических методов диагностики, не вносящих возмущений в исследуемый поток распыливаемых капель [79].

4.1.1. Пневмогидравлический стенд

Исследование характеристик факела распыла форсунок проводилось на модельном пневмогидравлическом стенде с системой оптической диагностики [80]. Блок-схема измерительного стенда приведена на рисунке 4.1.

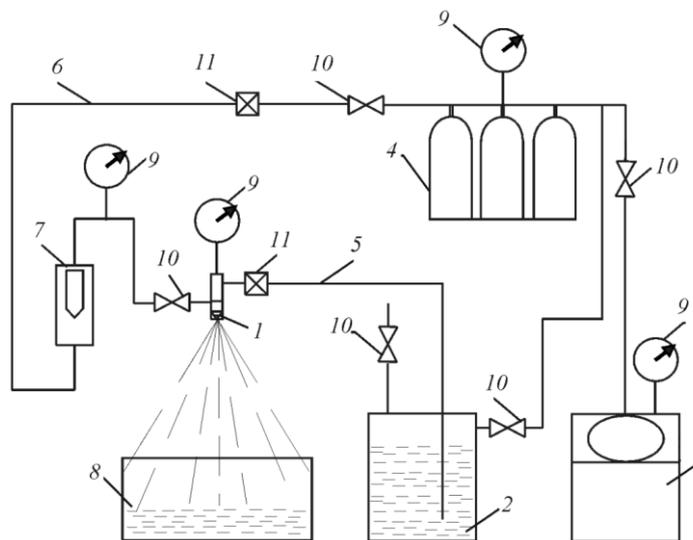


Рисунок 4.1 – Блок-схема пневмогидравлического стенда:

1 – исследуемая форсунка; 2 – резервуар для рабочей жидкости; 3 – компрессор; 4 – батарея баллонов; 5 – трубопровод для подачи рабочей жидкости; 6 – трубопровод для подачи сжатого газа; 7 – ротаметр; 8 – мерная емкость; 9 – манометры; 10 – запорные вентили; 11 – редукторы

Стенд включает исследуемую форсунку 1 и системы подачи, измерения и регулирования расходов жидкости и газа. Система подачи жидкости включает

резервуар 2 с рабочей жидкостью, компрессор 3 и батарею баллонов 4. Жидкость подается на форсунку по трубопроводу 5. Газ подается на форсунку из батареи баллонов 4 по трубопроводу 6. Измерение расхода газа осуществляется ротаметром 7, расхода жидкости – мерной емкостью 8. Для контроля давления используются манометры 9. Для регулирования подачи жидкости и газа в схему стенда включены запорные вентили 10 и редукторы 11.



Рисунок 4.2 – Общий вид пневмогидравлического стенда

Подаваемая через форсунку жидкость при диспергировании образует факел распыла, характеристики которого измеряются методами лазерного зондирования [79]. Пневмогидравлический стенд обеспечивает проведение исследований модельных образцов форсунок в диапазоне рабочих давлений (0.1 ÷ 2.5) МПа при изменении расхода жидкости до 12 кг/час и воздуха до 8 м³/час.

4.1.2. Метод измерения дисперсности капель

Экспериментальное определение дисперсности капель в факеле распыла центробежной и эжекционной форсунок проводилось методом малоугловой индикатрисы рассеяния [81, 82]. Схема измерения индикатрисы рассеяния представлена на рисунке 4.3.

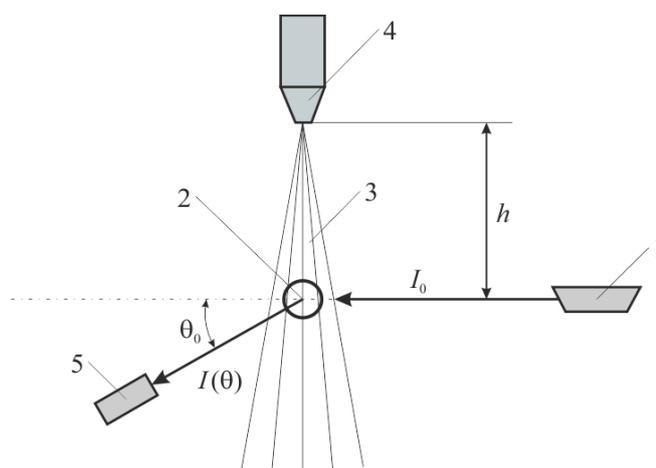


Рисунок 4.3 – Схема измерения индикатрисы рассеяния

Зондирующее излучение лазера 1 интенсивностью I_0 поступает в измерительный объем 2, расположенный на оси симметрии факела распыла 3 форсунки 4 на расстоянии h от среза сопла форсунки (рисунок 4.3). Рассеянное под углом θ излучение интенсивностью $I(\theta)$ регистрируется приемником излучения 5. При варьировании угла рассеяния θ перемещением приемника излучения, измеряется индикатриса рассеяния $I(\theta)$ в заданном диапазоне углов рассеяния θ . При изменении расстояния h измеряется индикатриса рассеяния $I(\theta)$ в заданном сечении факела распыла.

Теоретической основой метода является использование аналитического описания рассеяния света на частицах, более крупных по сравнению с длиной волны излучения λ падающего излучения. При увеличении размера частиц индикатриса рассеяния $I(\theta)$ деформируется – доля излучения, рассеянного вперед, растет (эффект Ми) и в случае крупных частиц становится сильно вытянутой вперед (в области малых углов рассеяния θ).

Как показывают расчеты [81, 82], частицу можно считать «крупной» при значении параметра дифракции $\alpha = (\pi D/\lambda) > 30$. Например, при длине волны излучения $\lambda = 0.6328$ мкм (гелий-неоновый лазер) крупными можно считать частицы диаметром $D > 6$ мкм. Большинство распылителей жидкости (центробежные, акустические и пневматические форсунки) содержат крупные (по оптическим свойствам) частицы, и для исследования характеристик распылителей можно успешно применять метод малых углов [79]. Интенсивность излучения

$I(\theta)$, рассеянного крупной частицей под малыми углами ($\theta < 6^\circ$), может быть представлена в виде [79]:

$$I(\theta) = I_0 \frac{D^2}{4} \frac{J_1^2(\alpha \cdot \theta)}{\theta^2}, \quad (4.1)$$

где I_0 – интенсивность падающего на частицу диаметром D излучения;

θ – угол рассеяния (в радианах);

$J_1(x)$ – функция Бесселя первого рода первого порядка;

Распределение интенсивности рассеянного света для крупных частиц ($\alpha \gg 1$) под малыми углами ($\theta < 6^\circ$), рассчитанное по формуле (4.1), представлено на рисунке 4.4.

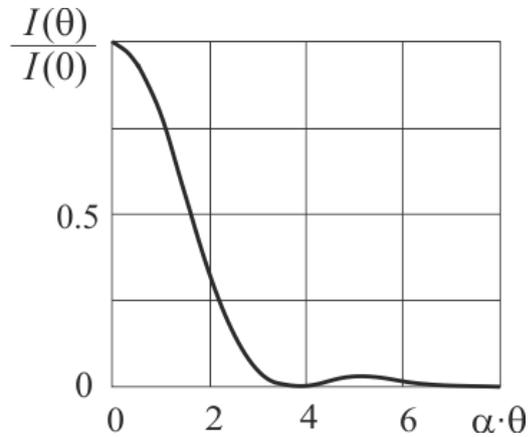


Рисунок 4.4 – распределение интенсивности рассеянного света для монодисперсной системы крупных частиц под малыми углами ($\alpha = 70$)

Интенсивность излучения, рассеянного полидисперсной системой частиц, определяется формулой [79]:

$$\bar{I}(\theta) = \frac{I_0}{\theta^2} \int_0^{\infty} f(D) D^2 J_1^2(\alpha \cdot \theta) dD, \quad (4.2)$$

где $f(D)$ – дифференциальная функция счетного распределения частиц по размерам.

Пределы применимости метода малых углов по размерам частиц ограничены снизу условием $\alpha < 30$ (для $\lambda = 0.6328$ мкм, например, $D_{\min} \approx 6$ мкм). При уменьшении длины волны зондирующего излучения λ нижний предел по размеру частиц можно снизить в соответствии с формулой

$$D_{\min} = \frac{30 \lambda}{\pi} \approx 9.6 \lambda.$$

Со стороны больших размеров ограничение определяется техническими возможностями оптико-электронного прибора. На практике обычно принимают значение верхнего предела измерений $D_{\min} \approx 200$ мкм. [82].

Функция распределения частиц по размерам по экспериментально измеренной индикатрисе рассеянного излучения $I(\theta)$ определялась из решения обратной задачи оптики аэрозолей с использованием зависимости (4.2). Восстановление функции распределения $f(D)$ по измеренной индикатрисе рассеяния $I(\theta)$ проводилось численно с помощью метода и алгоритма расчета, основанных на концепции подбора при решении серии прямых задач (метод прямого поиска) [79].

Для аппроксимации спектра размеров капель использовалось обобщенное гамма-распределение ОГР [83], адекватно отражающее дисперсный состав капель при распыливании жидкостей различными типами форсунок [75, 78]. Плотность распределения вероятности (дифференциальная функция счетного распределения) записывается для ОГР в виде:

$$f(D) = aD^\alpha \exp \left[- \left(\frac{D}{\bar{D}} \right)^\beta \right], \quad (4.3)$$

где D – диаметр капель, мкм;

$a > 0$ – нормирующий множитель;

α, \bar{D}, β – константы (параметры распределения), $[\bar{D}] = \text{мкм}$.

При этом $dD = f(D) dD$ – доля количества частиц, размеры которых лежат в диапазоне $(D, D + dD)$. Функция $f(D)$ нормирована на единицу:

$$\int_0^{\infty} f(D) dD = 1.$$

Интегрируя $f(x)$, можно получить интегральную функцию счетного распределения:

$$F(D) = \int_0^D f(D) dD,$$

где $F(D)$ – отношение количества капель, размеры которых меньше D , к общему количеству капель.

Частным случаем обобщенного гамма-распределения является эмпирическое распределение Розина-Раммлера [84], для которого $\alpha = \beta - 1$ и функции $f(D)$, $F(D)$ записывается в виде:

$$f(D) = \frac{\beta}{\bar{D}^\beta} D^{\beta-1} \exp\left[-\left(\frac{D}{\bar{D}}\right)^\beta\right], \quad (4.4)$$

$$F(D) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{D}{\bar{D}}\right)^\beta\right]. \quad (4.5)$$

Распределение Розина-Раммлера (4.4) удобно для проведения практических расчетов и обработки экспериментальных данных по дисперсному составу капель, поскольку для него функция $F(D)$ определяется простой алгебраической формулой (4.5).

Типичные зависимости для интегрального $F(D)$ и дифференциального распределения, нормированного на максимальное значение $\bar{f}(D) = f(D)/f(D_m)$, приведены на рисунке 4.5.

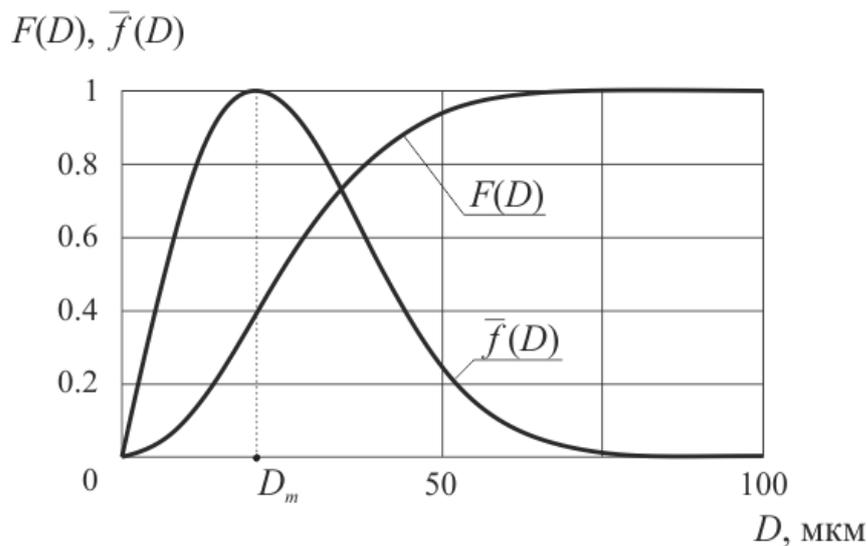


Рисунок 4.5 – Распределение Розина-Раммлера с параметрами $\bar{D} = 30$ мкм, $\beta = 2$

Функция распределения $f(D)$ полностью описывает дисперсный состав капель в факеле распыла форсунок. По измеренным значениям параметров α , \bar{D} , β можно рассчитать модальный диаметр капель D_m , соответствующий максимуму дифференциальной функции счетного распределения (рисунок 4.5), а также осредненные диаметры капель по формуле [85]:

$$D_{mn} = \left[\frac{\int_0^{\infty} D^m f(D) dD}{\int_0^{\infty} D^n f(D) dD} \right]^{\frac{1}{m-n}}, \quad (4.6)$$

где m, n – целые числа, означающие моменты функции распределения.

Для определения дисперсности капель в факеле распыла исследуемых форсунок разработана лазерная установка [86], схема которой представлена на рисунке 4.6.

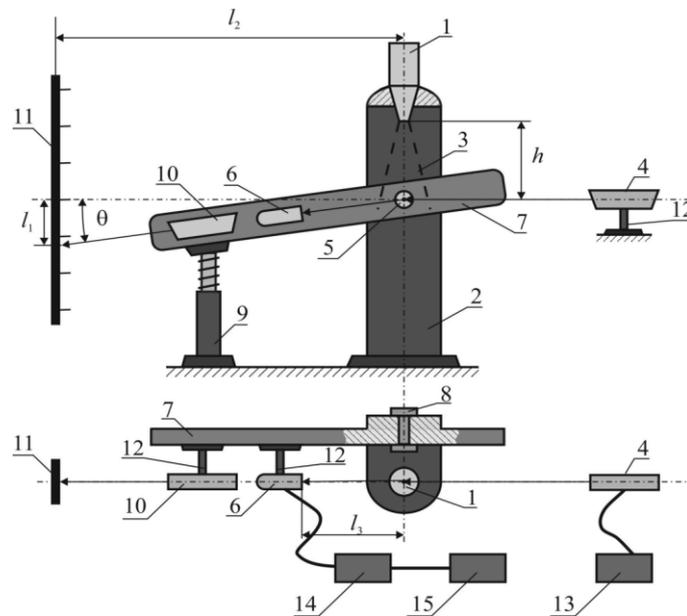


Рисунок 4.6 – Схема экспериментальной установки для определения дисперсности капель в факеле распыла

Установка включает блок лазерного излучателя и блок измерения параметров лазерного излучения. Исследуемая форсунка 1 закреплена на штативе, который был закреплен на массивной станине 2. Зондирующий луч лазера 4 направлен горизонтально в измерительный объем 5, расположенный на оси симметрии факела распыла 3. Рассеянное в измерительном объеме 5 излучение регистрируется приемной системой 6, которая размещена на консоли 7. Консоль 7 шарнирно закреплена на станине 2 с возможностью вращения в вертикальной

плоскости с помощью подшипника. Поворот консоли 7 на угол $\theta = \pm 10^\circ$ относительно направления зондирующего излучения осуществляется штативом 8 с микрометрическим винтом, что позволяет измерять индикатрису в заданном диапазоне углов рассеяния. С помощью луча лазерной указки 9 фиксируется расстояние l_1 на измерительной шкале 10.

В качестве источника зондирующего излучения использовался лазерный модуль KLM-650/20 с длиной волны излучения $\lambda = 0.65$ мкм и мощностью 20 мВт. В качестве приемника излучения использовался германиевый фототранзистор ФТГ-4 с диапазоном спектральной чувствительности $\lambda = (0.4 \div 1.9)$ мкм. Значение угла рассеяния рассчитывалось по показаниям измерительной шкалы и геометрическим характеристикам оптической системы. Приборный комплекс позволяет автоматически регистрировать экспериментальные данные в реальном масштабе времени.

4.1.3. Метод измерения структуры факела распыла

Для определения пространственного распределения концентрации капель в факеле распыла используются методы визуализации при помощи спекл-томографии, искровой фотографии и теневых приборов, а также их модификации с использованием лазерного «ножа» [76, 87–90]. Эти методы позволяют определять только качественную структуру факела распыла и его конфигурацию.

В настоящей работе для определения количественных характеристик факела распыла используется метод, основанный на измерении спектрального коэффициента пропускания при лазерном сканировании по хордам факела распыла в разных его сечениях с последующим решением соответствующей обратной задачи (уравнения Абеля) [79]. Схема сканирования поперечного сечения факела распыла приведена на рисунке 4.7.

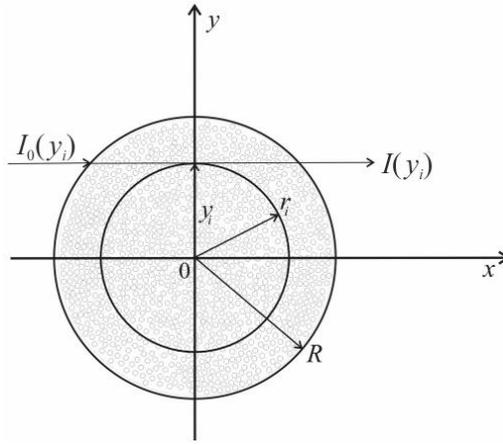


Рисунок 4.7 – Схема сканирования поперечного сечения факела распыла
 x – координата вдоль зондирующего луча; y – расстояние между линией зондирующего луча и центром факела; r – радиальная координата; R – радиус границы факела распыла в исследуемом сечении

В результате измерений определяется зависимость оптической толщины τ от координаты y входа луча в поток капель (рисунок 4.7):

$$\tau(y) = \ln \left(\frac{1}{T(y)} \right), \quad (4.7)$$

где $T(y) = I(y)/I_0(y)$ – коэффициент пропускания факела распыла;

$I(y), I_0(y)$ – интенсивность прошедшего и падающего потока излучения.

Экспериментальная зависимость (4.7) является исходной информацией для определения радиального распределения массовой концентрации капель $C(r)$ в данном сечении факела распыла. Зависимость оптической толщины τ от координаты y применительно к осесимметричному неоднородному факелу распыла имеет вид [79]:

$$\tau(y) = \frac{3}{\rho} \int_0^{2\sqrt{R^2-y^2}} \frac{C(x)\bar{Q}(x)}{D_{32}(x)} dx, \quad (4.8)$$

где ρ – плотность жидкости; \bar{Q} – усредненный фактор эффективности ослабления;
 D_{32} – средний объемно-поверхностный диаметр капель, определяемый по формуле (4.6):

$$D_{32} = \frac{\int_0^{\infty} D^3 f(D) dD}{\int_0^{\infty} D^2 f(D) dD}.$$

Идентификация радиального распределения концентрации капель проводилась при допущении, что величина D_{32} значительно превышает длину волны зондирующего излучения ($\lambda = 0.6328$ мкм). При этом величина усредненного фактора эффективности ослабления постоянна и равна асимптотическому значению $\bar{Q} = 2$ [79]. Кроме того, предполагалось, что в исследуемом сечении факела средний диаметр капель D_{32} одинаков. Это допущение не является принципиальным и при наличии информации (расчетной или экспериментальной) по радиальному распределению $D_{32}(r)$ в рамках данного метода может быть исключено.

Уравнение (4.8) в цилиндрической системе координат можно представить в виде:

$$\tau(y) = \frac{6}{\rho D_{32}} \cdot \int_y^R \frac{r C(r)}{\sqrt{r^2 - y^2}} dr, \quad y \in [0, R]. \quad (4.9)$$

Алгоритм расчета распределения концентрации $C(r)$ сводится к обращению интегрального уравнения Абеля (4.9) – определению зависимости $C(r)$ от измеренной функции $\tau(y)$.

Схема установки для определения пространственного распределения концентрации капель в факеле распыла представлена на рисунке 4.8 [80, 91]. Установка включает лазерный источник зондирующего излучения 1, электродвигатель 2 с закрепленным на его оси уголковым отражателем 3, оптическую систему, состоящую из двух одинаковых линз 4, приемное устройство 5, осциллограф 6 и компьютер 7.

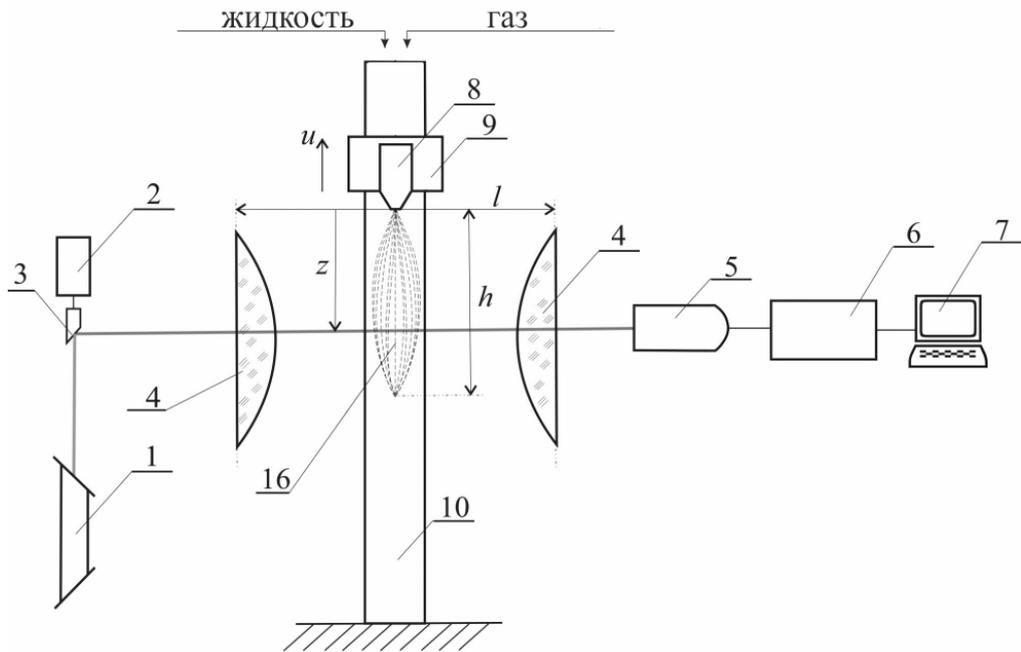


Рисунок 4.8 – Схема экспериментальной установки для измерения структуры факела распыла

Исследуемая форсунка 8 закреплена на подвижной каретке 9, которая может перемещаться с помощью червячного механизма с электроприводом в направлении оси симметрии форсунки 8 по штанге 10. Факел распыла 16 локализован в измерительном объеме между линзами 4. Вращающийся отражатель 3, установленный соосно с лучом лазера 1, осуществляет радиальное сканирование лазерным лучом плоскости, перпендикулярной оси симметрии форсунки. С помощью оптической системы 4 осуществляется параллельное сканирование плоскости сечения факела распыла 16 и поступление лазерного луча в приемное устройство 5. В качестве источника зондирующего излучения 1 использовался гелий-неоновый лазер ЛГ-78 (длина волны излучения $\lambda = 0.6328$ мкм, мощность $W = 5$ мВт, диаметр луча $d = 1.5$ мм). В качестве приемника излучения использовался фотодиод ФДК-155. Общий вид экспериментальной установки для определения пространственного распределения капель в факеле распыла представлена на рисунке 4.9.



Рисунок 4.9 – Общий вид экспериментальной установки для определения структуры факела распыла

Предварительно с помощью осциллографа 6 и компьютера 7 регистрируется распределение интенсивности лазерного излучения $I_0(y)$ по сечению измерительного объема (без факела распыла). Перед проведением измерений форсунку 8 (рисунок 4.8) устанавливают таким образом, чтобы выходное сечение сопла располагалось вблизи оси оптической системы 4. Образующийся при этом факел распыла 16 локализуется в измерительном объеме устройства между линзами 4. При движении каретки 9 форсунка 8 перемещается в сторону от оси оптической системы, что обеспечивает сканирование поперечного сечения факела распыла 16 по всей его длине от $z = 0$ до $z = h$ (где z – расстояние от среза сопла форсунки до оптической оси оптической системы). При этом регистрируется распределение интенсивности ослабленного в факеле распыла 16 зондирующего излучения $I(y, z)$ по хордам каждого из поперечных сечений, расположенных на расстоянии z от среза сопла форсунки.

4.2. Результаты исследования

На разработанном пневмогидравлическом стенде с использованием оптических методов измерения было проведено экспериментальное исследование характеристик факела распыла модельных жидкостей для двух типов форсунок – центробежной и эжекционной. В качестве модельных жидкостей использовались дистиллированная вода и керосин, в качестве газа – атмосферный воздух.

4.2.1. Модельные жидкости

Для экспериментального исследования процесса распыливания жидких компонентов топлива ГРД, которые, как правило, токсичны, использовались модельные жидкости. Обработка результатов экспериментов проводилась в виде критериальных уравнений, позволяющих применять результаты моделирования для реальных топливных компонентов.

Алгебраическим методом Рэлея с применением «П-теоремы» теории подобия [92, 93] получена зависимость безразмерного диаметра капель в факеле распыла от определяющих критериев подобия в следующем виде:

$$\frac{D_{\text{ср}}}{\delta} = f(We, Re, \bar{\mu}, \bar{\rho}), \quad (4.10)$$

где $D_{\text{ср}}$ – некоторый характерный размер капель;

δ – толщина пленки жидкости в выходном сечении сопла форсунки;

We, Re – числа Вебера и Рейнольдса;

$\bar{\mu} = \mu_g/\mu_l$ – отношение коэффициентов динамической вязкости газа и жидкости;

$\bar{\rho} = \rho_g/\rho_l$ – отношение плотностей газа и жидкости.

Числа Вебера и Рейнольдса определяются формулами [93]:

$$We = \frac{\rho_g u^2 \delta}{\sigma}, \quad Re = \frac{\rho_g u \delta}{\mu_g}, \quad (4.11)$$

где u – аксиальная компонента вектора скорости жидкости в выходном сечении сопла форсунки;

σ – коэффициент поверхностного натяжения жидкости.

Анализ экспериментальных данных по диспергированию маловязких жидкостей [76–78] показал, что влияние изменения критериев $\bar{\mu}$, $\bar{\rho}$ на процесс распыливания по сравнению с We и Re невелико. Вместо числа Вебера можно ввести число Онезорге, характеризующее физические свойства компонентов ρ_g , μ_g , σ и толщину пленки жидкости δ :

$$Oh = \frac{Re^2}{We} = \frac{\rho_g \delta \sigma}{\mu_g^2}. \quad (4.12)$$

Для расчета критериев подобия необходимы данные физических характеристик жидких компонентов топлива ГРД и модельных жидкостей. В таблице 4.1 приведены физические характеристики жидких компонентов топлива – типичных окислителей для ГРД "прямой схемы" [3].

Таблица 4.1. Характеристики окислителей при $T = 293$ К [50, 94]

Окислитель	Пероксид водорода	Азотная кислота	Тетраоксид азота	Перхлорат нитрония
Химическая формула	H_2O_2	HNO_3	N_2O_4	NO_2ClO_4
$T_{кип}, K$	424.5	355.7	294.2	343.1
$\rho, кг/м^3$	1440	1510	1443	2200
$\mu \cdot 10^3, Па \cdot с$	1.24	0.80	0.39	–
$\sigma \cdot 10^3, Н/м$	80.4	41.4	27.5	–

В качестве модельных жидкостей использовали дистиллированную воду и керосин Т-1. В качестве газообразного компонента при распыливании модельных жидкостей использовали атмосферный воздух. Физические характеристики модельных компонентов приведены в таблице 4.2.

Таблица 4.2. Характеристики модельных компонентов при $T = 293$ К [95]

Характеристики	Дистиллированная вода	Керосин Т-1	Воздух
$T_{кип}, K$	373	423	–
$\rho, кг/м^3$	1000	800	1.205
$\mu \cdot 10^3, Па \cdot с$	1.0	1.49	$1.81 \cdot 10^{-2}$
$\sigma \cdot 10^3, Н/м$	72.8	24.0	–

4.2.2. Исследуемые форсунки

Распыливание модельных жидкостей проводилась с использованием центробежной и эжекционной форсунок при варьировании расхода модельной жидкости и воздуха на входе в форсунку.

Центробежная форсунка

Схема центробежной форсунки приведена на рисунке 4.10 [96]. Форсунка состоит из камеры закручивания 1, входных тангенциальных каналов 2 и выходного сопла 3.

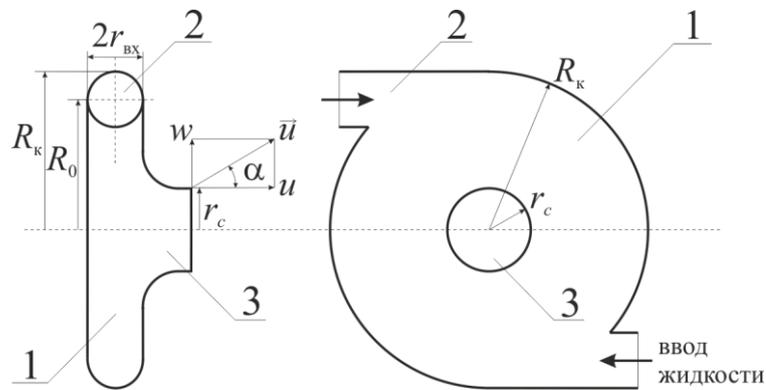


Рисунок 4.10 – Схема центробежной форсунки

Характеристики ЦБФ определяются следующими геометрическими параметрами: R_0 – плечо закручивания (расстояние от оси симметрии ЦБФ до оси входного канала); $R_к$ – радиус камеры закручивания; $r_{вх}$ – радиус входного канала; $r_с$ – радиус сопла; n – количество входных каналов.

Жидкость вводится в ЦБФ тангенциально, вследствие чего поток закручивается. При выходе жидкости из сопла истекающая струя диспергируется на капли, которые разлетаются по прямолинейным лучам, составляющим угол α с осью ЦБФ (корневой угол факела распыла). Величина α определяется значениями аксиальной u и тангенциальной w компонент вектора скорости \vec{u} в выходном сечении сопла (рисунок 4.10):

$$\alpha = \arctg\left(\frac{w}{u}\right).$$

Кроме геометрических параметров на характеристики ЦБФ влияют перепад давления на форсунке $\Delta p = p_{\text{вх}} - p_{\text{вых}}$ и физические свойства распыливаемой жидкости. Истечение жидкости из сопла форсунки происходит через кольцевое сечение («живое» сечение), ограниченное радиусом воздушного вихря $r_{\text{в}}$ и радиусом сопла $r_{\text{с}}$ (рисунок 4.11).

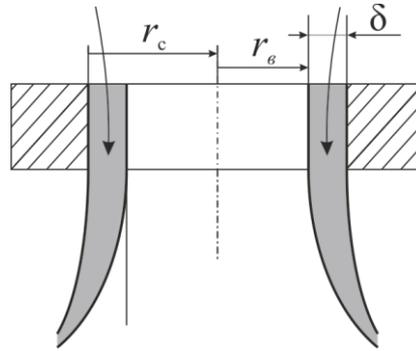


Рисунок 4.11 – Схема истечения жидкости из сопла ЦБФ

Коэффициент живого сечения ЦБФ определяется соотношением

$$\Phi_{\text{ж}} = \frac{\pi(r_{\text{с}}^2 - r_{\text{в}}^2)}{\pi r_{\text{с}}^2} = 1 - \left(\frac{r_{\text{в}}}{r_{\text{с}}}\right)^2. \quad (4.13)$$

Для расчета критериев подобия Re , Oh и корневого угла факела распыла α использовалась теория Абрамовича-Клячко, основанная на принципе максимального расхода [97, 98]. В соответствии с теорией Абрамовича-Клячко, основным критерием подобия процесса распыливания жидкости ЦБФ является ее геометрическая характеристика:

$$A = \frac{R_0 r_{\text{с}}}{n r_{\text{вх}}^2}. \quad (4.14)$$

Исходными данными для расчета является геометрическая характеристика A , перепад давления на форсунке Δp и плотность жидкости ρ_1 . Порядок расчета характеристик факела распыла ЦБФ следующий.

1. Определяется значение коэффициента живого сечения $\Phi_{\text{ж}}$ (4.13) из решения трансцендентного уравнения

$$A = \frac{1 - \Phi_{\text{ж}}}{\sqrt{\Phi_{\text{ж}}^3 / 2}}. \quad (4.15)$$

График зависимости коэффициента живого сечения от геометрической характеристики форсунки, рассчитанный по уравнению (4.15), приведен на рисунке 4.12.

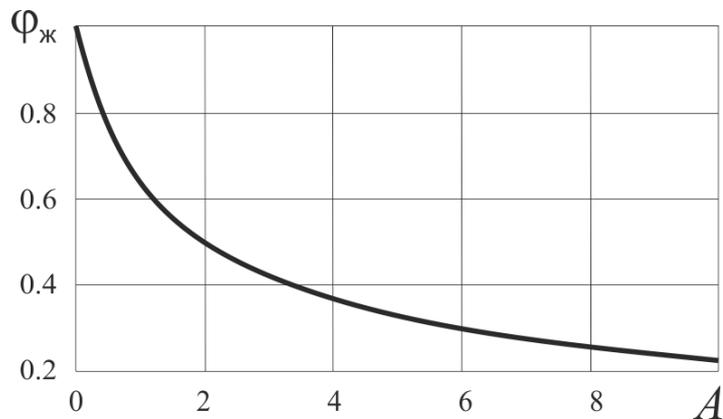


Рисунок 4.12 – Зависимость коэффициента живого сечения от геометрической характеристики форсунки

2. Из уравнения (4.13) определяются радиус воздушного вихря r_B и толщина пленки жидкости δ (рисунок 4.11):

$$r_B = r_c \sqrt{1 - \varphi_{ж}}, \quad \delta = r_c - r_B. \quad (4.16)$$

3. Определяется массовый секундный расход жидкости через форсунку:

$$G = \varphi \pi r_c^2 \sqrt{2\rho_1 \Delta p}, \quad (4.17)$$

где коэффициент расхода φ рассчитывается по формуле

$$\varphi = \sqrt{\frac{\varphi_{ж}^3}{2 - \varphi_{ж}}}. \quad (4.18)$$

4. Определяется аксиальная компонента вектора скорости жидкости:

$$u = \frac{G}{\rho_1 \pi (r_c^2 - r_B^2)}. \quad (4.19)$$

5. Определяется корневой угол факела распыла:

$$\alpha = \arctg \left[\frac{2\varphi A}{\sqrt{(1 + \sqrt{1 - \varphi_{ж}})^2 - 4\varphi^2 A^2}} \right]. \quad (4.20)$$

В экспериментах использовались две модельные центробежные форсунки ЦБФ-1, ЦБФ-2, изготовленные в ГРЦ им. академика В. П. Макеева (г. Миасс,

Челябинской области). Основные характеристики модельных форсунок, рассчитанные по формулам (4.14, 4.16–4.20), приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3. Основные характеристики модельных центробежных форсунок

Параметр		ЦБФ-1	ЦБФ-2
Количество входных каналов	n	3	4
Диаметр входных каналов	$d_{вх}$, мм	0.9	2.7
Диаметр сопла	d_c , мм	1.6	4.4
Плечо закрутки	R_0 , мм	1.32	5.40
Геометрическая характеристика	A	1.74	1.63
Коэффициент живого сечения	$\varphi_{ж}$	0.528	0.541
Радиус воздушного вихря	r_v , мм	0.55	1.49
Толщина пленки жидкости	δ , мм	0.25	0.71
Коэффициент расхода	φ	0.316	0.329
Угол распыла	2α , град.	81.4	79.5

Эжекционная форсунка

Схема эжекционной форсунки [99] приведена на рисунке 4.13.

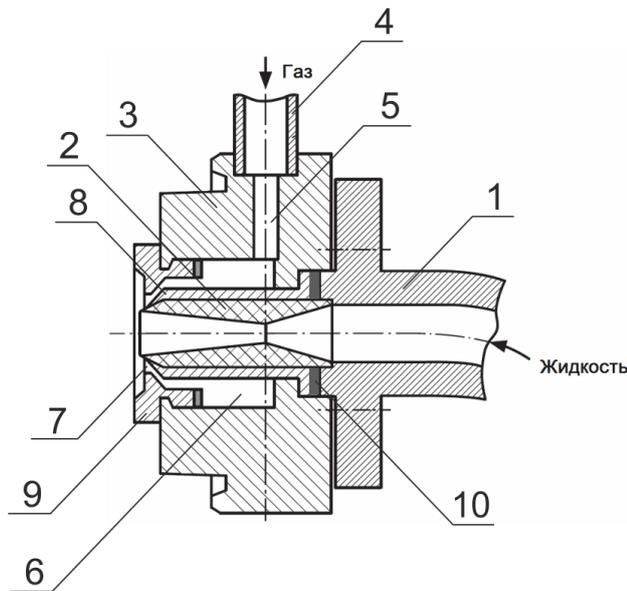


Рисунок 4.13 – Схема эжекционной форсунки

Распыливание жидкости осуществляется при взаимодействии кольцевого газового потока с пленкой жидкости, истекающей из сопла за счет эжекционного эффекта. Модельная жидкость через патрубок 1 поступает в сопло 2, расположенное в корпусе 3 форсунки. Распыливающий газ поступает через патрубок 4 и входной канал 5 (тангенциальный или радиальный), в кольцевую полость 6. Истечение газа осуществляется через кольцевое сопло 7, образованное

штулкой 8 и профилированной крышкой 9. Варьирование площади проходного сечения кольцевого сопла 7 за счет установки прокладок 10 разной толщины позволяет изменять соотношение расходов жидкого и газообразного компонентов.

Геометрические параметры исследуемой ЭФ приведены на рисунке 4.14.

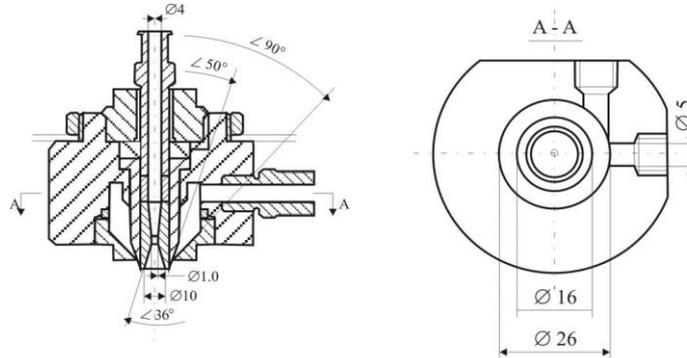


Рисунок 4.14 – Геометрические параметры эжекционной форсунки

Основные параметры ЭФ следующие: внешний диаметр кольцевого сопла – 10 мм, ширина кольцевого сопла – (0.3 ÷ 0.5) мм, диаметр выходного сечения сопла – 6 мм. Общий вид эжекционной форсунки приведен на рисунке 4.15.

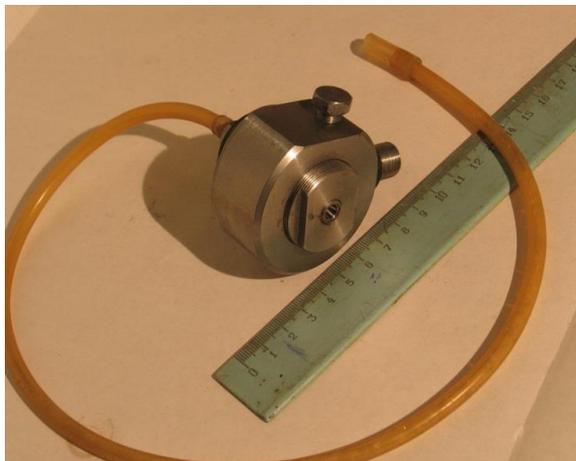


Рисунок 4.15 – Общий вид эжекционной форсунки

При проведении экспериментов исследовались характеристики факела распыла для трех модификаций эжекционной форсунки:

ЭФ-1 – газовый тракт выполнен в виде конфузора (рисунок 4.16 а);

ЭФ-2 – газовый тракт выполнен в виде сопла Лавалья (рисунок 4.16 б);

ЭФ-3 – тангенциальная подача газа, обеспечивающая закрутку потока.

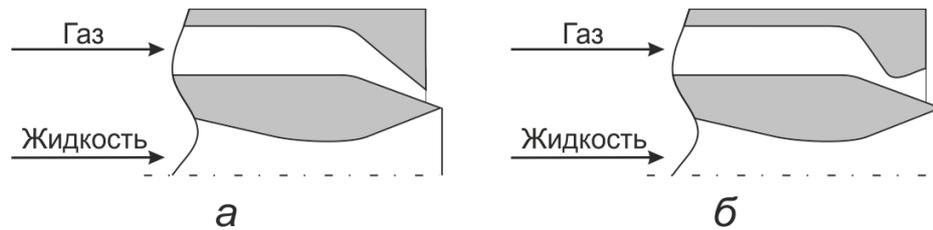


Рисунок 4.16 – Схема газового тракта эжекционной форсунки:
а – форсунка ЭФ-1; *б* – форсунка ЭФ-2

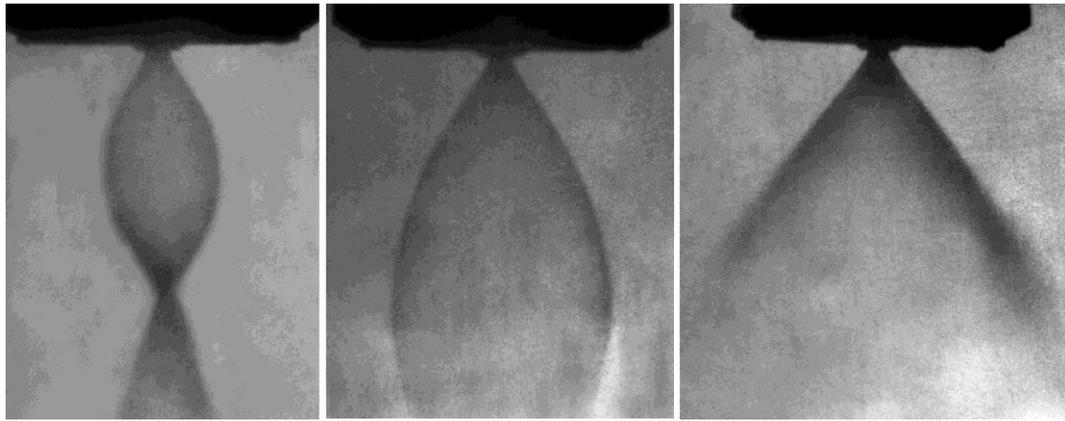
4.2.3. Структура факела распыла

При проведении экспериментального исследования по определению пространственного распределения концентрации капель в факеле распыла ЦБФ и ЭФ проводилась визуализация структуры потока с помощью теневого прибора ИАБ-451 [89] и лазерное сканирование факела при варьировании расстояния от выходного сечения сопла форсунки.

Центробежная форсунка

Результаты визуализации факела распыла ЦБФ в диапазоне $\Delta p = (0.01 \div 1.5)$ МПа показали, что при значениях перепада давления на форсунке $\Delta p > 0.15$ МПа корневой угол распыла α можно определить по формуле Абрамовича-Клячко (4.20) с погрешностью $(5 \div 6)$ %. При $\Delta p < 0.15$ МПа погрешность возрастает до $(50 \div 80)$ %. На рисунке 4.17 приведены теневые фотографии факела распыла форсунки ЦБФ-1 при разных значениях Δp .

Формирование раскрытого конуса происходит в диапазоне $\Delta p > (0.03 \div 0.05)$ МПа, а удовлетворительное качество распыливания обеспечивается при $\Delta p > (0.08 \div 0.12)$ МПа.



$\Delta p = 0.01$ МПа

$\Delta p = 0.025$ МПа

$\Delta p = 0.15$ МПа

Рисунок 4.17 – Факел распыла форсунки ЦБФ-1

Таким образом, при работе ЦБФ в условиях малых перепадов давления ($\Delta p < 0.1$ МПа) качество распыливания резко ухудшается. Полученная зависимость корневого угла распыла удовлетворительно согласуется с эмпирической формулой [100, 101]:

$$2\alpha = 70.7 - 30.2 \exp(-18.05\Delta p), \quad (4.21)$$

где $[\alpha] = \text{град}$; $[\Delta p] = \text{МПа}$.

График зависимости (4.21) приведен на рисунке 4.18.

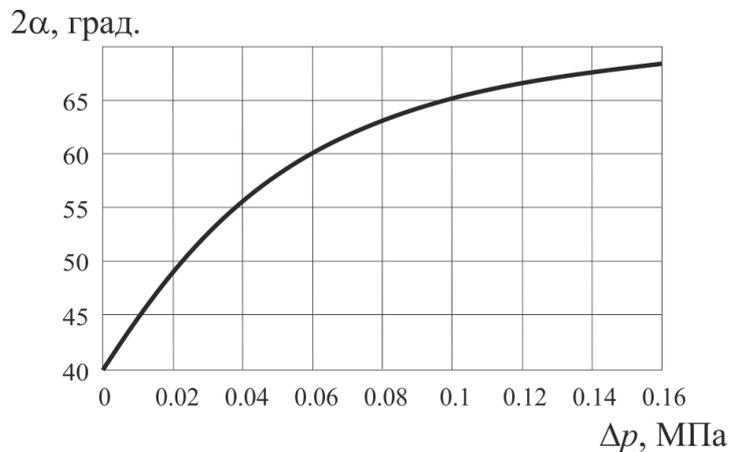


Рисунок 4.18 – Зависимость $2\alpha(\Delta p)$ при малых перепадах давления

Определение радиального распределения массовой концентрации капель $C(r)$ по измеренной зависимости $\tau(y)$ проводилось с использованием интегрального уравнения Абеля (4.9). Для расчета радиального распределения концентрации капель в осесимметричном факеле распыла использовался метод, основанный на технологии прямого поиска [79], с привлечением априорной информации о структуре факела [75, 96]. Для ЦБФ типично такое распределение

плотности орошения, при котором приосевая область факела заполнена небольшим количеством жидкости, а на некотором расстоянии от оси концентрация капель достигает максимума. С учетом этих данных принята следующая функция $C(r)$:

$$C(r) = a(1-r)^b \exp[-c(1-r)^d]. \quad (4.22)$$

Искомые коэффициенты (константы) a, b, c, d функции (4.22) находятся из условия минимума функционала:

$$J(a, b, c, d) = \sum_{i=1}^n \left| \tau_i(y_i) - 2 \int_0^{\sqrt{1-y_i^2}} C(x) dx \right|,$$

где $\tau_i(y_i)$ – измеренные значения оптической плотности в n равноотстоящих точках, а функция $C(x)$ задана формулой:

$$C(x) = a \left(1 - \sqrt{x^2 + y_i^2} \right)^b \exp \left[-c \left(1 - \sqrt{x^2 + y_i^2} \right)^d \right].$$

С использованием данного метода проведено исследование структуры факела распыла модельных форсунок ЦБФ-1 и ЦБФ-2. На рисунке 4.19 приведены типичные графики радиального распределения концентрации капель, отнесенной к ее максимальному значению, для форсунки ЦБФ-2 при различных расстояниях z от среза сопла.

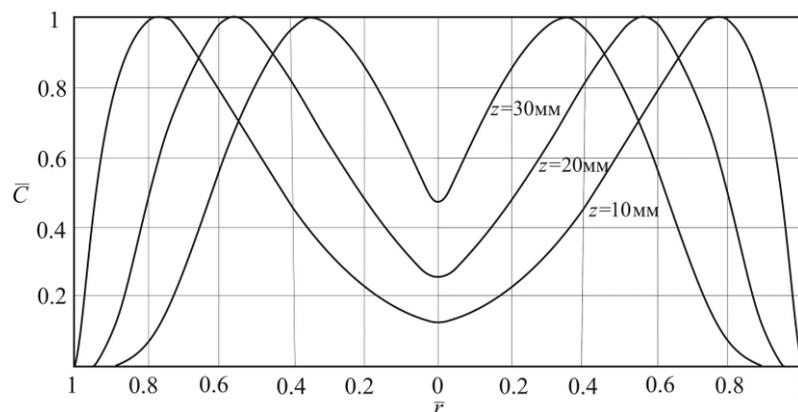


Рисунок 4.19 – Радиальные распределения концентрации капель в разных сечениях факела распыла центробежной форсунки

Для форсунки ЦБФ-1 полученные распределения $C(r)$ аналогичны. Результаты измерений показали, что концентрация капель в факеле распыла ЦБФ существенно неравномерна как по радиальной координате, так и по длине факела.

Наличие газового вихря в ЦБФ и вращательное движение вытекающей струи жидкости приводят к тому, что струя приобретает форму полого тела вращения. Присутствие жидкости в приосевой зоне объясняется выносом капель из основной струи за счет турбулентных пульсаций. С ростом расстояния от среза сопла распределение $C(r)$ сглаживается (рисунок 4.19).

Эжекционная форсунка

Определение радиального распределения массовой концентрации капель для эжекционной форсунки проводилось с использованием обращения интегрального уравнения Абеля (4.9). При этом функция $\bar{C}(\bar{r})$ определяется из уравнения [102]:

$$\bar{C}(\bar{r}) = -\frac{1}{\pi} \int_{\bar{r}}^1 \frac{\tau'(\bar{y})}{\sqrt{\bar{y}^2 - \bar{r}^2}} d\bar{y}, \quad \bar{r} \in [0, 1],$$

где $\bar{r} = r/R$, $\bar{y} = y/R$, $\bar{C} = C/C_{\max}$, $\tau(y) = \ln[1/T(y)]$.

Алгоритм расчета основан на дифференцировании экспериментально измеренной функции $T(y) = I(y)/T_0(y)$ (рисунок 4.7).

Зависимость коэффициента пропускания факела распыла от расстояния между линией зондирующего луча и центром факела аппроксимировалось специально подобранной функцией:

$$T(\bar{y}) = T_0 + a\bar{y}^b \exp(-c\bar{y}), \quad (4.23)$$

где a , b , c – коэффициенты аппроксимации.

С учетом граничных условий

$$\begin{aligned} \bar{y} = 0: & \quad T(0) = T_0; \\ \bar{y} = 1: & \quad T(1) = T_0 + a \exp(-c) = 1, \end{aligned}$$

распределение (4.23) примет вид:

$$T(\bar{y}) = T_0 + [1 - T_0] \bar{y}^b \exp[c(1 - \bar{y})].$$

Типичная зависимость $T(\bar{y})$ для факела распыла ЭФ-1 ($z = 150$ мм, $p = 0.1$ МПа, $T_0 = 0.62$, $b = 1.31$, $c = 0.74$) приведена на рисунке 4.20.

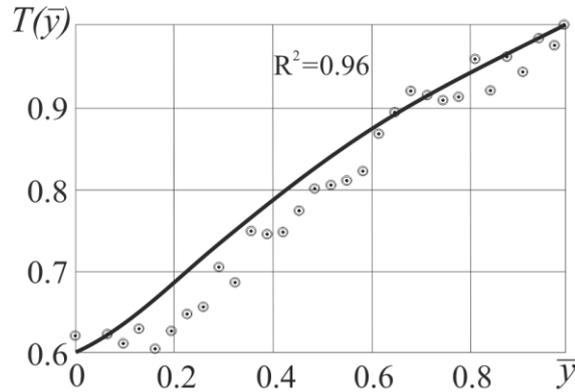


Рисунок 4.20 – Зависимость коэффициента пропускания $T(\bar{y})$ для форсунки ЭФ-1

Вид сканируемой области, полученный с помощью теневого прибора ИАБ-451, представлен на рисунок 4.21.

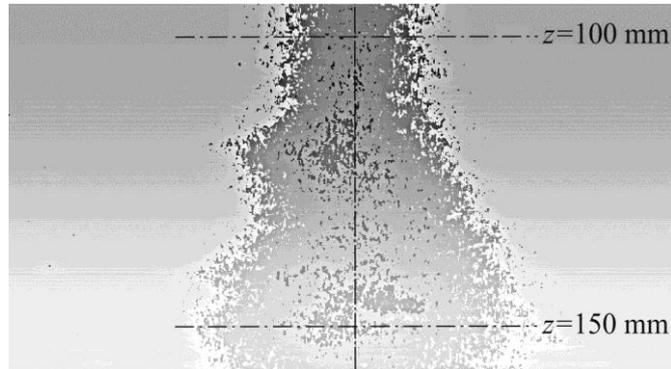


Рисунок 4.21 – Вид сканируемой области факела распыла форсунки ЭФ-1

Радиальные распределения массовой концентрации капель в факеле распыла эжекционной форсунки приведены на рисунке 4.22 при давлении $p = 0.1$ МПа для разных расстояний от среза сопла форсунки до оси оптической системы.

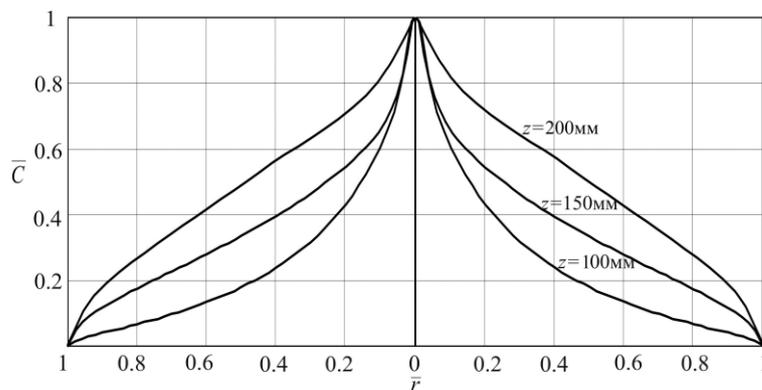


Рисунок 4.22 – Радиальные распределения концентрации капель в разных сечениях факела распыла эжекционной форсунки

Результаты измерений распределения концентрации капель для эжекционной форсунки показывают (рисунок 4.22), что распределение $C(r)$ носит монотонный характер с максимумом на оси симметрии факела распыла. С увеличением z распределение концентрации капель становится более равномерным.

Таким образом, структура факела распыла эжекционной и центробежной форсунок существенно различна. Для ЦБФ радиальное распределение концентрации капель характеризуется наличием приосевого воздушного вихря, а за счет большой величины корневого угла распыла ($\alpha \sim 70^\circ$) дальнобойность факела ограничена. Факел распыла эжекционной форсунки характеризуется большей дальнобойностью и наличием максимальной концентрации капель в приосевой области.

Полученные закономерности распыливания жидкого компонента топливной композиции необходимо учитывать при выборе узла распыливания для гибридного ракетного двигателя с учетом геометрических характеристик твердотопливного заряда ГРД.

4.2.4. Дисперсность капель в факеле распыла

Определение дисперсности капель в факеле распыла центробежной и струйной форсунок проводилось при распыливании модельных жидкостей (дистиллированная вода и керосин Т-1) методом малых углов индикатрисы рассеяния. Измерения проводились по оси симметрии факела на расстоянии $(20 \div 30)$ мм от выходного сечения сопла форсунки при варьировании расхода компонентов [80, 103, 104].

Центробежная форсунка

Измерения дифференциальной функции счетного распределения размеров капель для модельных форсунок ЦБФ-1 и ЦБФ-2 показали, что $f(D)$ является унимодальной и описывается распределением Розина-Раммлера (4.4). Графики

дифференциальной $f(D)$ и интегральной $F(D)$ функций для этого распределения приведены на рисунке 4.5.

Для моделирования процесса испарения капель окислителя и продуктов горения ТГМ в ГРД удобно наряду с функцией распределения использовать осредненный диаметр частиц, в качестве которого примем максимальный диаметр капель D_{\max} . Величина D_{\max} является наибольшим диаметром для капель, масса которых составляет 95 % всей массы распыливаемой жидкости, и соответствует ординате 0.95 интегральной функции массового распределения:

$$G(D) = \int_0^D g(D) dg,$$

где $g(D) = aD^3 f(D)$ – дифференциальная функция массового распределения капель по размерам (a – нормирующий множитель).

Результаты проведенных экспериментов были обработаны в виде критериального уравнения с использованием чисел Рейнольдса (4.11) и Онезорге (4.12). Анализ результатов экспериментов совместно с известными аппроксимационными формулами [75–78] позволил рекомендовать следующее критериальное соотношение:

$$\frac{D_{\max}}{\delta} = \frac{67.0 + 3.7 \cdot 10^{-3} Oh}{Re^{0.7}}. \quad (4.24)$$

Соотношение (4.24) выполняется в следующих диапазонах изменения критериев подобия:

$$\begin{aligned} Re &= 120 \div 1200, \\ Oh &= (7 \div 60) \cdot 10^3. \end{aligned}$$

Характеристики распыливания модельных компонентов и типичных жидких окислителей ГРД, рассчитанные по уравнениям (4.16–4.19) для условий проведенных экспериментов приведены в таблицах 4.4 и 4.5 для модельных форсунок ЦБФ-1 и ЦБФ-2. Значения числа Онезорге, рассчитанные по уравнению (4.12), приведены в таблице 4.6.

Таблица 4.4. Характеристики распыливания жидких компонентов форсункой ЦБФ-1

Компонент	Δp , МПа	0.1	0.5	1	1.5
H ₂ O	G , г/с	9.0	20.1	28.4	34.8
	u , м/с	8.5	19.0	26.8	32.8
	Re	141	315	446	546
Т-1	G , г/с	8.0	17.9	25.4	31.1
	u , м/с	9.5	21.2	30.0	36.7
	Re	158	353	499	611
H ₂ O ₂	G , г/с	10.7	24.1	34.1	41.7
	u , м/с	7.0	15.8	22.3	27.3
	Re	117	262	371	455
HNO ₃	G , г/с	11.0	24.6	34.9	42.7
	u , м/с	6.9	15.4	21.8	26.7
	Re	114	256	362	444
N ₂ O ₄	G , г/с	10.8	24.1	34.1	41.7
	u , м/с	7.0	15.7	22.3	27.3
	Re	117	262	371	454

Таблица 4.5. Характеристики распыливания жидких компонентов форсункой ЦБФ-2

Компонент	Δp , МПа	0.1	0.5	1	1.5
H ₂ O	G , г/с	70.7	158.1	223.6	273.8
	u , м/с	8.6	19.2	27.2	33.3
	Re	406	908	1284	1572
Т-1	G , г/с	63.2	141.4	200.0	244.9
	u , м/с	9.6	21.5	30.4	37.2
	Re	454	1016	1436	1759
H ₂ O ₂	G , г/с	84.8	189.7	268.3	328.6
	u , м/с	7.1	16.0	22.6	27.7
	Re	338	757	1070	1311
HNO ₃	G , г/с	86.9	194.3	274.7	336.5
	u , м/с	7.0	15.6	22.1	27.1
	Re	330	739	1045	1280
N ₂ O ₄	G , г/с	84.9	189.9	268.6	328.9
	u , м/с	7.1	16.0	22.6	27.7
	Re	338	756	1069	1309

Таблица 4.6. Значения числа Онезорге для жидких компонентов

Компонент	H ₂ O	Т-1	H ₂ O ₂	HNO ₃	N ₂ O ₄
ЦБФ-1	66942	22069	73930	36781	25287
ЦБФ-2	190116	62676	209963	104459	71815

Графики зависимости (4.24) для разных значений числа Онезорге приведены на рисунке 4.23.

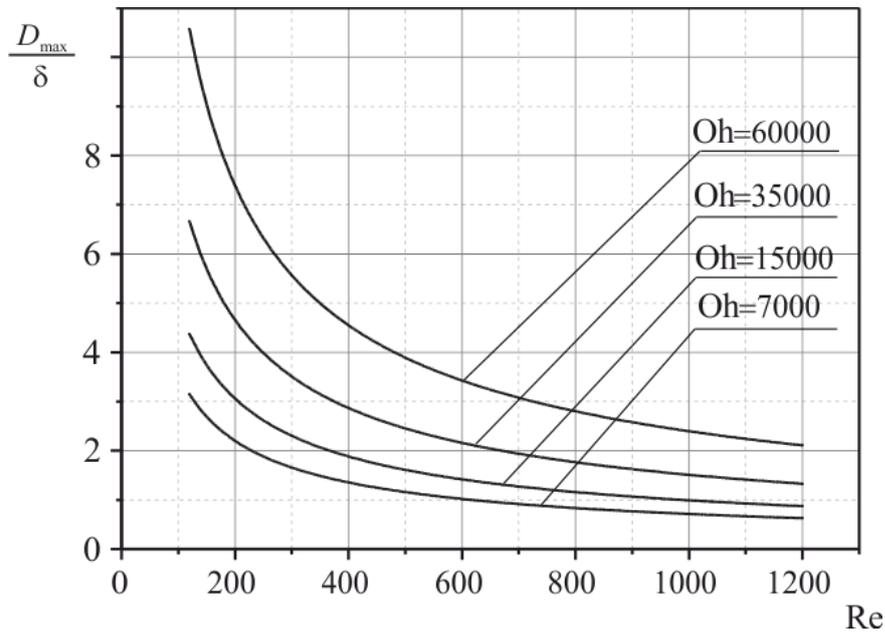


Рисунок 4.23 – Зависимость D_{\max}/δ от значений критериев Re и Oh

Анализ приведенных в таблицах 4.4–4.6 данных показывает, что критериальное соотношение для определения D_{\max} (4.24), полученное для модельных компонентов (H_2O и Т-1), можно использовать и для расчета характеристик распыливания реальных окислителей ГРД (H_2O_2 , NHO_3 , N_2O_3).

Эжекционная форсунка

В проведенных экспериментах в качестве модельной жидкости использовалась дистиллированная вода, а в качестве газа – сжатый воздух. Условия проведения холодных продувок на пневмогидравлическом стенде: расход воздуха – $(5.2 \div 5.5) \text{ м}^3/\text{час}$, расход жидкости – $(1.7 \div 1.8) \text{ г/с}$.

На рисунке 4.24 приведены полученные дифференциальные функции счетного распределения капель по размерам для исследованных форсунок.

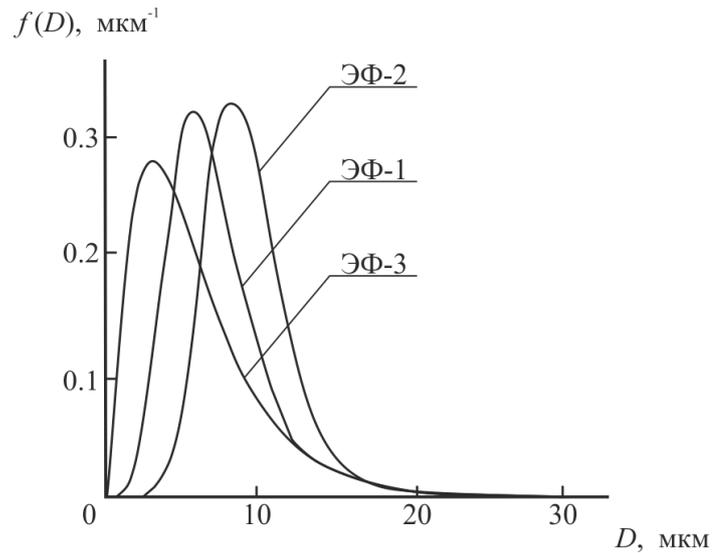


Рисунок 4.24 – Дифференциальные функции счетного распределения для эжекционных форсунок

Анализ влияния конструктивных особенностей эжекционной форсунки на дисперсность капель в факеле распыла проводился с использованием дифференциальной $g(D)$ и интегральной $G(D)$ функций массового распределения капель по размерам [84, 85].

Графики дифференциальных $g(D)$ и интегральных $G(D)$ функций массового распределения капель по размерам для исследованных форсунок приведены на рисунках 4.25, 4.26.

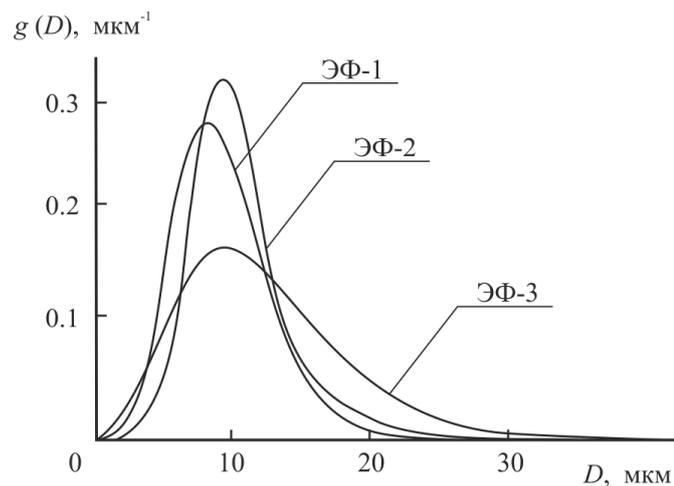


Рисунок 4.25 – Дифференциальные функции массового распределения для эжекционных форсунок

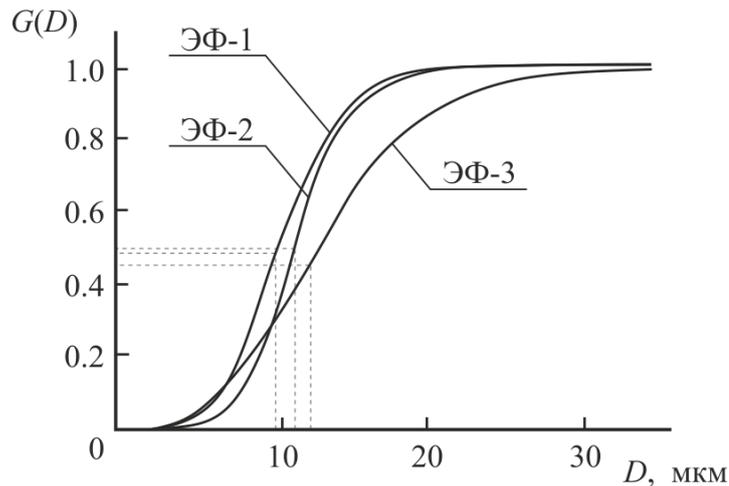


Рисунок 4.26 – Интегральные функции массового распределения для эжекционных форсунок

Для оценки дисперсности капель в факеле распыла наряду с функцией распределения использовался медианный диаметр капель D_m . Медианный диаметр соответствует суммарной доле 50 % массы капель, диаметры которых равны или меньше D_m , от общей массы капель (рисунок 4.26).

В таблице 4.7 приведены значения медианных диаметров капель в факеле распыла исследуемых форсунок, рассчитанных с использованием полученных функций $G(D)$.

Таблица 4.7. Медианные диаметры капель

Форсунка	ЭФ-1	ЭФ-2	ЭФ-3
D_m , мкм	9.6	11.0	12.0

Для исследованных форсунок ЭФ-1 – ЭФ-3 значение медианного диаметра изменяется в достаточно широком диапазоне $D_m = (9.6 \div 12.0)$ мкм, что свидетельствует о существенном влиянии конструкции эжекционной форсунки на дисперсность капель в факеле распыла. Наиболее тонкодисперсный факел распыла ($D_m = 9.6$ мкм) получен для форсунки ЭФ-1 (форсунка с газовым трактом в форме конфузора). Использование закрутки газового потока (форсунка ЭФ-3) позволяет регулировать дисперсность образующихся капель.

ВЫВОДЫ ПО ЧЕТВЕРТОЙ ГЛАВЕ

1. Разработан пневмогидравлический стенд для экспериментального исследования закономерностей распыливания жидких компонентов топливных композиций ГРД с использованием модельных жидкостей (дистиллированная вода и керосин Т-1).

2. Разработан лазерно-диагностический комплекс для измерения пространственного распределения концентрации капель в факеле распыла и функции распределения капель по размерам. Для измерения характеристик факела распыла разработаны новые схемы установок для реализации метода спектральной прозрачности и метода малых углов индикатрисы рассеяния, позволяющие повысить точность и информативность результатов измерений.

3. Получены экспериментальные данные по структуре факела распыла модельных центробежных (ЦБФ-1, ЦБФ-2) и эжекционных (ЭФ-1, ЭФ-2, ЭФ-3) форсунок. Показано, что концентрация капель в факеле распыла существенно неравномерна как по радиальной координате, так и по длине факела. Наличие газового вихря в ЦБФ и вращательное движение вытекающей струи жидкости приводят к тому, что струя приобретает форму полого тела вращения. Факел распыла эжекционной форсунки характеризуется большей дальностью и наличием максимальной концентрации капель в приосевой области.

4. Получены экспериментальные данные по дифференциальной функции счетного распределения размеров капель $f(D)$ для центробежной и эжекционной форсунок. Показано, что для исследованных форсунок функция распределения $f(D)$ является унимодальной и описывается распределением Розина-Раммлера. Для эжекционной форсунки наиболее тонкодисперсный факел распыла ($D_m = 9.6$ мкм) получен для форсунки с газовым трактом в форме конфузора (форсунка ЭФ-1). Использование закрутки газового потока (форсунка ЭФ-3) позволяет регулировать дисперсность образующихся капель.

5. Проведен анализ критериев подобия процесса распыливания жидкости форсунками и рекомендовано критериальное соотношение для зависимости максимального диаметра капель D_{\max} в факеле распыла центробежной форсунки в зависимости от чисел Рейнольдса и Онезорге.

6. Показано, что результаты измерения дисперсности капель, полученные для модельных жидкостей (H_2O и Т-1), можно использовать и для расчета характеристик распыливания реальных окислителей ГРД (H_2O_2 , NHO_3 , N_2O_3) с учетом соответствующих критериев подобия.

5. ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ЗАРЯДА В ГИБРИДНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

В настоящей главе представлены результаты теоретического анализа характеристик горения твердотопливного заряда в потоке газообразного окислителя, разработанные экспериментальные стенды и результаты экспериментального исследования процессов горения в лабораторном образце ГРД.

5.1. Теоретический анализ характеристик горения твердотопливного заряда ГРД

На рисунке 5.1 приведена "прямая схема" гибридного ракетного двигателя [1]. Двигатель состоит из камеры сгорания 1, твердотопливного заряда 2 со сквозным цилиндрическим каналом. Во входном сечении заряда 2 размещена форсунка 3, в которую через магистраль 4 подается жидкий или газообразный окислитель из бака 5, в выходном сечении двигателя размещен сопловый блок 6.

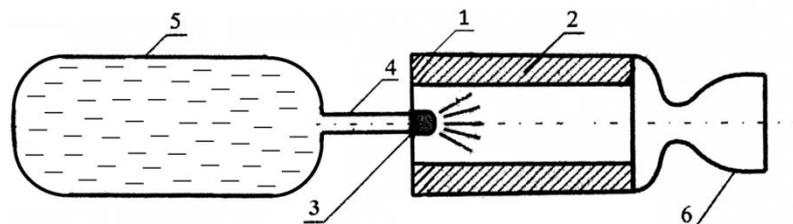


Рисунок 5.1 – "Прямая схема" гибридного ракетного двигателя

Горение заряда твердого горючего материала в потоке распыленного окислителя происходит в разгорающемся в процессе работы ГРД цилиндрическом канале. Продукты сгорания истекают через сопловый блок, создавая тягу ГРД.

Одним из недостатков рассмотренной схемы ГРД является неравномерность выгорания заряда по его длине. Из-за расходования окислителя на реакцию

горения плотность потока окислителя непостоянна вдоль поверхности топливного канала. Наиболее интенсивное горение происходит в области переднего торца заряда, а в области ниже по потоку параллельно с реакцией горения происходит высокотемпературная эрозия канала. При этом из-за недостатка окислителя возможен унос непрореагировавшего горючего. Все это приводит к снижению удельного импульса тяги за счет неполного сгорания топливной смеси.

Для обеспечения близкого к оптимальному соотношению компонентов топлива в процессе работы ГРД в ряде работ предложена распределенная по длине канала подача окислителя. Одна из типичных схем эшелонированной подачи окислителя рассмотрена в [105]. В данной схеме форсуночная головка имеет форму, максимально приближенную к форме горячей поверхности твердого компонента топлива. При этом в форсуночной головке размещены в виде чередующихся поясов струйные и центробежные форсунки, сообщающиеся с отдельными коллекторными полостями.

К недостаткам данной схемы относятся сложность конструкции форсуночной головки, и ее размещение непосредственно в зоне горения горящего канала твердотопливного заряда, что снижает надежность ее функционирования вплоть до полного разрушения.

5.1.1. Модель горения твердотопливного заряда

Рассмотрим характеристики горения одноканального твердотопливного заряда [106, 107] в ГРД "прямой схемы", представленной на рисунке 5.1, в рамках следующих допущений:

- течение газа в канале заряда одномерное и квазистационарное;
- скорость газификации (линейная скорость горения) ТГМ определяется степенной зависимостью от плотности потока окислителя с учетом эмпирических констант a , ν для конкретного топлива [1, 16]:

$$u = ay^\nu,$$

где $y = \rho w$ – плотность потока окислителя; ρ , w – плотность и скорость окислителя вдоль оси канала.

Уравнение закона сохранения массы окислителя по длине заряда при квазистационарном течении имеет вид:

$$\frac{d}{dx}(yS) = -\Pi\alpha\rho_m a y^v, \quad (5.1)$$

где x – длина канала ($0 < x < L$); S , Π – площадь проходного сечения и периметр осевого канала; α – отношение массы окислителя, поступающего из потока, к массе твердого горючего в процессе горения; ρ_m – плотность ТГМ.

В предположении $S = \text{const}$, $\Pi = \text{const}$ уравнение (5.1) сводится к виду

$$\frac{dy}{dx} = -By^v, \quad (5.2)$$

где

$$B = \frac{\Pi\alpha\rho_m a}{S} = \text{const}.$$

Интеграл уравнения (5.2) имеет вид:

$$y(x) = \left[y_0^{1-v} - B(1-v)x \right]^{\frac{1}{1-v}}, \quad (5.3)$$

где $y_0 = \rho_0 w_0 = G_0/S$ – плотность потока окислителя на входе в канал; G_0 – массовый секундный расход окислителя на входе в канал.

Соотношение (5.3) представим в виде:

$$y(x) = (y_0^{1-v} - Ax)^{\frac{1}{1-v}}, \quad (5.4)$$

где

$$A = B(1-v) = \frac{\Pi\alpha\rho_m a}{S}(1-v) = \text{const}.$$

Из (5.4) следует, что плотность потока окислителя монотонно уменьшается по длине осевого канала (с ростом x) за счет его расходования в процессе горения. При определенных условиях, если $y_0^{1-v} \leq Ax$, процесс горения вообще прекращается из-за полного расходования окислителя в потоке. В результате

снижения плотности потока окислителя $y(x)$ по длине канала скорость горения твердотопливного заряда неравномерна по его длине. Снижение содержания окислителя в потоке приводит к неполноте сгорания топлива в ГРД и, следовательно, к снижению энерготяговых характеристик двигателя.

Для цилиндрического канала радиусом r ($\Pi = 2\pi r$, $S = \pi r^2$) соотношение (5.4) определяющее распределение плотности потока окислителя по длине канала, имеет вид

$$y(x) = \left[\left(\frac{G_0}{\pi r^2} \right)^{1-\nu} - \frac{2\alpha \rho_m a}{r^2} (1-\nu)x \right]^{\frac{1}{1-\nu}}, \quad (5.5)$$

а скорость горения твердотопливного заряда по длине канала определяется соотношением:

$$u(x) = a [y(x)]^\nu = \left[\left(\frac{G_0}{\pi r^2} \right)^{1-\nu} - \frac{2\alpha \rho_m a}{r^2} (1-\nu)x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}}. \quad (5.6)$$

Рассмотрим гибридный ракетный двигатель "прямой схемы" со следующими типичными значениями параметров [6, 11]: $L = 1$ м, $r = 0.1$ м, $G_0 = 10$ кг/с, $\rho_m = 1600$ кг/м³, $a = 0.0127 \cdot 10^{-3}$ м/с, $\nu = 0.65$. В качестве композиции твердого горючего материала для твердотопливного заряда ГРД рассмотрим состав, содержащий 85 % инертного горючего связующего (ГСВ) – бутадиенового каучука и 15 % порошка алюминия марки АСД-4. В качестве окислителя, подаваемого в канал твердотопливного заряда, рассмотрим газообразный кислород. Условные химические формулы отдельных компонентов, твердого горючего материала и топливной смеси в целом, рассчитанные по методике [108], а также компонентный состав топливной смеси приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1. Характеристики топливной композиции без дополнительного окислительного компонента

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, мас. %
Кислород	O _{62.500}	74.6
Алюминий	Al _{37.064}	3.8
ГСВ	C _{73.402} H _{117.443}	21.6
ТГМ (Al+ГСВ)	C _{62.392} H _{99.827} Al _{5.560}	25.4
Топливная смесь	C _{15.848} H _{25.356} Al _{1.412} O _{46.625}	100.0

При горении данной композиции твердого горючего материала в потоке кислорода для обеспечения полного сгорания (при коэффициенте избытка окислителя, равном единице) удельный расход окислителя, подаваемого в канал заряда, составляет $\alpha = 2.94$ (для полного сгорания 1 кг ТГМ необходимо 2.94 кг кислорода).

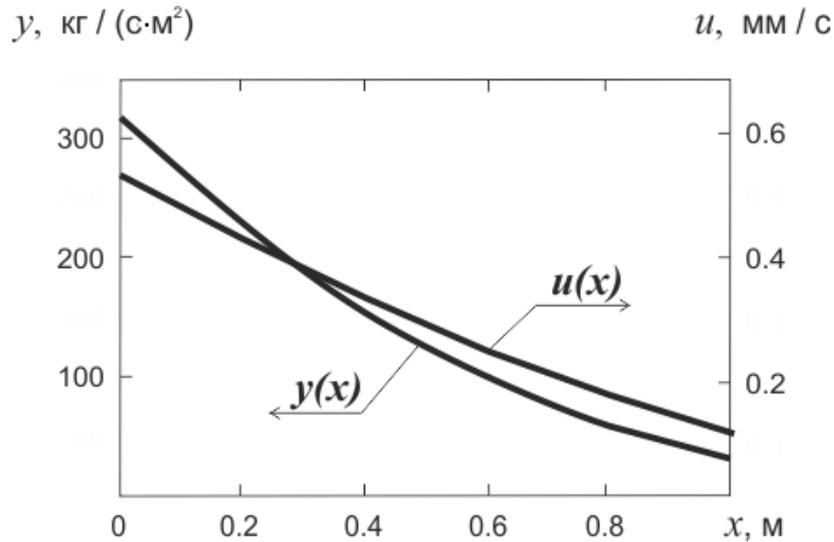


Рисунок 5.2 – Зависимость плотности потока окислителя и линейной скорости горения от длины канала для топливной композиции без дополнительного окислительного компонента

На рисунке 5.2 приведена зависимость плотности потока окислителя от длины канала $y(x)$ для ГРД с приведенными выше значениями параметров, рассчитанная по соотношению (5.5), а также зависимость линейной скорости горения ТГМ от длины канала $u(x)$, рассчитанная по соотношению (5.6). Из приведенных графиков следует, что величина $y(x)$ монотонно уменьшается по длине канала за счет расходования окислителя в процессе горения заряда ТГМ от начального значения $313 \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$ (на входе в канал) до $31 \text{ кг} \cdot \text{с}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$ (на выходе из канала), скорость горения $u(x)$ также монотонно снижается от 0.54 мм/с до 0.12 мм/с . Это приводит к неравномерному выгоранию заряда ТГМ по его длине и снижению полноты сгорания и энерготяговых характеристик двигателя.

5.1.2. Оптимизация твердотопливного заряда ГРД

Для оптимизации заряда предлагается в состав твердого топлива наряду с горючими компонентами (горючее связующее и порошок алюминия) вводить дополнительно твердый окислитель. При этом твердый окислитель распределяется по длине заряда таким образом, чтобы уменьшающаяся по длине канала плотность потока окислителя $y(x)$ компенсировалась введенным в состав твердотопливного заряда твердого окислителя [107, 109, 111–114].

Для определения закона распределения твердого окислителя по длине заряда рассмотрим осевое распределение величины несгоревшей массы горючего

$$\Delta m(x) = m_0 - m(x),$$

где m_0 , $m(x)$ – масса сгоревшего в единицу времени на единице длины заряда твердого горючего в начальном сечении канала ($x = 0$) и в его произвольном сечении ($0 < x \leq L$).

С учетом того, что

$$m_0 = \Pi \rho_m a y_0^v, \quad m(x) = \Pi \rho_m a y^v(x),$$

получим:

$$\Delta m(x) = \Pi \rho_m a \left[y_0^v - y^v(x) \right]. \quad (5.7)$$

Подставляя в (5.7) выражение для $y(x)$ из (5.4), получим:

$$\Delta m(x) = \Pi \rho_m a \left[y_0^v - (y_0^{1-v} - Ax)^{\frac{v}{1-v}} \right]. \quad (5.8)$$

Путем несложных алгебраических преобразований уравнение (5.8) можно привести к виду:

$$\Delta m(x) = \Pi \omega_0 \left[1 - \left(1 - \frac{Ax}{y_0^{1-v}} \right)^{\frac{v}{1-v}} \right], \quad (5.9)$$

где $\omega_0 = \rho_m a y_0^v$ – массовая скорость горения твердого топлива во входном сечении заряда.

Подставляя в (5.9) выражения для A и $y_0 = G_0/S$ получим:

$$\Delta m(x) = \Pi \omega_0 \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1 - \nu) \frac{\omega_0}{G_0} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}. \quad (5.10)$$

В соответствии с уравнением (5.10) несгоревшая масса горючего $\Delta m(x)$ монотонно увеличивается по длине заряда (с ростом x). Для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда, предлагается вводить твердый окислитель в состав самого заряда, причем количество вводимого окислителя должно быть пропорционально величине $\Delta m(x)$.

Из (5.10) следует уравнение для соотношения массы дополнительного окислителя m_{ox} и горючего m_f в составе твердотопливного заряда, обеспечивающего полноту сгорания горючих компонентов по всей длине заряда:

$$f(x) = \frac{m_{ox}(x)}{m_f(x)} = \beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1 - \nu) \frac{\omega_0}{G_0} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}, \quad (5.11)$$

где β – удельный расход окислителя, входящего в состав заряда, необходимый для полного сгорания горючих компонентов твердотопливного заряда.

Массовая доля окислителя в твердотопливном заряде (отношение массы окислителя к суммарной массе топлива) определяется уравнением

$$z(x) = \frac{f(x)}{1 + f(x)},$$

в котором $f(x)$ определяется из уравнения (5.11). При этом получим:

$$z(x) = \frac{\beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1 - \nu) \frac{\omega_0}{G_0} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}}{1 + \beta \left\{ 1 - \left[1 - \alpha \Pi (1 - \nu) \frac{\omega_0}{G_0} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}}. \quad (5.12)$$

При распределении содержания окислительного компонента по длине твердотопливного заряда ГРД в соответствии с уравнением (5.12) обеспечивается стехиометрическое соотношение горючего и окислителя (содержащегося в потоке и в составе заряда) по всей длине заряда. Тем самым обеспечивая равномерность

и полноту сгорания топливных компонентов ГРД и, следовательно, высокие энерготяговые характеристики двигателя.

Уравнение (5.12), определяющее массовую долю окислителя в твердотопливном заряде, для цилиндрического канала имеет вид:

$$z(x) = \frac{\beta \left\{ 1 - \left[1 - 2\pi r \alpha (1 - \nu) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}}{1 + \beta \left\{ 1 - \left[1 - 2\pi r \alpha (1 - \nu) \frac{\omega_o}{G_o} x \right]^{\frac{\nu}{1-\nu}} \right\}}. \quad (5.13)$$

5.1.3. Анализ результатов моделирования

Приведем примеры оптимизации твердотопливного заряда ТГМ, содержащего 85 % ГСВ (бутадиеновый каучук) и 15 % порошка алюминия, путем введения в его состав дополнительного твердого окислителя.

При проведении расчетов в качестве дополнительного окислителя рассмотрим типичные твердые окислители – перхлорат аммония (ПХА) – NH_4ClO_4 , перхлорат калия (ПХК) – KClO_4 и перхлорат нитрония (ПХН) – NO_2ClO_4 .

Для определения распределения $z(x)$, обеспечивающего стехиометрическое соотношение горючего и окислителя (содержащегося в потоке и в составе заряда ТГМ) по всей длине заряда, предварительно проведем расчеты β для рассмотренных окислителей.

Условные химические формулы отдельных компонентов и топливных композиций в целом, а также компонентные составы стехиометрических композиций, рассчитанные по методике [108], приведены в таблице 5.2 (для ПХА), таблице 5.3 (для ПХК) и таблице 5.4 (для ПХН). Значения β (отношение содержания окислителя к содержанию ТГМ) составляют: $\beta = 8.61$ (для ПХА), $\beta = 6.35$ (для ПХК), $\beta = 1.28$ (для ПХН).

Таблица 5.2. Характеристики ТРТ с дополнительным окислителем (ПХА)

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, мас. %
ПХА	$N_{8.511}H_{39.043}Cl_{8.511}O_{34.043}$	89.6
Алюминий	$Al_{37.064}$	1.6
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$	8.8
ТГМ (Al+ГСВ)	$C_{62.392}H_{99.827}Al_{5.560}$	10.4
ТРТ	$C_{6.489}H_{40.884}Al_{0.578}Cl_{7.626}O_{30.502}N_{7.626}$	100.0

Таблица 5.3. Характеристики ТРТ с дополнительным окислителем (ПХК)

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, мас. %
ПХК	$K_{7.215}Cl_{7.215}O_{28.860}$	86.4
Алюминий	$Al_{37.064}$	2.0
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$	11.6
ТГМ (Al+ГСВ)	$C_{62.392}H_{99.827}Al_{5.560}$	13.6
ТРТ	$C_{8.484}H_{13.576}Al_{0.756}Cl_{6.234}O_{6.811}K_{6.234}$	100.0

Таблица 5.4. Характеристики ТРТ с дополнительным окислителем (ПХН)

Вещество	Условная химическая формула	Содержание, мас. %
ПХН	$N_{21.978}Cl_{21.978}O_{131.168}$	56.2
Алюминий	$Al_{37.064}$	6.6
ГСВ	$C_{73.402}H_{117.443}$	37.2
ТГМ (Al+ГСВ)	$C_{62.392}H_{99.827}Al_{5.560}$	43.8
ТРТ	$C_{27.328}H_{43.724}Al_{2.435}Cl_{12.352}O_{74.110}N_{12.352}$	100.0

Распределения массовой доли окислительного компонента по длине заряда, рассчитанные по уравнению (5.13), приведены на рисунке 5.3. Из приведенных графиков следует, что содержание окислительного компонента в составе твердотопливного заряда должно монотонно увеличиваться от нуля (в головном сечении заряда) до максимального значения $z = 0.465$ (для ПХА), $z = 0.390$ (для ПХК), $z = 0.114$ (для ПХН). При таком распределении компонентов горение заряда ТГМ вдоль оси канала происходит равномерно, что обеспечивает высокую полноту сгорания. Влияние типа окислителя на величину z обусловлено тем, что эффективность окислителя определяется количеством кислорода, не связанного с водородом, не потерявшего способность участвовать в реакции окисления органических веществ и металлов (так называемого «активного»

кислорода) [110]. Для рассмотренных окислителей содержание активного кислорода составляет 34 % для ПХА, 46 % для ПХК, 66 % для ПХН. В соответствии с этим, чем выше эффективность окислителя, тем меньшее его количество (массовая доля z) необходимо вводить в состав ТГМ.

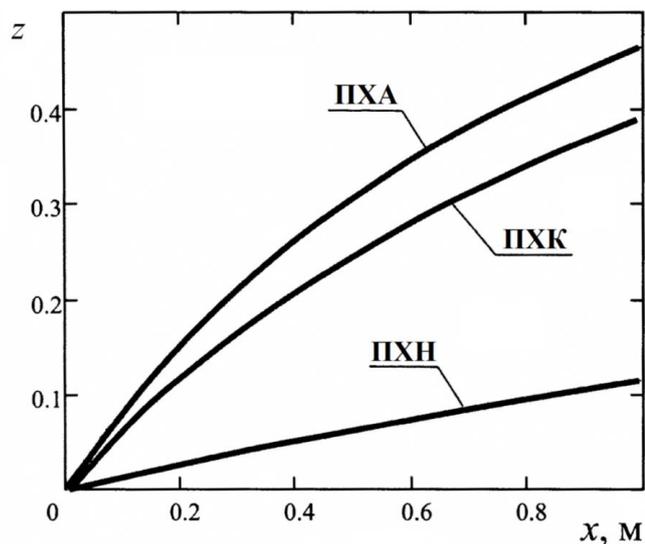


Рисунок 5.3 – Распределения массовой доли дополнительного окислителя (ПХА, ПХК, ПХН) в твердотопливном заряде по длине канала

Таким образом, тип окислителя существенно влияет на его содержание в составе ТГМ и для его выбора необходимо учитывать как суммарный импульс тяги при горении заряда в потоке кислорода, так и прочностные характеристики заряда ТГМ.

5.2. Разработка лабораторного стенда для исследования рабочих процессов в модельном ГРД

5.2.1. Лабораторный стенд для исследования модельного ГРД

Горение образца ТГМ в потоке нагретого воздуха

Схема экспериментального стенда для исследования горения образцов твердотопливных композиций в потоке нагретого газа приведена на рисунке 5.4.

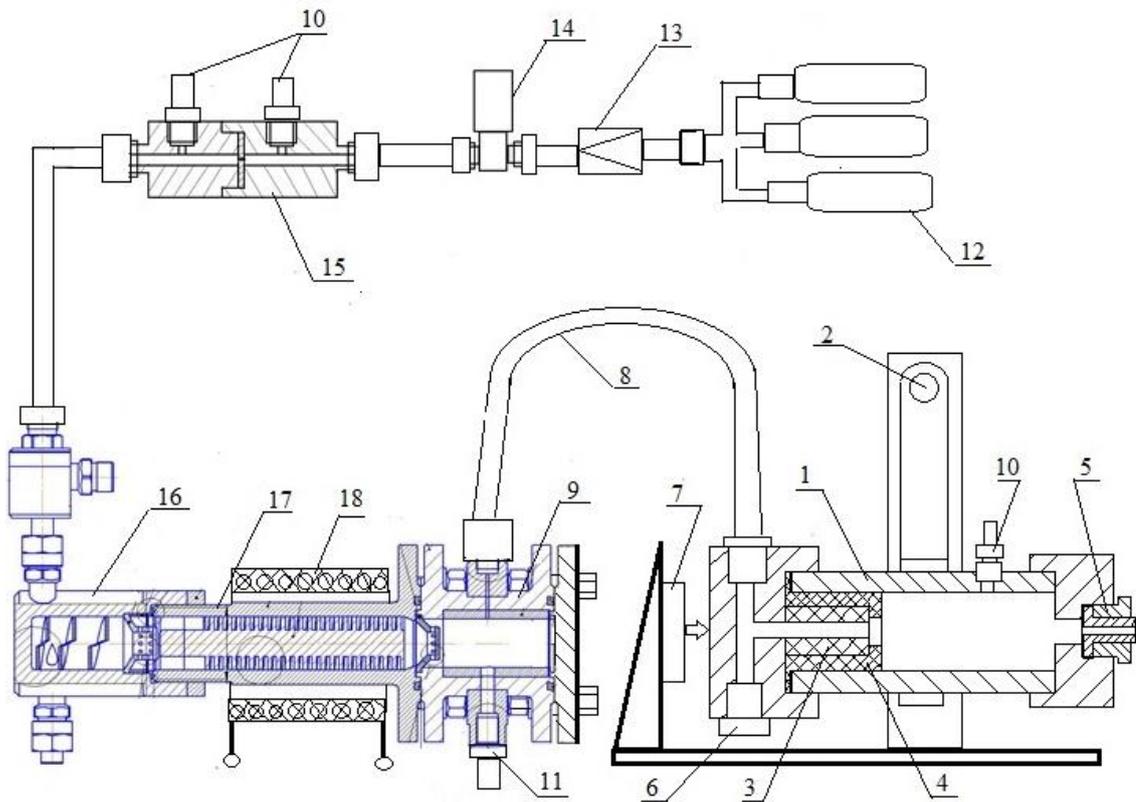


Рисунок 5.4 - Схема экспериментального стенда с подогревом воздуха

1 – модельный двигатель; 2 – маятниковая подвеска тягоизмерительного стенда; 3 – исследуемый образец, 4 – контейнер для образца, 5 – сопло; 6, 10 – датчики давления; 7 – датчик тяги; 8 – гибкий металлический рукав; 9 – форкамера; 11 - датчик температуры; 12 – баллон с газом; 13 – редуктор; 14 - электропневмоклапан; 15 – дифференциальный расходомер; 16 – смеситель; 17 – печь для подогрева газа; 18 – индуктор

Экспериментальный стенд имеет модульную конструкцию и включает системы подачи и подогрева газа, системы контроля параметров газа и тягоизмерительный стенд с модельным двигателем. Модульная конструкция стенда позволяет адаптировать его конфигурацию для проведения исследований в рамках решения конкретных задач. Общий вид экспериментального стенда приведен на рисунке 5.5.



Рисунок 5.5 – Общий вид экспериментального стенда

Система подачи газа состоит из газового баллона (давление 15 МПа), понижающего редуктора (1.5 ÷ 2.5) МПа, электропневмоклапана АЭМ-021 (давление до 4 МПа, проходное сечение $D_y = 4$ мм), расходомера с калиброванной диафрагмой диаметром от 1 до 3.5 мм). Перепад давления на диафрагме контролируется с помощью датчиков давления.

Система подогрева воздуха включает смеситель с диафрагмой, индукционную печь и диафрагму на выходе. Печь представляет собой изготовленный из жаропрочной стали 08X17T цилиндр. Нагревательный элемент - нихромовая спираль – устанавливается в выполненной по боковой поверхности цилиндра канавке шириной 4 мм, глубиной 12 мм и длиной ~ 3 м. Конструкция закрыта кожухом из жаропрочной стали 12X18H10T. Нагрев печи

осуществляется индукционным кольцевым нагревателем мощностью 32 кВт до температуры красного каления $T \approx (800 \div 900)$ К.

Контроль параметров газа в форкамере осуществляется с использованием датчика давления MBS-3000 (давление 1 МПа) и датчика температуры (термопара ВР-5/20 с диаметром электродов 0.35 мм). Внутренняя поверхность форкамеры защищена теплоизолятором толщиной 5 мм.

Нагретый воздух из форкамеры подается при помощи гибкого теплоизолированного стального рукава сильфонного типа длиной 0.8 м в модельный ракетный двигатель, содержащий контейнер с образцом исследуемого ТГМ. Общий вид модельного ГРД закрепленного на тягоизмерительном стенде приведен на рисунке 5.6.

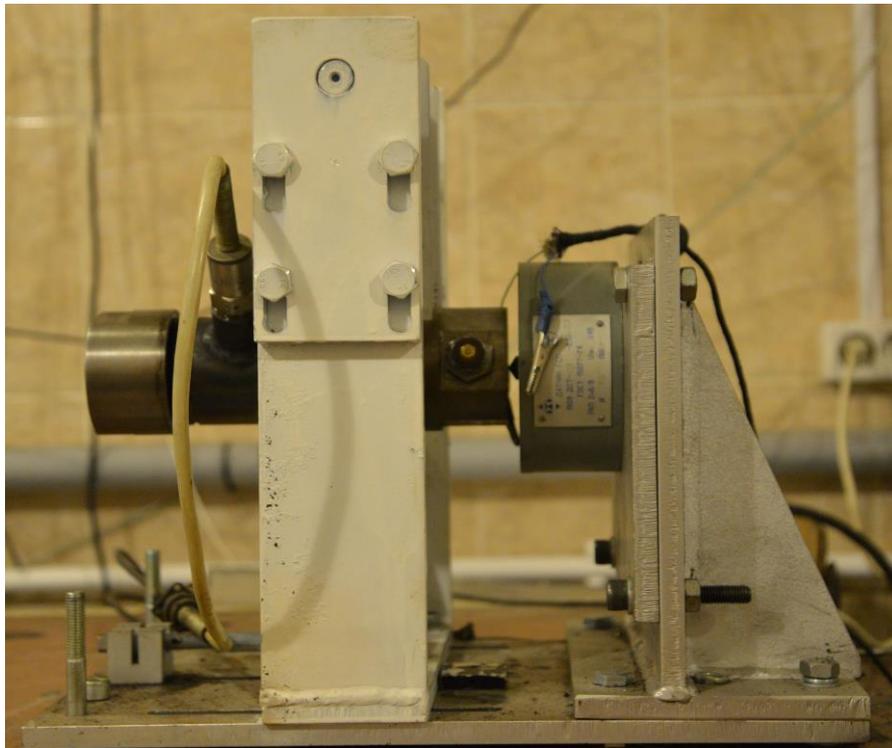


Рисунок 5.6 – Общий вид модельного ГРД

Исследуемый образец твердотопливной композиции, выполненный в виде цилиндра с внутренним каналом, бронированный по боковой поверхности, размещался в текстолитовом контейнере и устанавливался в передней части модельного двигателя. Внешний диаметр образца составлял 30 мм, внутренний – 10 мм, высота – 40 мм.

При экспериментальном исследовании горения образцов ТГМ в потоке нагретого воздуха печь нагревалась индукционным нагревателем до температуры красного каления в течение (5 ÷ 7) мин. Затем включалась подача воздуха и проводились измерения температуры в форкамере и в камере сгорания. В процессе проведения эксперимента нагреватель не отключался. Максимальные значения температуры газа в форкамере составили $T_{\max} \leq 500$ К.

Необходимо отметить, что использование кислорода в качестве рабочего агента приводит к прогару стенок печи и, как следствие, к выходу ее из рабочего состояния (рисунок 5.7). В связи с этим в экспериментах в качестве рабочего газа рекомендовано использовать только воздух.



Рисунок 5.7 - Прогоревший кожух печи нагрева газа

Горение образца ТГМ при обдуве продуктами сгорания газогенератора

Для температур обдувающего газа выше 500 К, была изготовлена установка с обдувом исследуемого образца ТГМ смесью воздуха с продуктами горения твердотопливного заряда в газогенераторе.

Источником нагретого газа служил твердотопливный газогенератор с зарядом твердого баллиститного топлива (порох Н). Время работы составляло от (2 ÷ 5) сек в зависимости от давления в камере сгорания при среднем расходе нагретого газа от (0.018 ÷ 0.044) кг/с. Для получения температур нагретого газа $T > 1000$ К газовод убирался. Текстолитовый контейнер с исследуемым образцом устанавливался на фланец непосредственно за выходным отверстием форкамеры (рисунок 5.8).

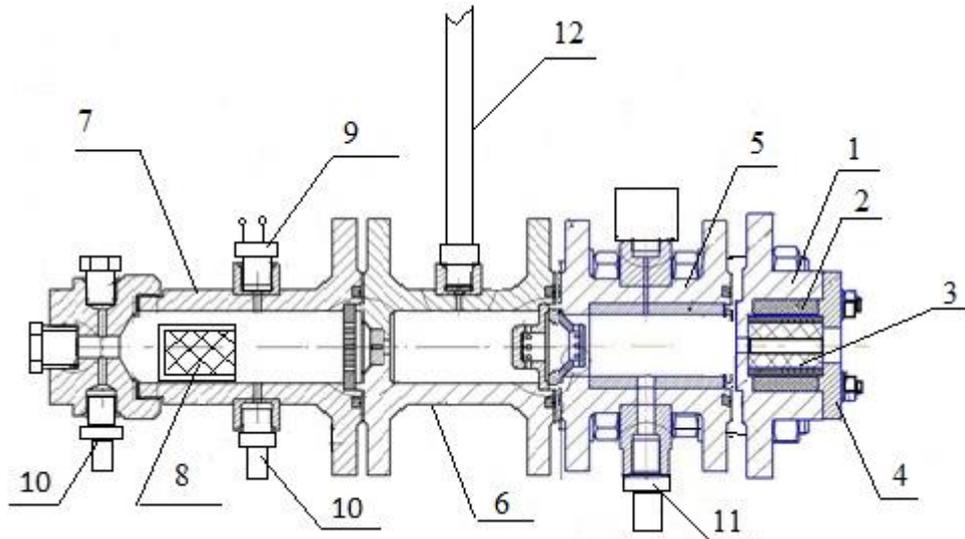


Рисунок 5.8 – Схема экспериментального стенда с прямой подачей нагретого газа от газогенератора

1 – модельный двигатель; 2 – текстолитовый контейнер; 3 – исследуемый образец; 4 – задняя крышка; 5 – форкамера; 6 – камера смешения; 7 – корпус газогенератора; 8 – заряд твердого топлива; 9 – воспламенитель; 10 – датчики давления; 11 – датчик температуры; 12 – трубопровод

Используемые датчики и аппаратура

Для измерения давления на стенде использовались мостовые тензометрические датчики типа ЛХ-412 на номинальное давление 6.0 и 15.0 МПа, а также датчики MBS-3000 на давление 1.0 и 4.0 МПа с выходным сигналом по силе тока 20 мА. Приборная погрешность датчиков типа ЛХ-412 составляет ≤ 0.8 %, а датчиков MBS-3000 – ± 0.5 %. Градуировка датчиков давления проводилась по образцовому грузопоршневому манометру МТУ-60 класса 0.4.

В качестве измерителя силы на тягоизмерительном стенде использовались мостовые тензометрические датчики типа ДСТ 1909 на 100 Н (рисунок 5.9) категории точности 0.1 (систематическая составляющая погрешности – не более $\pm 0.10\%$ от номинального значения рабочего коэффициента передачи, составляющего 2.0 мВ/В) и датчик MLB20 на 500 Н (рисунок 5.10) класса точности 0.1 по ГОСТ 30129, МОЗМ Р60. Градуировка датчиков силы проводилась нагружением образцовыми гирями (с погрешностью ± 0.05 г). Датчики силы жестко крепились на пластине с упором для центрирования относительно точки приложения силы. Пластина с упором и узел маятниковой подвески жестко закреплены на станине, которая установлена на рабочем столе.



Рисунок 5.9 – Тензометрический датчик измерения тяги ДСТ 1909



Рисунок 5.10 – Тензометрический датчик измерения тяги MLB20

Для измерения температуры использовались вольфрам-рениевые термопары ВР-5/20 с диаметром электродов 0.35 мм в керамической трубке диаметром 5 мм, герметично закрепленной в металлическом корпусе (рисунок 5.11). Градуировка системы измерения температуры проводилась

подачей табличных значений напряжения с помощью образцового потенциометра постоянного тока ПП-63 класса точности 0.05.



Рисунок 5.11 – Термопарный датчик измерения температуры

В качестве регистрирующей аппаратуры на стенде использовались цифровые приборы: 8-ми канальный тензометрический усилитель АТ1-8 и 20-ти канальный программируемый контроллер SIMATIC S7-1200 (16 каналов по давлению и 4 канала по температуре). Тензометрический усилитель АТ1-8 имеет частоту дискретизации до 5 кГц, погрешность измерения номинального входного сигнала $< 0.2\%$ при нелинейности преобразования $< 0.1\%$. Точность преобразования аналогового сигнала для программируемого контроллера SIMATIC S7-1200 составляет $\pm 3\%$. Сигналы с измерительных приборов передавались на персональный компьютер и записывались в виде таблиц.

Исследуемые образцы ТГМ

В качестве экспериментальных образцов ТГМ и зарядов ГРД использовались образцы цилиндрической формы с внутренним каналом диаметром 10 мм. Внешний диаметр заряда составлял 40 мм, длина заряда 50 мм. Исследовалась возможность воспламенения и горения поверхности внутреннего канала модельного заряда. Остальная поверхность заряда бронировалась раствором линолеума в ацетоне и полихлорвиниловой изоляцией.

Использовались модельные заряды, отличающиеся химическим составом основных компонентов. На первом этапе в качестве модельного заряда использовали баллиститное топливо (порох марки Н). Затем использовали смесевые композиции, содержащие металлические порошки алюминия марки

АСД-4 и Alex, аморфный бор марки Б-99А и бориды AlB_2 и AlB_{12} . В качестве связующего элемента использовали бутадиеновый каучук, пластифицированный трансформаторным маслом марки СКДМ-80. В отдельные композиции добавляли окислитель – перхлорат аммония бидисперсной фракции: 60 % размером (165 ÷ 315) мкм и 40 % размером меньше 50 мкм.

Компоненты смесевых композиций смешивались в смесителе типа "Бэкон", затем сырую массу помещали в специальную оснастку для последующего проходного прессования и полимеризации. Содержание основных компонентов смесевых композиций представлено в таблице 5.5.

Таблица 5.5. Составы смесевых композиций

Тип композиции	Содержание компонентов, мас. %						
	АСД-4	Alex	В	AlB_2	AlB_{12}	СКДМ-80	ПХА
D1	45	–	–	–	–	45.0	10.0
D2	–	–	50	–	–	25.0	25.0
D3	20	–	–	–	–	13.6	66.4
D4	–	–	50	–	–	50.0	–
D5	–	–	–	50	–	25.0	25.0
D6	–	–	–	–	50	25.0	25.0
D7	–	65	–	–	–	35.0	–
D8	–	–	–	65	–	35.0	–

В опытах использовали заряды, содержащие один тип композиции или комбинацию из двух композиций, т. е. составной заряд. Так, для повышения воспламеняемости и горения заряда с композицией D4, изготавливали составной заряд, 2/3 которого содержали композицию D4, а 1/3 композицию D1 или D3. Составные заряды изготавливали путем механической стыковки по торцевой поверхности цилиндрических образцов отдельных композиций с последующим бронированием всего заряда по боковой поверхности.

5.2.2. Результаты отработки стенда

На разработанных стендах была проведена отработка систем измерения характеристик рабочих процессов в модельном ГРД "прямой схемы". Было проведено более 40 огневых испытаний с варьированием расхода и температуры окислительного компонента – воздуха. Нагрев воздуха осуществлялся индукционным нагревателем или продуктами сгорания твердотопливного газогенератора.

Процесс горения образца ТГМ в схеме эксперимента с газогенератором приведен на фотографии (рисунок 5.12).



Рисунок 5.12 – Процесс горения образца ТГМ в струе продуктов горения газогенератора

Процесс горения образца ТГМ в схеме эксперимента с индукционным нагревом приведен на рисунке 5.13.

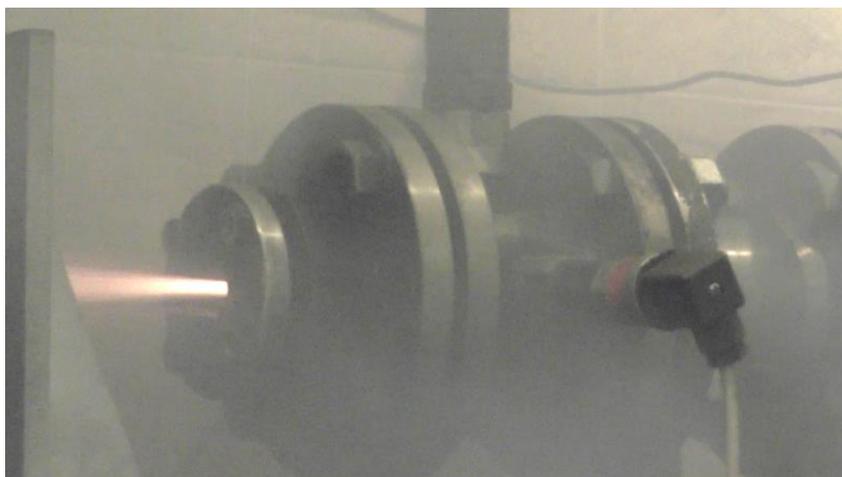


Рисунок 5.13 – Процесс горения образца ТГМ в потоке воздуха, нагретого индукционным нагревателем

Типичная осциллограмма измерения тяги двигателя представлена на рисунке 5.14.

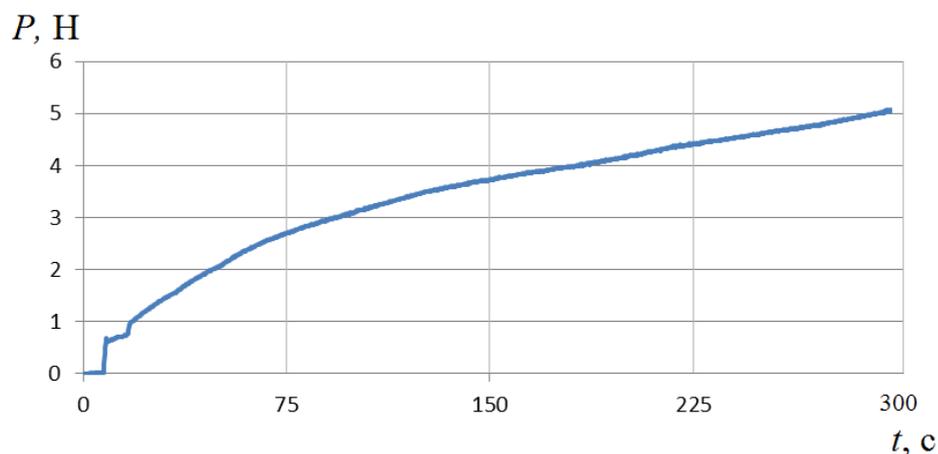


Рисунок 5.14 - Изменение тяги модельного двигателя (опыт № 20)

Результаты измерения давления в газогенераторе и в форкамере приведены на рисунке 5.15.

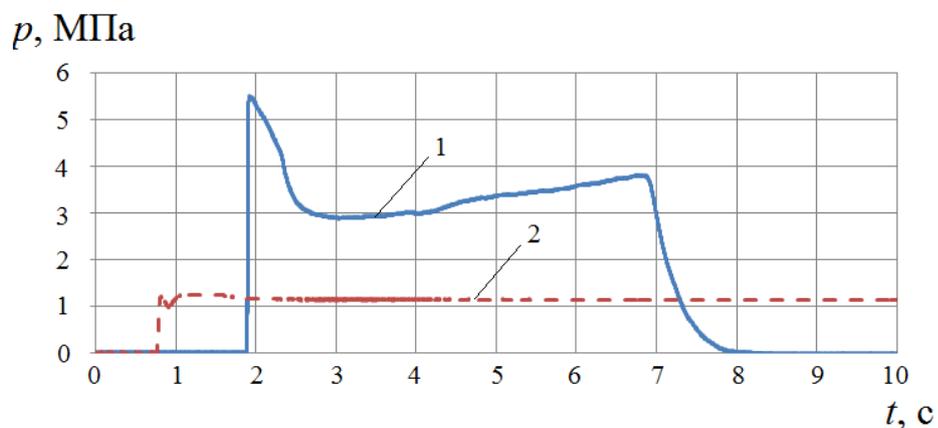


Рисунок 5.15 - Изменение давления подачи воздуха (опыт № 33) в форкамере (2) и в газогенераторе (1)

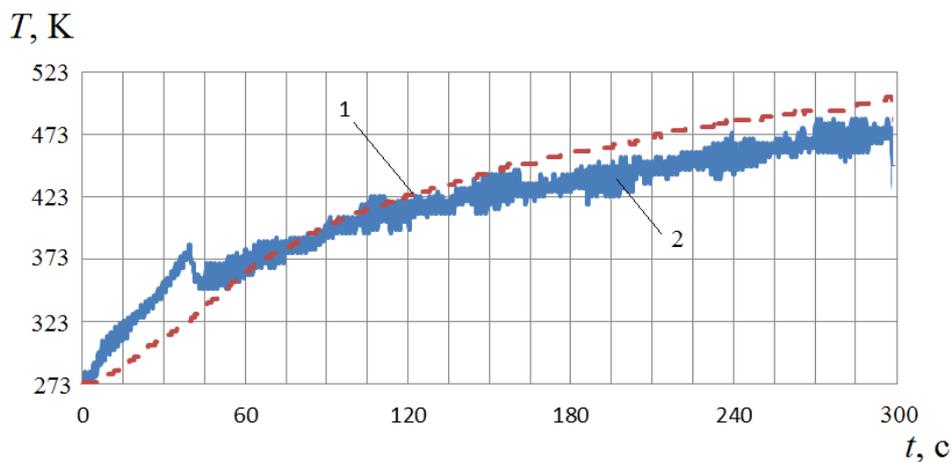


Рисунок 5.16 – Изменение температуры газа (опыт № 20)

1 – температура газа в камере модельного двигателя; 2 – температура газа в форкамере

Результаты отработки процесса зажигания образцов ТГМ в потоке нагретого воздуха показали, что при рассмотренных уровнях температур не происходит надежного зажигания образцов. Вид образца ТГМ после обдува высокотемпературным потоком газа приведен на рисунке 5.17.

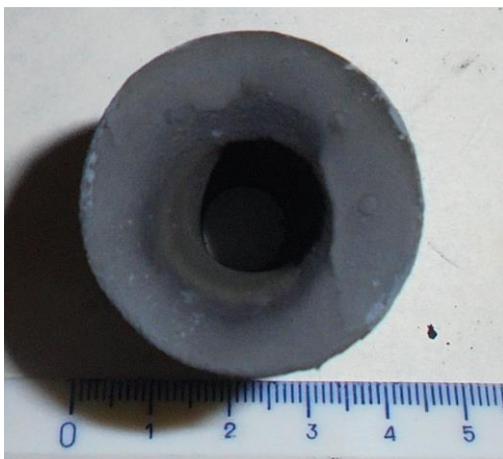


Рисунок 5.17 – Вид образца D7 после обдува газом (опыт № 34)

Для обеспечения надежного зажигания образца ТГМ с целью увеличения температуры обдувающего образец ТГМ газа в головной части образца ТГМ (состав D4) устанавливалась кольцевая вставка из смесового топлива D1.

ВЫВОДЫ ПО ПЯТОЙ ГЛАВЕ

1. Представлены математическая модель и результаты расчетов параметров потока окислителя и скорости горения одноканального твердотопливного заряда в гибридном ракетном двигателе "прямой схемы". Показано, что для типичного ГРД плотность потока окислителя вдоль оси канала снижается на порядок, а скорость горения ТГМ снижается в ~ 5 раз за счет расходования окислителя в процессе горения, что приводит к снижению полноты сгорания заряда.

2. Предложен способ оптимизации характеристик гибридного ракетного двигателя "прямой схемы" путем введения в состав твердого горючего материала дополнительного окислителя с заданным распределением по длине твердотопливного заряда. Получена аналитическая зависимость для определения распределения содержания окислителя, обеспечивающего равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда.

3. С использованием полученной зависимости приведены примеры оптимизации твердотопливного заряда с использованием трех типов окислителя – ПХА, ПХК, ПХН. Показано, что тип дополнительного окислителя существенно влияет на его содержание в ТГМ. При этом $z(x)$ монотонно увеличивается от нуля (во входном сечении канала) до максимального значения $z = 0.465$ (для ПХА), $z = 0.390$ (для ПХК), $z = 0.114$ (для ПХН).

4. Для обеспечения равномерного выгорания заряда ТГМ в течение всего времени функционирования необходимо увеличивать массовый секундный расход окислителя на входе в канал G_0 пропорционально увеличению площади проходного сечения канала S в процессе выгорания заряда. Рассмотренный способ оптимизации ГРД можно использовать для одноканального заряда и более сложной конфигурации, например, звездообразной, с учетом заданных зависимостей $S(t)$, $\Pi(t)$.

5. Разработан модельный ГРД "прямой схемы".

6. Разработан экспериментальный стенд для исследования процесса горения в ГРД с двумя вариантами подачи газообразного окислителя (нагретый воздух).

7. Разработан комплекс датчиков и аппаратуры для измерения основных характеристик исследования внутрикамерных процессов – давления, температуры, тяги двигателя и расхода газообразного окислителя.

8. По результатам отработки модельного ГРД с зарядом ТГМ получены данные о температуре газа в форкамере, температуре и давлении в камере двигателя, данные измерений тяги двигателя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам исследований, проведенных по теме диссертационной работы, можно сделать следующие выводы:

1. По результатам расчета компонентного состава и термодинамических характеристик ТГМ и ВЭМ на активном ГСВ предложены перспективные компонентные составы базовых топливных композиций для ГРД, содержащие 40 % тетразола и 60 % металлического горючего. Выявлено, что в качестве металлического горючего наиболее эффективно использование смесей Al/V в соотношениях 60/40, 50/50 и 40/60.

2. На основании экспериментальных исследований определены характеристики зажигания перспективных компонентных составов ВЭМ и ТГМ при воздействии кондуктивного и лучистого теплового потока. Исследование зажигания лучистым тепловым потоком проведено для интегрального (установка «Уран-1») и монохроматического (CO₂-лазер) теплового потока. По измеренным значениям времени задержки зажигания получены константы формальной кинетики для исследуемых составов ВЭМ.

3. Проведены экспериментальные исследования и получены новые данные о скорости горения образцов рассматриваемых ВЭМ при атмосферном и повышенном давлении, в диапазоне давлений (0.1 ÷ 2.0) МПа.

4. Для экспериментального исследования закономерностей распыливания жидких компонентов топливных композиций ГРД сконструирован и отработан пневмогидравлический стенд и разработан лазерно-диагностический комплекс для измерения пространственного распределения концентрации капель в факеле распыла и функции распределения капель по размерам.

5. Получены новые экспериментальные данные по структуре факела распыла модельных жидкостей при распыливании центробежной и эжекционной

форсунками. Выявлено, что концентрация капель в факеле распыла существенно неравномерна как по радиальной координате, так и по длине факела.

6. Установлены особенности формирования факела распыла при распыливании жидкости ЦБФ и ЭФ: наличие газового вихря в ЦБФ и вращательное движение вытекающей струи жидкости приводят к формированию струи в форме полого тела вращения; факел распыла эжекционной форсунки характеризуется большей дальностью и наличием максимальной концентрации капель в приосевой области.

7. Получены новые объективные данные по дифференциальной функции счетного распределения капель по размерам при распыливании ЦБФ и ЭФ. Установлено, что для обоих типов форсунок функция распределения является унимодальной и описывается распределением Розина-Раммлера.

8. Предложена математическая модель и представлены результаты расчетов параметров потока окислителя и скорости горения одноканального твердотопливного заряда в типичном ГРД "прямой схемы". Установлено, что плотность потока окислителя вдоль оси канала снижается на порядок, а скорость горения ТГМ снижается в ~ 5 раз, что приводит к снижению полноты сгорания заряда.

9. Предложен способ оптимизации характеристик гибридного ракетного двигателя "прямой схемы" путем введения в состав твердого горючего материала дополнительного окислителя с заданным распределением по длине твердотопливного заряда. Получена аналитическая зависимость для определения распределения содержания окислителя, обеспечивающего равномерность и высокую полноту сгорания твердотопливного заряда.

10. Разработаны модельный ГРД "прямой схемы" и экспериментальный стенд для исследования процесса горения в ГРД. Модульная конструкция стенда реализует два варианта подачи окислителя. При отработке модельного ГРД с зарядом ТГМ получены данные о температуре газа в форкамере, температуре и давлении в камере двигателя, данные измерений тяги двигателя.

Результаты исследований опубликованы в работах [111–155]

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Головков Л.Г.** Гибридные ракетные двигатели. – М.: Воениздат, 1976. – 168 с.
2. **<http://www.astronautix.com/lvs/gird09.htm>.**
3. **Гибридные ракетные двигатели (обзор)** // Вопросы ракетной техники: Сборник переводов и обзоров иностранной периодической литературы. - М.: Мир, 1965. № 10/130. С. 30–40.
4. **Исследования и разработка гибридных ракетных двигателей (обзор)** // Вопросы ракетной техники: Теория и практика ракетостроения за рубежом. - М.: Мир, 1973. № 6/222. С. 23–49.
5. **<http://ru.wikipedia.org/wiki/SpaceSheepTwo>.**
6. **Chiaverini M.J., Kuo K.K., Peretz A., Hartinget G.C.** Regression-rate and heat-transfer correlations for hybrid rocket combustion // Journal of Propulsion and Power. 2001. Vol. 17, № 1. P. 99–110.
7. **Karabeyoglu M.A., Altman D., Cantwell B.J.** Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1. General theory // Journal of Propulsion and Power. 2002. Vol. 18, № 3. P. 610–620.
8. **Karabeyoglu A., Zilliac G., Cantwell B.J., DeZilwa S., Castellucci P.** Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels // Journal of Propulsion and Power. 2004. Vol. 20, № 6. P. 1037–1045.
9. **Davydenko N.A., Gollender R.G., Gubertov A.M., Mironov V.V., Volkov N.N.** Hybrid rocket engines: The benefits and prospects // Aerospace Science and Technology. 2007. Vol. 11, № 1. P. 55–60.
10. **Carmicino C., Sorge A.R.** Performance comparison between two different injector configurations in a hybrid rocket // Aerospace Science and Technology. 2007. Vol. 11, № 1. P. 61–67.

11. **Губертов А.М., Миронов В.В., Голлендер Р.Г. и др.** Процессы в гибридных ракетных двигателях. – М.: Наука, 2008. – 405 с.
12. **Greatrix D.R.** Regression rate estimation for standard-flow hybrid rocket engines // *Aerospace Science and Technology*. 2009. Vol. 13, № 7. P. 358–363.
13. **Maggi F., Gariani G., Galfetti L., DeLuca L.T.** Theoretical analysis of hydrides in solid and hybrid rocket propulsion // *International journal of hydrogen energy*. 2012. Vol. 37, №. 2. P. 1760–1769.
14. **Tadini P., Paravan C., DeLuca L.T.** Ballistic characterization of metallized HTPB-based fuels with swirling oxidizer in lab-scale hybrid burner // *Proc. 9th Intern. Conf. on High Energy Materials (HEMs-2013)*. Sagamihara, Japan. 2013. P. 1–9.
15. **Bianchi D., Betti B., Nasuti F.** Simulation of gaseous oxygen/hydroxyl-terminated polybutadiene hybrid rocket flowfields and comparison with experiments // *Journal of Propulsion and Power*. 2015. Vol. 31, №. 3. P. 919–929.
16. **Архипов В.А., Зарко В.Е., Жарова И.К., Жуков А.С., Козлов Е.А., Аксененко Д.Д., Курбатов А.В.** Горение твердых топлив при обдуве высокоскоростным газовым потоком (обзор) // *Физика горения и взрыва*. 2016. Т. 52, № 5. С. 3–22.
17. **Волков Е.Б.** Ракетные двигатели на комбинированном топливе. – М.: Машиностроение, 1973. – 184 с.
18. **Иванов Н.Н., Иванов А.Н.** К использованию гибридных ракетных двигателей на космических аппаратах // *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*. 2010. № 3. С. 50–55.
19. **Карташев А.Л., Шулев И.С.** О перспективном гибридном ракетном двигателе с возможностью глубокого регулирования // *Вестник ЮУрГУ. Серия Машиностроение*. 2012. Т. 20, № 33. С. 35–39.
20. **Баррер М., Жомотт А., Вебек Б. Ф., Ванденкеркхове Ж.** Ракетные двигатели – М.: Оборонгиз, 1962. – 801 с.
21. **Sutton G.P.** *Rocket Propulsion Elements: an Introduction to the Engineering of Rockets* – Sixth edition // John Wiley & Sons, Baffins Lane Chichester. 1992. Vol. 96, № 960. P. 636.

22. **Handbook of astronautical engineering.** / McGraw Hill, 1961. 1st ed.
23. **Altman D.** In-space propulsion: Highlights in hybrid rocket propulsion. Edited book of the 10-th International workshop on combustion and propulsion / La Spezia, Italy, 2003.
24. **Peterson Z.W.** Closed-loop thrust and pressure profile throttling of a nitrous oxide/hydroxyl-terminated polybutadiene hybrid rocket motor. – Utah State University, 2012.
25. **Calabro M.** History of the European hybrids // AIAA Propulsion lecture series. 1991. Reno, NV.
26. **Kuo K.K., Chiaverini M.J.** Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion. Progress in astronautics and aeronautics ser. Reston. – American Institute of Aeronautic and Astronautic, 2007. – 640 p.
27. **Altman D., Holzman A.** Overview and history of hybrid rocket propulsion // Progress in astronautics and aeronautics. 2007. Vol. 218. P. 1.
28. **Колпаков А.С.** Резонансные режимы виброожижения мелкодисперсных порошков и их использование в технологических процессах термической и химико-термической обработки: дис. д-ра тех. наук: 05.14.04 / Колпаков Александр Сергеевич. – Екатеринбург, 2006. – 425 с.
29. **Архипов В.А., Волков С.А., Козлов Е.А., Ревягин Л.Н.** Регулирование РДТТ с использованием физических способов воздействия на горение твердотопливного заряда // Изв. вузов. Авиационная техника. 2004. № 4. С. 35–39.
30. **Гусаченко Л.К.** Режимы работы тепловых ножей // Физика горения взрыва. 2010. Т. 46, № 1. С. 3–13.
31. **Calabro M.** LO_x/HTPB/AlH₃ hybrid propulsion for launch vehicle boosters. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Paper №. 04-3823 – USA, Florida, 2004.
32. **Boardman T.A., Abel T.M., Claflin S.E., Shaeffer C.W.** Design and test planning for a 250-klbf-thrus hybrid rocket motor under the hybrid propulsion demonstration program // AIAA Paper 97-2804, July 1997.

33. **Марксмен Г., Вулдридж К., Маззи Р.** Основы теории горения в пограничном слое твердого горючего гибридного топлива // В Сб.: Гетерогенное горение. – М.: Мир, 1967. – С. 313–345.

34. **Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховоломов В.К. и др.** Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах // Основы теории и расчета. – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – С. 343.

35. **Netzer D.W.** Modeling solid-fuel ramjet combustion // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1977. Vol. 14, № 12. P. 762–766.

36. **Netzer D.W.** Model application to solid-fuel ramjet combustion // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1978. Vol. 15, № 5. P. 263–264.

37. **Stevenson C.A., Netzer D.W.** Primitive-variable model applications to solid-fuel ramjet combustion // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1981. Vol. 18, № 1. P. 89–94.

38. **Schulte G.** Fuel regression and flame stabilization studies of solid-fuel ramjets // *Journal of Propulsion and Power*. 1986. Vol. 2, № 4. P. 301–304.

39. **Schulte G., Pein R., Högl A.** Temperature and concentration measurements in a solid fuel ramjet combustion chamber // *Journal of Propulsion and Power*. 1987. Vol. 3, № 2. P. 114–120.

40. **Korting P., Schöyer H.F.R., Timnat Y.M.** Advanced hybrid rocket motor experiments // *Acta Astronautica*. 1987. Vol. 15, № 2. P. 97–104.

41. **DeLuca L.T., Galfetti, L., Maggi, F. et al.** Characterization of HTPB-based solid fuel formulations: Performance, mechanical properties, and pollution // *Acta Astronautica*. 2013. Vol. 92, № 2. P. 150–162.

42. **Трусов Б.Г.** Астра-4. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах [Электронный ресурс]: описание применения программного комплекса Астра-4 / Б.Г. Трусов. Электрон.дан. и прогр. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1991. – 1 электрон. опт. диск (CD ROM).

43. **Трусов Б.Г.** Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий. // Труды XIV Международной конф. по хим. термодинамике, Санкт-Петербург. 2002.

44. **Кнунянц И.Л.** Химическая энциклопедия: в 5 т. – М.: Советская энциклопедия, 1968. Т. 5: Три-Ятр. – 783 с.
45. **Чичибабин А.Е.** Основные начала органической химии. Т. 2. – М.: Госхимиздат, 1958. – 767 с.
46. **Ильин А.П., Громов А.А.** Окисление сверхтонких порошков алюминия и бора. – Томск: Изд-во Том. политех. ун-та, 1999. – 131 с.
47. **Громова А.А.** Физика и химия горения нанопорошков металлов в азотсодержащих газовых средах. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2007. – 332 с.
48. **Громова А.А.** Горение нанопорошков металлов. – Томск: Дельтаплан, 2008. – 382 с.
49. **Похил П.Ф., Беляев А.Ф., Логачев В.С., Коротков А.И.** Горение порошкообразных металлов в активных средах. – М.: Наука, 1972. – 294 с.
50. **Сарнер С.** Химия ракетных топлив. – М.: Мир, 1969. – 488 с.
51. **Архипов В.А., Бондарчук С.С., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Громов А.А., Волков С.А., Ревягин Л.Н.** Влияние дисперсности алюминия на характеристики и нестационарного горения гетерогенных конденсированных систем // Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48, № 5. С. 148–159.
52. **Вилюнов В.Н.** Теория зажигания конденсированных веществ. – Новосибирск: Наука, 1984. – 190 с.
53. **Вилюнов В.Н., Кузнецов В.Т., Скорик А.И.** Воспламенение пироксилина световым потоком высокой интенсивности // Горение и взрыв. – М.: Наука, 1977. С. 278–281.
54. **Merzhanov A.G., Averson A.E.** The present state of the thermal ignition theory: an invited review // Combustion and Flame. 1971. Vol. 16, № 1. P. 89–124.
55. **Калинин В.В., Ковалев Ю.Н., Липанов А.М.** Нестационарные процессы и методы проектирования узлов РДТТ. – М.: Машиностроение, 1986. – 216 с.
56. **Yang L.Z., Guo Z.F., Chen X.J., Fan W.C.** Predicting the temperature distribution of wood exposed to a variable heat flux // Combustion Science and Technology. 2006. Vol. 178, № 12. P. 2165–2176.

57. Еналеев Р.Ш., Красина И.В., Гасилов В.С., Чистов Ю.С., Тучкова О.А. Зажигание древесины // Вестник Казанского технолог. ун-та, 2013. Т. 11, № 10. С. 99–106.

58. Аверсон А.Э., Барзыкин В.В., Мержанов А.Г. Динамические режимы зажигания // Физика горения и взрыва. 1968. Т. 4, № 1. С. 20–32.

59. Розенбанд В.И., Аверсон А.Э., Барзыкин В.В., Мержанов А.Г. О некоторых закономерностях динамических режимов зажигания // Физика горения и взрыва. 1968. Т. 4, № 4. С. 493–500.

60. Дик И.Г., Зурер А.Б. К задаче о зажигании конденсированного вещества переменным тепловым потоком // Инженерно-физический сборник: Сб. статей. Томск: Изд-во Том. ун-та, 1987. С. 21–26.

61. Гусаченко Л.К., Зарко В.Е., Рычков А.Д. Зажигание и гашение гомогенных энергетических материалов световым импульсом // Физика горения и взрыва. 2012. Т. 48, № 1. С. 80–88.

62. Михеев В.Ф., Ковальский А.А., Хлевной С.С. Зажигание баллиститного пороха световым излучением // Физика горения и взрыва. 1968. Т. 4, № 1. С. 3–9.

63. Михеев В.Ф., Хлевной С.С. О зажигании пироксилина // Физика горения и взрыва. 1970. Т. 6, № 2. С. 176–181.

64. DeLuca L., Caveny L. H., Ohlemiller T. J., Summerfield M. Radiative ignition of double base propellants. Pre-ignition events and source effects // AIAA Journal. 1976. Vol. 14, № 8. P. 1111–1117.

65. Архипов В.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Синогина Е.С. Влияние дисперсности порошков металлов на характеристики кондуктивного и лучистого зажигания смесевых композиций // Химическая физика. 2007. Т. 26, № 6. С. 58–67.

66. Atwood A.I., Ford K.P., Bui D.T., Curran P.O., Lyle T. Radiant ignition studies of ammonium perchlorate based propellants. Progress in Propulsion Physics. - М: TORUS PRESS, 2009. P. 121–140.

67. Архипов В.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Раздобреев А.А., Евсеенко И.А. Влияние дисперсности порошка алюминия на характеристики

зажигания смесевых композиций лазерным излучением // Химическая физика. 2011. Т. 30, № 7. С. 68–76.

68. **Григорьев Ю.М., Лисицкий В.И., Мержанов А.Г.** О воспламенении конденсированных веществ в нагретом газе // Физика горения и взрыва. 1967. Т. 3, № 4. С. 512–526.

69. **Розенбанд В.И., Барзыкин В.В., Мержанов А.Г.** Зажигание конденсированных веществ конвективным потоком средней интенсивности в динамических условиях // Физика горения и взрыва. 1968. Т. 4, № 2. С. 171–175.

70. **Еналеев Р.Ш., Матеосов В.А., Синаев К.И., Диновецкий Б.Д., Гайнутдинов Р.Ш.** Экспериментальное исследование процесса зажигания конденсированных веществ при динамических условиях подвода лучистой энергии // Физика горения и методы ее исследования: Сб. статей. – Чебоксары: Изд-во Чувашского гос. ун-та, 1973. С. 80–86.

71. **Архипов В.А., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Жуков А.С.** Влияние динамического режима подвода тепла на характеристики зажигания ВЭМ // Изв. вузов. Физика. 2014. Т. 57, № 8/2. С. 18–23.

72. **Архангельский И.И., Афанасьев П.П., Болотов Е.Г., Голубев И.С., Матвеевко А.М., Мизрохи В.Я., Новиков В.Н., Светлов В.Г.** Проектирование зенитных управляемых ракет. – М.: Изд-во МАИ, 2001. – 732 с.

73. **Синдицкий В.П., Егоршев В.Ю., Березин М.В., Серушкин В.В.** Методы исследования горения энергетических материалов. Лабораторный практикум. – М.: Изд-во РХТУ, 2010. – 103 с.

74. **Похил П.Ф., Мальцев В.М., Зайцев В.М.** Методы исследования процессов горения и детонации. – М.: Наука, 1969. – 301 с.

75. **Витман Л.А., Кацнельсон Б.Д., Палеев И.И.** Распыливание жидкости форсунками. – М. – Л.: Госэнергоиздат, 1962. – 264 с.

76. **Раушенбах Б.В., Белый С.А., Беспалов И.В. и др.** Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей. – М: Машиностроение, 1964. – 526 с.

77. **Васильев А. П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др.** Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: – М.: Высшая школа, 1967. – 675 с.

78. **Пажи Д.Г., Галустов В.С.** Распылители жидкостей. – М.: Химия, 1979. – 216 с.

79. **Архипов В.А., Бондарчук С.С.** Оптические методы диагностики гетерогенной плазмы продуктов сгорания. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2012. – 265 с.

80. **Архипов В.А., Басалаев С.А., Трофимов В.Ф., Золоторёв Н.Н.** Лазерная диагностика структуры факела распыла при диспергировании жидкости форсунками // Инженерно-физический журнал. 2017. Т. 90, № 6. С. 1499–1505.

81. **Шифрин К.С., Колмаков И.Б.** Вычисление спектра размеров частиц по текущим и интегральным значениям индикатрисы в области малых углов // Изв. АН СССР. Физ. атмосфер. и океана. 1967. Т. 3, № 12. С. 1271–1279.

82. **Шифрин К.С.** Излучение свойств вещества по однократному рассеянию // Теоретические и прикладные проблемы рассеяния света / Сб. науч. тр. под ред. Б.И. Степанова, А.П. Иванова. – Минск: Наука и техника, 1971. С. 228–244.

83. **Дейрменджан Д.** Рассеяние электромагнитного излучения сферическими полидисперсными частицами. – М.: Мир, 1997. – 165 с.

84. **Коузов П.А.** Основы анализа дисперсного состава промышленных пылей и измельченных материалов. – Л.: Химия, 1971. – 280 с.

85. **Архипов В.А., Бондарчук С.С., Коротких А.Г., Лернер М.И.** Технология получения и характеристики нанопорошков алюминия // Горный журнал. 2006. № 4. С. 58–65.

86. **Патент РФ 2612199, МПК G01N 21/47.** Устройство для измерения малоугловой индикатрисы рассеяния / В.Ф. Трофимов, В.А. Архипов, И.К. Жарова, С.Е. Орлов, А.С. Усанина, А.Л. Астахов. Опубл. 03.03.2017, Бюл. № 7.

87. **Vitkin D., Merzkirch W., Fomin N.** Quantitative Visualization of the Change of Turbulence Structure Caused by a Normal Shock Wave // Journal of Visualization. 1998. Vol. 1, № 1. P. 29–35.

88. **Fomin N., Lavinskaya E., Vitkin D.** Speckle tomography of turbulent flows with density fluctuations // *Experiments in Fluids*. 2002. Vol. 33, P. 160–169.

89. **Васильев А.А.** Теневые методы. – М.: Наука, 1968. – 400 с.

90. **Шорин В.П., Журавлев О.А., Мединская Л.Н., Токарев В.В.** Визуализация гидродинамической структуры течения в факеле центробежной форсунки // *Изв. вузов. Авиационная техника*. 1988. № 2. С. 108–109.

91. **Патент РФ 2633648, МПК G01N 21/53.** Устройство для определения пространственного распределения концентрации капель в факеле распыла форсунки / В.А. Архипов, В.Ф. Трофимов, С.А. Басалаев, А.А. Антонникова. Опубл. 16.10.2017, Бюл. № 29.

92. **Седов Л.И.** Методы подобия и размерности в механике. – М.: Наука, 1977. – 440 с.

93. **Архипов В.А., Березиков А.П.** Основы теории инженерно-физического эксперимента. – Томск: Изд-во Том. политехн. ун-та, 2008. – 206 с.

94. **Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П.** Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив: Справочник. – М.: Химия, 1985. – 240 с.

95. **Физические Величины:** Справочник / Под. ред. И.С. Григорьева, Е.З Мейлихова. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 1232 с.

96. **Хавкин Ю.И.** Центробежные форсунки. – Л.: Машиностроение, 1976. – 168 с.

97. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1976. – 888 с.

98. **Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В., Ягодкин В.И.** Распыливание жидкостей. – М.: Машиностроение, 1977. – 208 с.

99. **Архипов В.А., Бондарчук С.С., Евсевлев М.Я. и др.** Экспериментальное исследование диспергирования жидкости эжекционными форсунками // *Инженерно-физический журнал*. 2013. Т. 86, № 6. С. 1229–1236.

100. **Архипов В.А., Трофимов В.Ф.** Характеристики факела распыла центробежной форсунки в нестандартных условиях // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 2. С. 70–72.

101. **Архипов В.А., Березиков А.П., Жуков А.С. и др.** Лазерная диагностика структуры факела распыла центробежной форсунки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2009. № 1. С. 75–77.

102. **Скотников М.М.** Теневые количественные методы в газовой динамике. – М.: Наука, 1976. – 160 с.

103. **Архипов В.А., Золоторёв Н.Н., Басалаев С.А., Бондарчук С.С.** Дисперсность капель в факеле распыла форсунок // Оптика атмосферы и океана. 2018. Т. 31, № 6. С. 489–491.

104. **Архипов В.А., Басалаев С.А., Перфильева К.Г., Золоторёв Н.Н.** Дисперсность капель в факеле распыла центробежной форсунки // Тез. докл. XII Всероссийской конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (16–22 марта 2018, Новосибирск-Шерегеш). – Новосибирск: Параллель, 2018. С. 10–11.

105. **Патент РФ 2359145, МПК F02K 9/72.** Гибридный ракетный двигатель / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Р.Г. Голлендер, Н.А. Давыденко, Н.Н. Волков, С.М. Цацуев. Оpubл. 20.06.2009, Бюл. №17.

106. **Золоторёв Н.Н., Архипов В.А., Бондарчук С.С.** Схема ГРД с комбинированным зарядом твердого топлива // Сборник трудов IX Всероссийской конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики» (21–25 сентября 2016, Томск). – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2016. С. 62–64.

107. **Архипов В.А., Бондарчук С.С., Жуков А.С., Золоторёв Н.Н., Перфильева К.Г.** Оптимизация характеристик гибридного ракетного двигателя прямой схемы // Физика горения и взрыва. 2017. Т. 53, № 6. С. 19–25.

108. **Соркин Р.Е.** Газотермодинамика ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Наука, 1967. – 368 с.

109. **Патент РФ 2569960**, МПК F02K 9/72. Гибридный ракетный двигатель / В.А. Архипов, С.С. Бондарчук, А.Б. Ворожцов, А.С. Жуков, Б.В. Певченко, Л.А. Савельева. Опубл. 10.12.2015, Бюл. № 34.

110. **Паушкин Я.М.** Жидкие и твердые химические ракетные топлива. – М.: Наука, 1978. – 192 с.

111. **Бондарчук И.С., Жуков И.А., Золоторёв Н.Н., Промахов В.В.** Оптимизация твердотопливного заряда гибридного ракетного двигателя // Сборник статей 7-ой Международной конференции SPACE'2015 «Космический вызов XXI века. Новые материалы, технологии и приборы для космической техники» (22–26 июня 2015, Крым, Севастополь). – Москва, Черноголовка: ИХФ РАН, 2015. С. 80–83.

112. **Bondarchuk I.S., Zhukov I.A., Zolotorev N.N., Promakhov V.V.** Optimization of the hybrid rocket motor solid charge // Space challenges in XXI century Novel Materials, Technologies, and Devices for Space Development. Rocket Engines and Power Systems. 2016. Vol. 5. P. 229–232.

113. **Архипов В.А., Бондарчук С.С., Ворожцов А.Б., Жуков А.С., Золоторёв Н.Н., Певченко Б.В., Савельева Л.А.** Оптимизация твердотопливного заряда гибридного ракетного двигателя // Тез. докл. XII Международной конференции «Высокоэнергетические материалы: демилитаризация, антитерроризм и гражданское применение» (7–9 сентября 2016, Томск). – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2016. С. 63–64.

114. **Архипов В.А., Бондарчук С.С., Жуков А.С., Золоторёв Н.Н.** Оптимизация твердотопливного заряда гибридной двигательной установки // Ползуновский вестник. 2016. № 3. С. 101–106.

115. **Zolotorev N., Kuznetsov V., Konovalenko A.** Optimization of the stand for test of hybrid rocket engines of solid fuel // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 110. Article number 01093. 5 p.

116. **Золоторёв Н.Н., Коноваленко А.И., Кузнецов В.Т.** Лабораторный стенд для испытания гибридных ракетных двигателей твердого топлива // Тез. докл. Всероссийской конференции «XXXIII Сибирский теплофизический

семинар» (6–8 июня 2017, Новосибирск). – Новосибирск: Изд-во ИТФ СО РАН, 2017. С. 120.

117. **Горбенко Т.И., Горбенко М.В., Дюндин Е.О., Золоторёв Н.Н.** Исследование энергетических характеристик металлизированных смесевых композиций на основе двойного окислителя при повышенных давлениях // Известия вузов. Физика. 2014. Т. 57, № 5. С. 45–50.

118. **Arkhipov V., Savel'eva L., Zolotorev N.** Effect of aluminum-boron powders mechanical mixtures on the combustion of high-energy materials at subatmospheric pressures // MATEC Web of Conferences. 2015. Vol. 23. Article number 01005. 4 p.

119. **Antonnikova A., Arkhipov V., Boiko V., Basalaev S., Konovalenko A., Zolotorev N.** Analytical study of ultrasound influence on the molten metals atomization // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 124. Article number 012044. 5 p.

120. **Zolotorev N., Kuznetsov V., Maslov E.** Dynamic regime of ignition of solid propellant // MATEC Web of Conferences. 2016. Vol. 72. Article number 01136. 3 p.

121. **Zolotorev N.N., Arkhipov V.A., Maslov E.A.** Technique of the research of characteristics of ignition of the condensed systems to variables heat flux // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 92. Article number 01021. 4 p.

122. **Maslov E., Faraponov V., Zolotorev N., Chupashev A., Matskevich V., Chizhov S.** An experimental study of flow over flat and axisymmetric bodies // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 92. Article number 01056. 6 p.

123. **Arkhipov V.A., Zolotorev N.N., Korotkikh A.G., Kuznetsov V.T.** Dynamic ignition regime of condensed system by radiate heat flux // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 830. Article number 012136. 9 p.

124. **Korotkikh A.G., Arkhipov V.A., Glotov O.G., Zolotorev N.N.** Ignition by laser radiation and combustion of composite solid propellants with bimetal powders // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 830. Article number 012137. 7 p.

125. **Maslov E., Zharova I., Kozlov E., Faraponov V., Savkina N., Zolotorev N., Matskevich V.** Experimental study of flow around axisymmetric bodies in supersonic flow in case of a local injection into the boundary layer // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 115. Article number 02012. 4 p.

126. **Zolotorev N., Perfilieva K., Polenchuk S.** Experimental study of loss in stability of the drop shape in the approach air flow // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 110. Article number 01066. 6 p.

127. **Zolotorev N., Kuznetsov V., Konovalenko A.** Optimization of the stand for test of hybrid rocket engines of solid fuel // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 110. Article number 01093. 5 p.

128. **Горбенко Т.И., Горбенко М.В., Дюндин Е.О., Золоторёв Н.Н.** Исследование поведения капсулированного алюминия при горении в смесевых композициях // Тезисы X Международной конференции «Высокоэнергетические материалы: демилитаризация, антитерроризм и гражданское применение» (3-5 сентября 2014, Бийск). – Бийск: Изд-во Алт. гос. техн. ун-та, 2014. С. 24–25.

129. **Ионова И.А., Маслов Е.А., Золоторёв Н.Н.** Экспериментальное исследование гиперзвукового обтекания модельных РПД // Сборник трудов XXI Международной научной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых «Современные техника и технологии» (5–9 октября 2015, Томск). – Томск: Изд-во Том. политех. ун-та, 2015. Т. 2. С. 156–158.

130. **Архипов В.А., Савельева Л.А., Золоторёв Н.Н.** Горение высокоэнергетических материалов с биметаллическим горючим при субатмосферных давлениях // Материалы Всероссийской конференции «XXXII Сибирский теплофизический семинар» (19–20 ноября 2015, Новосибирск). – Новосибирск: Изд-во ИТФ СО РАН, 2015. С. 174–175.

131. **Архипов В.А., Золоторёв Н.Н., Кузнецов В.Т., Коротких А.Г.** Характеристики воспламенения и горения гетерогенных конденсированных систем с биметаллическим горючим // Тезисы докладов Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (24–27 ноября 2015, Москва). – М.: ЦИАМ, 2015. С. 1118–1119.

132. **Золоторёв Н.Н.** Исследование горения смесевых композиций содержащих смешанное металлическое горючее // Материалы V Международной молодежной научной конференции «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2015» (25–27 ноября 2015, Томск). – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2015. С. 29–31

133. **Ионова И.А., Маслов Е.А., Золоторёв Н.Н., Чижов С.Ю.** Экспериментальное исследование гиперзвукового обтекания модельных ПВРД // Материалы V Международной молодежной научной конференции «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики – 2015» (25–27 ноября 2015, Томск) – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2015. С. 104–106.

134. **Золоторёв Н.Н.** Исследование горения смесевых композиций, содержащих смешанное металлическое горючее // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики «Труды Томского государственного университета» Серия физико-математическая. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2016. Т. 298. С. 60–63.

135. **Архипов В.А., Золоторёв Н.Н., Маслов Е.А., Усанина А.С.** Движение частицы дисперсной фазы в поле центробежных массовых сил // Тезисы докладов «XV Минский Международный форум по тепло- и массообмену» (23–26 мая 2016, Минск). – Минск, Беларусь, 2016. Т. 1. С. 16–19.

136. **Коротких А.Г., Кузнецов В.Т., Архипов В.А., Зарко В.Е., Золоторёв Н.Н.** Характеристики зажигания конденсированной системы переменным тепловым потоком // Тезисы докладов «XV Минский Международный форум по тепло- и массообмену» (23–26 мая 2016, Минск). – Минск, Беларусь, 2016. Т. 2. С. 98–101.

137. **Архипов В.А., Маслов Е.А., Жарова И.К., Жуков А.С., Крайнов А.Ю., Золоторёв Н.Н., Фарапонов В.В.** Математическое моделирование газодинамических процессов в ПВРД // Материалы XI Международной конференции «Неравновесные процессы в соплах и струях» (25-31 мая 2016, Алушта, Крым). – М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 171–173.

138. **Бондарчук И.С., Жуков И.А., Золоторёв Н.Н., Промахов В.В.** Оптимизация твердотопливного заряда гибридного ракетного двигателя // Новые материалы, технологии и приборы для космической техники. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2016. Т. 5. С. 229–232.

139. **Архипов В.А., Зарко В.Е., Золоторёв Н.Н., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т.** Динамические режимы зажигания пироксилина // Тезисы XII Международной конференции «Высокоэнергетические материалы: демилитаризация, антитерроризм и гражданское применение» (7–9 сентября 2016, Томск). – Томск: Изд-во. Том. ун-та, 2016. С. 65–66.

140. **Коротких А.Г., Сорокин И.В., Басалаев С.А., Золоторёв Н.Н., Селихова Е.А.** Анализ использования порошков металлов в высокоэнергетических материалах // Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции молодых ученых «Перспективы создания и применения конденсированных высокоэнергетических материалов» (15–16 сентября 2016, Бийск). – Бийск: ИПХЭТ СО РАН, 2016. С. 135–139.

141. **Золоторёв Н.Н., Коротких А.Г., Кузнецов В.Т.** Зажигание конденсированных систем переменным тепловым потоком // Сборник трудов IX Всероссийской научной конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики» (21–25 сентября 2016, Томск). – Томск, 2016. С. 59–61.

142. **Коротких А.Г., Сорокин И.В., Селихова Е.А., Золоторёв Н.Н.** Особенности зажигания и горения ВЭМ с порошками металлов // Сборник трудов IX Всероссийской научной конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики» (21–25 сентября 2016, Томск). – Томск, 2016. С. 68–70.

143. **Маслов Е.А., Жарова И.К., Золоторёв Н.Н., Фарапонов В.В., Чижов С.Ю.** Структура потока в проточном тракте ПВРД // Сборник трудов IX Всероссийской научной конференции «Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики» (21–25 сентября 2016, Томск). – Томск, 2016. С. 144–145.

144. **Архипов В.А., Басалаев С.А., Золоторёв Н.Н., Орлов С.Е., Усанина А.С.** Описание поведения совокупности твердых частиц при осаждении в жидкости // Труды Юбилейной конференции Национального комитета РАН по тепло- и массообмену «Фундаментальные и прикладные проблемы тепломассообмена» и XXI Школы-семинара молодых ученых и специалистов «Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках» (22-26 мая 2017, Санкт-Петербург). – М.: Изд-во МЭИ, 2017. Т. 1. С. 281–283.

145. **Архипов В.А., Усанина А.С., Золоторёв Н.Н., Маслов Е.А.** Динамика процесса осаждения твердых частиц в жидкости // Материалы XX Юбилейной Международной конференции «Вычислительная механика и современные прикладные программные системы» (24–31 мая 2017, Алушта, Крым). – М.: Изд-во МАИ, 2017. С. 612–613.

146. **Маслов Е.А., Жарова И.К., Козлов Е.А., Фарапонов В.В., Савкина Н.В., Золоторёв Н.Н., Мацкевич В.В.** Экспериментальное исследование обтекания осесимметричных тел в сверхзвуковом потоке при наличии локального вдува в пограничный слой // Тезисы докладов Всероссийской конференции «XXXIII Сибирский теплофизический семинар» (6–8 июня 2017, Новосибирск). – Новосибирск: Изд-во ИТФ СО РАН, 2017. С. 65.

147. **Золоторёв Н.Н., Маслов Е.А.** Горение смесевых композиций с биметаллическим горючим при субатмосферных давлениях // Тезисы докладов Всероссийской конференции «XXXIII Сибирский теплофизический семинар» (6-8 июня 2017, Новосибирск). – Новосибирск: Изд-во ИТФ СО РАН, 2017. С. 118.

148. **Arkhipov V.A., Zharova I.K., Zolotorev N.N., Korotkikh A.G., Kuznetsov V.T.** Methods and results of experimental research of the dynamic regimes of the condensed systems ignition // Book of abstracts «9th International Seminar on Flame Structure» (July 10–14, 2017, Novosibirsk, Russia). P. 7.

149. **Архипов В.А., Золоторёв Н.Н., Басалаев С.А., Бондарчук С.С.** Дисперсность капель в факеле распыла форсунок // Оптика атмосферы и океана. 2018. Т. 31. № 06. С. 489–491.

150. **Архипов В.А., Золоторёв Н.Н., Бондарчук С.С., Жуков А.С.** Анализ рабочих процессов в гибридном ракетном двигателе // *Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2018»* (5–10 июня 2018, Санкт-Петербург). – Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т., 2018. С. 70–73.

151. **Архипов В.А., Кузнецов В.Т., Золоторёв Н.Н., Коноваленко А.И., Бондарчук С.С.** Методика определения скорости горения твердого топлива в бомбе Вьеля // *Материалы VI Всероссийской научно-технической конференции «Фундаментальные основы баллистического проектирования – 2018»* (5–10 июня 2018, Санкт-Петербург). – Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т., 2018. С. 74–75.

152. **Zolotorev N., Dubkova Ya., Konovalenko A.** Influence of dispersion aluminum powder on the burning rate of mixed solid fuel // *MATEC Web of Conferences*. 2018. Vol. 194. Article number 01065. 5 p.

153. **Arkhipov V., Zolotorev N., Perfilieva K.** Optimization of construction of a shell for launcher in the water medium in the supercavitation regime // *MATEC Web of Conferences*. 2018. Vol. 194. Article number 01044. 6 p.

154. **Жарова И.К., Козлов Е.А., Маслов Е.А., Фарапонов В.В., Савкина Н.В., Золоторёв Н.Н.** Газодинамика и теплообмен при течении рабочего тела в канале, моделирующем проточной тракт ПВРД // *Тезисы докладов Всероссийской конференции «XXXIV Сибирский теплофизический семинар»* (27–30 августа 2018, Новосибирск). – Новосибирск: Изд-во ИТФ СО РАН, 2018. С. 36.

155. **Архипов В.А., Басалаев С.А., Золоторёв Н.Н., Усанина А.С.** Лазерная диагностика характеристик факела распыла центробежной форсунки // *Тезисы докладов Всероссийской конференции «XXXIV Сибирский теплофизический семинар»* (27–30 августа 2018, Новосибирск). – Новосибирск: Изд-во ИТФ СО РАН, 2018. С. 124.