

ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«ИНСТИТУТ ТЕПЛО- И МАССООБМЕНА ИМЕНИ А. В. ЛЫКОВА
НАЦИОНАЛЬНОЙ АКАДЕМИИ НАУК БЕЛАРУСИ»

Объект авторского права

УДК 533.6; 534.222.2; 536.46; 621.4

Чернухо Иван Иванович

**ИМПУЛЬСНАЯ ДЕТОНАЦИЯ ЖИДКИХ ТОПЛИВ
В МАЛОРАЗМЕРНОЙ УСТАНОВКЕ РЕАКТИВНОГО
ТИПА**

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

по специальности 01.04.17 – химическая физика, горение и взрыв,
физика экстремальных состояний вещества

Минск, 2023

Работа выполнена в Государственном научном учреждении «Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси».

Научный руководитель: Ассад Мохамад Сабетович, доктор технических наук, доцент, главный научный сотрудник лаборатории физико-химической гидродинамики Государственного научного учреждения «Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси»

Официальные оппоненты: Фисенко Сергей Павлович, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник лаборатории радиационно-конвективного теплообмена Государственного научного учреждения «Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси»

Доброго Кирилл Викторович, доктор физико-математических наук, профессор, заведующий ОНИЛ «Инновационная энергетика» филиала БНТУ «Научно-исследовательский политехнический институт»

Оппонирующая организация: Государственное научное учреждение «Объединенный институт машиностроения Национальной академии наук Беларуси»

Защита состоится 26 декабря 2023 г. в 14-00 на заседании совета по защите диссертаций Д 01.13.01 при Государственном научном учреждении «Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова Национальной академии наук Беларуси» по адресу: 220072, г. Минск, ул. П. Бровки, 15, корпус 3, конференц-зал; телефон ученого секретаря совета +375 17 3208387; факс +375 17 2922513. e-mail совета: sovet@itmo.by.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Института тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова НАН Беларуси.

Автореферат разослан « 22 » ноября 2023 г.

Ученый секретарь совета
по защите диссертаций Д 01.13.01
кандидат физико-математических наук, доцент



Ю. В. Жукова

ВВЕДЕНИЕ

Современное развитие авиационной и ракетно-космической техники определяется в первую очередь энергетическими возможностями и тяговыми характеристиками силовых установок летательных аппаратов, в качестве которых выступают реактивные двигатели. Для увеличения тяговых характеристик существующих реактивных двигателей к настоящему времени практически исчерпаны все имеющиеся возможности, как в плане выбора новых перспективных топливных компонентов, так и в конструктивных новшествах. Среди возможных путей тяговых характеристик реактивного двигателя является переход от цикла с подводом тепла при постоянном давлении к циклу с управляемым детонационным сжиганием топлива.

Одним из направлений применения детонационного горения считается создание импульсного детонационного двигателя (ИДД). Для создания ИДД нет фундаментальных ограничений. Однако есть ограничения конструктивные и эксплуатационные. Именно эти ограничения рассматриваются как основной барьер на пути создания двигательных установок, способных работать в реальных условиях. Для их преодоления необходимо решить ряд задач, таких как сокращение длины и времени перехода горения в детонацию, расширение концентрационного диапазона условий существования импульсной детонации в каналах с небольшим проходным сечением. Весьма актуальны и задачи эффективного смешения жидкого топлива с окислителем на коротком отрезке движения потока, задачи устойчивости существования детонационных режимов.

Диссертационная работа посвящена исследованию физико-химических процессов и геометрических факторов, обеспечивающих устойчивое инициирование и распространение детонации в смесях жидких топлив (н-гептана и авиационного керосина) с воздухом и кислородом в частотном режиме в малоразмерной камере сгорания, и выявлению их влияния на тяговые характеристики реактивной установки. Практическая значимость и актуальность результатов диссертационной работы связаны с изучением эффективных механизмов инициирования детонации жидкого топлива в малоразмерной импульсной камере сгорания, а также ее влияния на тяговые характеристики такого устройства.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Связь работы с научными программами (проектами), темами

Тема диссертации соответствует пункту 1 «Энергообеспечение, энергосбережение, энергоэффективность, энергоэффективные технологии» приоритетных направлений фундаментальных и прикладных научных исследований на 2011-2015 годы, согласно постановлению Совета Министров Республики Беларусь от 19.04.2010 №585, а также пункту 1 «Энергетика» и пункту 7 «Системы и комплексы машин» приоритетных направлений научных исследований на 2016-2020 годы, согласно постановлению Совета Министров Республики Беларусь от 12.03.2015 №190.

Тема диссертационной работы связана с планами научно-исследовательских работ и экспорта научной продукции Института тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси в период 2010–2021 гг. Результаты получены в ходе выполнения следующих НИР:

1. Контракт № KAST-НМТИ/18 «Научно-исследовательская и опытно-конструкторская разработка, изготовление и поставка импульсной камеры сгорания на жидком топливе» от 18 мая 2011 г., сроки выполнения: 2012–2013 гг.;

2. Контракт № KAST-НМТИ/24 «Научно-исследовательская и опытно-конструкторская разработка, изготовление и поставка импульсной камеры сгорания малой мощности» от 28 апреля 2015 г., сроки выполнения: 2016–2020 гг.;

3. Проект БФФИ–РФФИ «Детонационное горение газообразных топливно-воздушных смесей в двигателях сверхзвуковых летательных аппаратов», договор с БРФФИ № Т20Р-125 от 04.05.2020 г (№ ГР 20201124 от 29.06.2020)

4. ГПНИ «Энергетические и ядерные процессы и технологии» на 2021–2025 гг.; Задание – ЭП 2.11 «Теплофизические и гидродинамические процессы в кольцевой камере сгорания с вращающейся детонацией для сверх- и гиперзвуковых двигательных систем и ее тяговые характеристики» (№ ГР 20210025 от 13.01.2021)

Цель, задачи, объект и предмет исследования

Целью работы является разработка методов инициирования детонации жидких топлив в частотном режиме в канале субкритических размеров (диаметр $d = 20$ мм и длина канала $L = 500$ мм; общая длина установки 664 мм), изучение физико-химических параметров и условий существования детонационного режима в смесях жидкого топлива с воздухом с добавлением кислорода, а также установление их влияния на тяговые характеристики малоразмерной импульсной детонационной установки – прототипа малоразмерного импульсного детонационного двигателя.

Для достижения указанной цели поставлены следующие *задачи*:

1. Разработать малоразмерную установку реактивного типа ($d = 20$ мм, $L < 1$ м) для экспериментального исследования способов подачи компонентов и течения смеси, процессов воспламенения и импульсного инициирования детонации в гетерогенных смесях распылённого жидкого топлива (гептан, авиационный керосин) с окислителем, а также определить её тяговые характеристики.

2. Численно исследовать газодинамические параметры и структуру нестационарного течения в предкамере и в канале субкритических размеров малоразмерной импульсной детонационной установки для установления оптимальной геометрии устройства и положения места подачи топлива и окислителя, обеспечивающей их эффективное смешение и последующее зажигание.

3. Определить времена задержки воспламенения и установить условия устойчивого воспламенения гетерогенных смесей «жидкое топливо–кислород» и «жидкое топливо–воздух–кислород» в малоразмерной импульсной детонационной установке с учетом изменений значимых факторов (концентрации компонентов, температурного режима, геометрии предкамеры).

4. Определить физико-химические и конструктивные параметры (состав гетерогенных смесей, температура стенок установки, наличие препятствия в предкамере), обеспечивающие оптимальный переход горения в детонацию в малоразмерной импульсной детонационной установке при сжигании смесей «жидкое топливо–воздух–кислород».

5. Установить степень интенсивности детонации путем сравнения экспериментальных значений скорости детонации в разработанной малоразмерной импульсной детонационной установке со скоростью детонации Чепмена–Жуге и со скоростями, полученными на ударных трубах больших размеров.

6. Определить значимость факторов (режимы горения, скорость волны, частота рабочего процесса, наличие и геометрия выходного сопла), оказывающих влияние на реактивную тягу малоразмерной импульсной детонационной установки.

Объектом исследования является детонация гетерогенных реагирующих смесей жидкого топлива с окислителем в малоразмерной импульсной детонационной установке реактивного типа.

Предметом исследования являются методы инициирования детонации, физико-химические и гидродинамические параметры перехода горения в детонацию в смесях жидкого топлива с воздухом, обогащенных кислородом, в малоразмерной импульсной детонационной установке, а также влияние детонационного режима горения на изменение тяги установки в зависимости от физико-химических параметров.

Научная новизна

Новизна заключается в разработанных методах инициирования детонации и установлении условий ее существования в частотном режиме в смесях распылённого гептана и авиационного керосина с воздухом и кислородом в цилиндрическом канале субкритических размеров, в том числе:

1. Экспериментально показана возможность инициирования детонации жидких топлив (гептан и авиационный керосин) в частотном режиме до 50 Гц в малоразмерной импульсной детонационной установке с каналом субкритических размеров при использовании ускоряющих препятствий, установленных в предкамере.

2. Установлено, что в малоразмерной импульсной детонационной установке с каналом субкритических размеров наибольшее ускорение фронта горения (детонационный режим) наблюдается в смесях околостехиометрического и незначительно обогащенного топливом состава ($\phi = 0,95 - 1,20$) при отношении кислорода к воздуху $[O_2/воздух] \geq 0,5$. В этих

диапазонах значений ϕ и $[O_2/\text{воздух}]$ на расстоянии 300–400 мм от места поджига волна разгоняется до скоростей $D > 2000$ м/с, характерных для пересжатой детонации, что приводит к увеличению скорости истечения струи продуктов сгорания наружу и, как следствие, к возрастанию реактивной тяги.

3. При численном исследовании газодинамических процессов, происходящих в предкамере и в канале субкритических размеров малоразмерной импульсной детонационной установки, учитывающем ее конструктивные особенности, показано, что смешение топлива и окислителя в предкамере, способ и характер поджига оказывают существенное влияние на инициирование детонации и длину перехода горения в детонацию.

4. Впервые выявлено, что совместное использование нагрева стенок детонационной установки, препятствия (профилированное препятствие, пористая набивка из медной стружки) и обогащения топливно-воздушной смеси кислородом приводит к синергетическому эффекту, позволяющему сократить длину перехода горения в детонацию почти на 60%.

Положения, выносимые на защиту

1. Выявленные зависимости скоростных режимов распространения волны горения от концентраций компонентов, позволившие установить концентрационные пределы существования детонации в частотном режиме до 50 Гц в гептано–кислородно–воздушной смеси ($\phi = 0,70\text{--}2,60$) в малоразмерной импульсной детонационной установке с каналом субкритических размеров

2. Предложенный способ инициирования детонации в малоразмерной импульсной детонационной установке, основанный на синергетическом эффекте, то есть при совместном действии ряда физико-химических и геометрических факторов (нагрев установки до $T_0 > 50^\circ\text{C}$, установление в предкамере препятствия-ускорителя, обогащение топливно-воздушной смеси кислородом до $[O_2/\text{воздух}] \geq 1,8$, эквивалентное отношение смеси в диапазоне $\phi = 0,95\text{--}2,10$), позволивший сократить преддетонационное расстояние на $\sim 60\%$ и, тем самым, получить импульсный детонационный режим с частотой до 80 Гц при длине субкритического канала установки 200 мм, что дало возможность уменьшить общую длину установки на 300 мм.

3. Экспериментально и численно выявленная взаимосвязь скорости детонации жидких топлив (гептан и авиационный керосин) и тяги малоразмерной импульсной детонационной установки, а также их зависимости от физико-химических и геометрических параметров (степени обогащения кислородом, коэффициента избытка горючего, наличия препятствия, угла раствора сопла), позволившие установить границы импульсного детонационного режима с частотой 50 Гц (наличие препятствия, $[O_2/\text{воздух}] \geq 0,70$, $\phi = 0,90\text{--}1,20$, угол раствора сопла 15°), обеспечивающего оптимальную величину реактивной тяги, которая составила: для гептана – 180–210 Н (удельный импульс $J = 6116\text{--}7137$ с (МКГСС)); для керосина – 160–190 Н (удельный импульс $J = 5437\text{--}6456$ с (МКГСС)).

Личный вклад соискателя учёной степени в результаты диссертации. Основные научные и практические результаты диссертации, положения, выносимые на защиту, получены автором лично или при его непосредственном участии. Общее руководство диссертационной работой, постановка цели, теоретических и экспериментальных задач, определения объекта, предмета исследований осуществлялись научным руководителем д.т.н. М. С. Ассадом.

Результаты экспериментальных и теоретических исследований обсуждались с соавторами совместных публикаций д.ф.-м.н., академиком О.Г. Пенязковым, к.ф.-м.н. А.В. Тетеревым, директором Научно-технологического Центра им. Короля Абдулазиза Х. Альхусаном.

Апробация диссертации и информация об использовании её результатов. Основные результаты диссертации докладывались и обсуждались на конференциях и коллоквиумах: ежегодные научные конференции отдела горения и взрыва ИХФ РАН (г. Москва, 2017–2020 гг., 2023 г.); 7-й – 9-й, 10-й Международный симпозиум по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям (г. Сочи, Россия: 2016; 2018; 2020; 2022); V и VI Минский международный коллоквиум по физике ударных волн, горения и детонации (г. Минск: 2017; 2019); XV Минский международный Форум по тепло- и массообмену (г. Минск, 2016); 10th -12th International Colloquium on Pulsed and Continuous Detonations (г. Санкт-Петербург: 2016; 2018; 2020); 13th International Autumn Seminar on Propellants, Explosives and Pyrotechnics (г. Пекин, Китай, 2019); 26th и 27th International Colloquium on Dynamics of Explosions and Reactive Systems - ICDERS (г. Бостон, США, 2017; г. Пекин, Китай, 2019).

Результаты диссертации используются в Научно-технологическом Центре им. Короля Абдулазиза (Национальный центр аэрокосмических технологий) (акт внедрения б/н от 07.05.2018 г.), г. Эр-Рияд, Саудовская Аравия, и в учебном процессе Белорусского государственного университета (акт использования б/н от 21.12.2018 г.)

Опубликование результатов диссертации. Результаты диссертации опубликованы в 22 научных работах: 7 статей в рецензируемых научных журналах, включённых в перечень изданий ВАК Республики Беларусь (2,9 авторских листа), а также 15 тезисов и материалов конференций (форумов, коллоквиумов). Общий объём публикаций составил 5,5 авторских листа.

Структура и объём диссертации. Диссертация состоит из перечня условных обозначений; введения; общей характеристики работы; основной части, в которой представлены анализ литературы (глава 1), описание экспериментальной установки и методики проведения эксперимента (глава 2), основные результаты исследований (главы 3–5); заключения, списка использованных источников. Работа изложена на 190 страницах машинописного текста, включает 15 таблиц и 110 рисунков. Библиографический список состоит из 122 наименований.

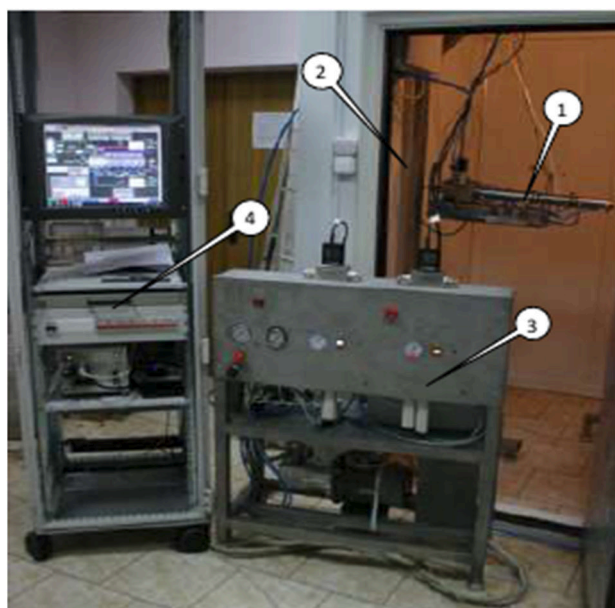
ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, отмечена значимость работы.

В первой главе представлен обзор исследований гетерогенной детонации в жидких углеводородах. Показаны основные преимущества детонационного сжигания топлива для получения реактивной тяги. Отмечаются нерешенные проблемы, в частности: отсутствие методов инициирования импульсной детонации в каналах субкритических размеров с частотой выше 10 Гц, недостаточная изученность влияния физико-химических и геометрических факторов на переход горения в детонацию (ПГД) в малоразмерных камерах сгорания, а также взаимосвязи характеристик горения, преддетонационного расстояния и реактивной тяги малоразмерных импульсных детонационных двигателей.

Во второй главе представлено описание экспериментального комплекса и методики проведения экспериментов. Экспериментальный комплекс (рисунок 1) состоит из малоразмерной импульсной детонационной установки (МИДУ), шкафа управления, системы питания и звуконепроницаемой комнаты. МИДУ (рисунок 2) представляет собой секционную трубу из стали AISI 304 (длина канала $L = 500$ мм, $d = 20$ мм) с присоединенной предкамерой ($L = 164$ мм, общая длина установки $L = 664$ мм).

Топливо (н-гептан, керосин) и окислитель (воздух, кислород) подавались в предкамеру с помощью форсунки и электромагнитных клапанов. Воспламенение смеси производилось принудительно с помощью двух альтернативных систем поджига: искровая свеча зажигания и запальное устройство факельного типа. Вдоль МИДУ расположены пять датчиков давления (рисунок 2, сечения 1, 2, 3, 4, 6) и шесть термопар (рисунок 2, сечения 1–6), сигналы которых регистрируются автоматизированной системой управления установки.



1 – МИДУ; 2 – звуконепроницаемая комната; 3 – система питания;
4 – шкаф управления
Рисунок 1 – Общий вид экспериментального комплекса

Тяга измерялась с помощью высокочувствительного датчика силы, установленного в носовой части предкамеры МИДУ.

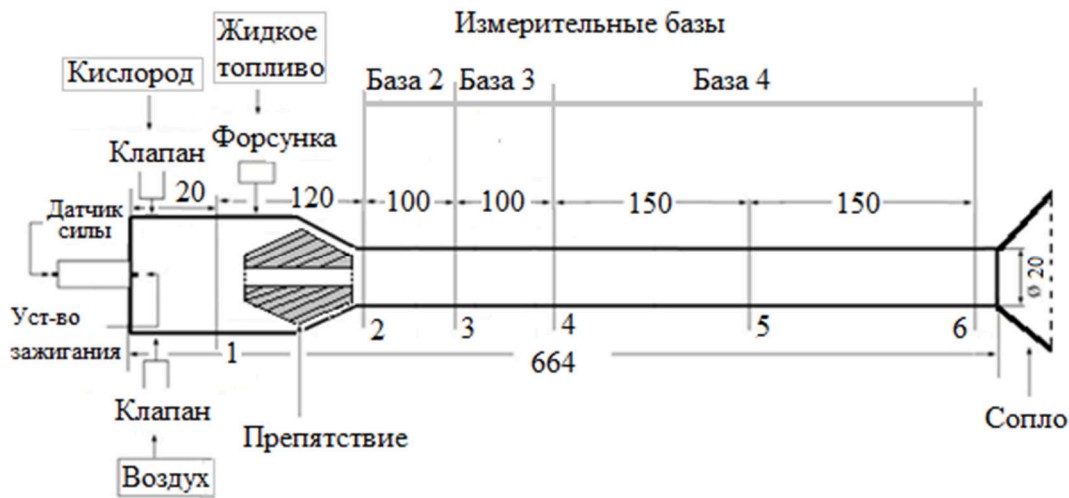


Рисунок 2 – Схема МИДУ. Размеры указаны в миллиметрах

В разделе 2.2 описана методика экспериментальных исследований. Эксперименты проводили при частоте циклического процесса $f = 1\text{--}120$ Гц в широком диапазоне изменений величин коэффициента избытка горючего ϕ (0,7–2,6) и отношения кислорода к воздуху $[O_2/\text{воздух}]$ (0,1–7,0). Скорость волны горения вычислялась базовым методом. Длины измерительных баз составляли: $L_1 = 120$ мм; $L_2 = 100$ мм; $L_3 = 100$ мм; $L_4 = 300$ мм (рисунок 2). Основными параметрами детонационного режима работы МИДУ являлись: скорость волны (D , м/с), давление при распространении горения вдоль трубы (P , МПа), коэффициент избытка горючего (ϕ), температура стенок установки (T_0 , °С), сила тяги (F , Н), преддетонационное расстояние (X_D , мм), степень наполнения трубы смесью (λ), соотношение объемов добавочного кислорода и воздуха в смеси ($[O_2/\text{воздух}]$), соотношение азота и кислорода в смеси (β), степень интенсивности детонации ($\psi = D/D_{\text{чж}}$), частота рабочего процесса (f , Гц).

В ходе экспериментов был определен круг значимых факторов и определяющих условий, оказывающих влияние на ПГД в канале субкритических размеров: смешение компонентов и формирование горючей смеси, способной к детонации; задержка воспламенения смеси; геометрия предкамеры (коническая, сферическая); газодинамические характеристики нестационарных процессов и течений; нагрев стенок МИДУ (термическая активация смеси) ($T_0 = 15\text{--}140$ °С); обогащение смеси кислородом; наличие препятствия в предкамере МИДУ (пористая набивка из медной стружки (ПНМС), профилированные препятствия).

В разделе 2.3 приведен анализ погрешностей измерения, позволивший определить максимальные относительные погрешности измерения давления ($\delta P \leq 4,1\%$), температуры ($\delta T \leq 3,0\%$), скорости волны горения ($\delta D \leq 6,9\%$), силы тяги ($\delta F \leq 3,9\%$), коэффициента избытка горючего ($\delta \phi \leq 3,5\%$) и задержки воспламенения ($\delta \tau \leq 3,2\%$).

В третьей главе приведены результаты исследования перехода горения в детонацию в гетерогенных системах: «гептан–воздух–кислород» и «керосин–воздух–кислород» в МИДУ с каналом субкритических размеров.

Основной научной и технической проблемой на пути применения детонации в малоразмерной реактивной установке является инициирование детонации в узком канале диаметром $d < 30$ мм на малых расстояниях от источника воспламенения (до 600–700 мм) с частотой импульсов не менее 50 Гц. С другой стороны, из теории детонации известно, что для инициирования детонации в трубе ее длина должна быть больше преддетонационного расстояния, а диаметр – значительно больше размера детонационной ячейки. Эти обстоятельства находятся в некотором противоречии с требованием компактности перспективных реактивных двигателей, особенно актуальным при использовании воздуха в качестве окислителя. На рисунке 3 показаны зависимости скорости Чепмена–Жуге и ширины детонационной ячейки от степени обогащения гептано-воздушной смеси кислородом. Для расчета скорости Чепмена–Жуге использовали программу Chemkin 1.0, ширину ячейки рассчитывали по формулам классической теории детонации. Видно, что скорость Чепмена–Жуге растет с увеличением величины $[O_2/воздух]$, в то время как ширина ячейки, наоборот, уменьшается. Для гептано-кислородной смеси скорость Чепмена–Жуге равна $D_{чж} = 2343$ м/с, а размер детонационной ячейки $a = 0,79$ мм.

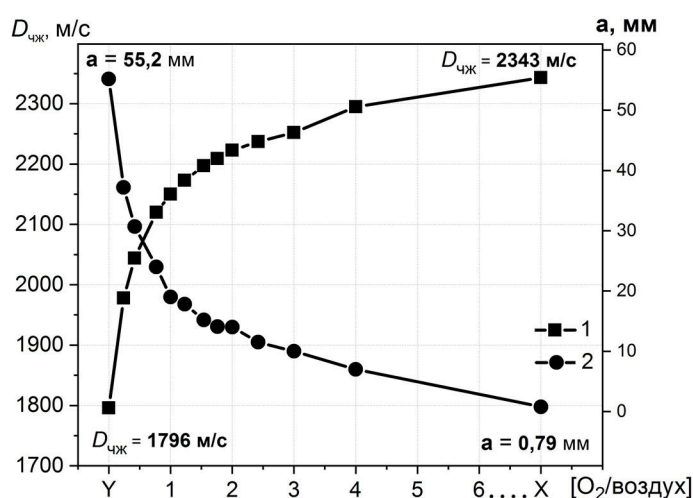


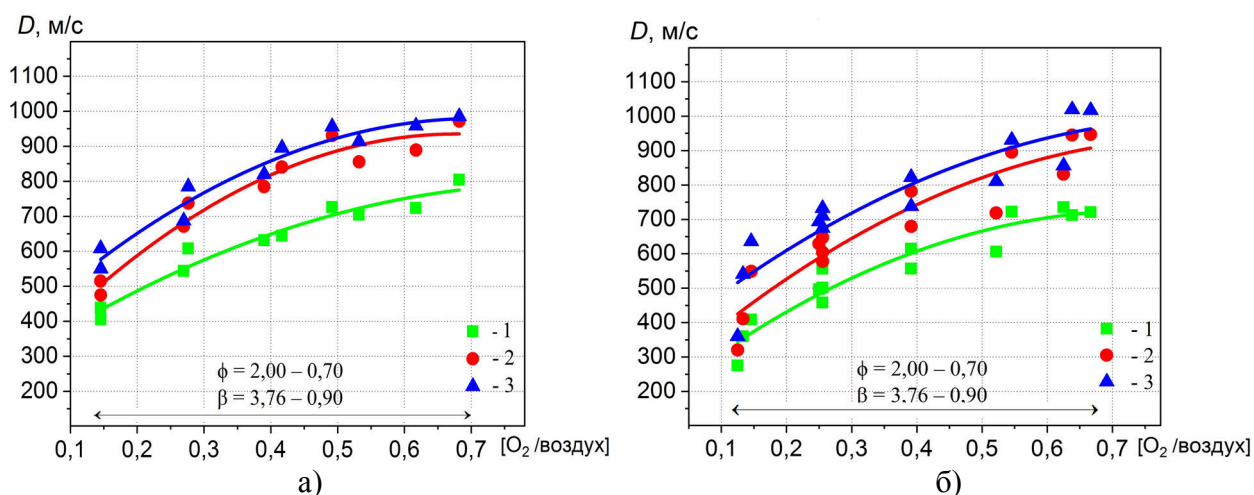
Рисунок 3 – Зависимости скорости Чепмена–Жуге (1) и размера детонационной ячейки (2) от величины $[O_2/воздух]$ в смеси «гептан–воздух–кислород» ($\phi = 1,01$; $T_0 = 20$ °С; $P_0 = 101$ кПа; значение X показано для смеси «гептан–кислород», значение Y показано для смеси «гептан–воздух»)

Для гептано-воздушной смеси: $D_{чж} = 1796$ м/с, $a = 55,2$ мм, т. е. при изменении $[O_2/воздух]$ от ∞ до 0 скорость волны падает примерно на 23%, а размер детонационной ячейки–увеличивается почти в 70 раз.

Из проведенного анализа следует, что при диаметре 20 мм и длине 500 мм канала МИДУ инициирование детонации будет иметь критический характер как по диаметру, так и по длине. Следовательно, организовать

детонационное сжигание топлива в частотном режиме в компактной (малоразмерной) реактивной установке без специальных приемов не представляется возможным.

Для установления условий существования детонационного режима горения определялись граничные концентрации компонентов смеси. На рисунках 4 и 5 показаны зависимости скорости волны горения от соотношения $[O_2/воздух]$ при разных коэффициентах избытка горючего в диапазоне $\phi = 0,75 - 2,10$. Было проведено два цикла экспериментов: первый – при фиксированных расходах топлива и кислорода ($G[C_7H_{16}] = 3,10$ г/с; $G[C_{10,8}H_{21,6}] = 1,9$ г/с; $Q_1 = 300$ л/мин) и варьировании расхода воздуха ($Q_2 = 0-500$ л/мин); второй – при фиксированных расходах топлива и воздуха ($G[C_7H_{16}] = 3,10$ г/с; $G[C_{10,8}H_{21,6}] = 2,05$ г/с; $Q_2 = 500$ л/мин) и варьировании расхода кислорода ($Q_1 = 0-300$ л/мин). Установлено, что определяющим для инициирования детонации является содержание кислорода в смеси. При этом можно заметить существенное влияние ϕ на скорость волны горения во всем диапазоне изменения отношения кислорода к воздуху в смеси (рисунки 4 и 5).

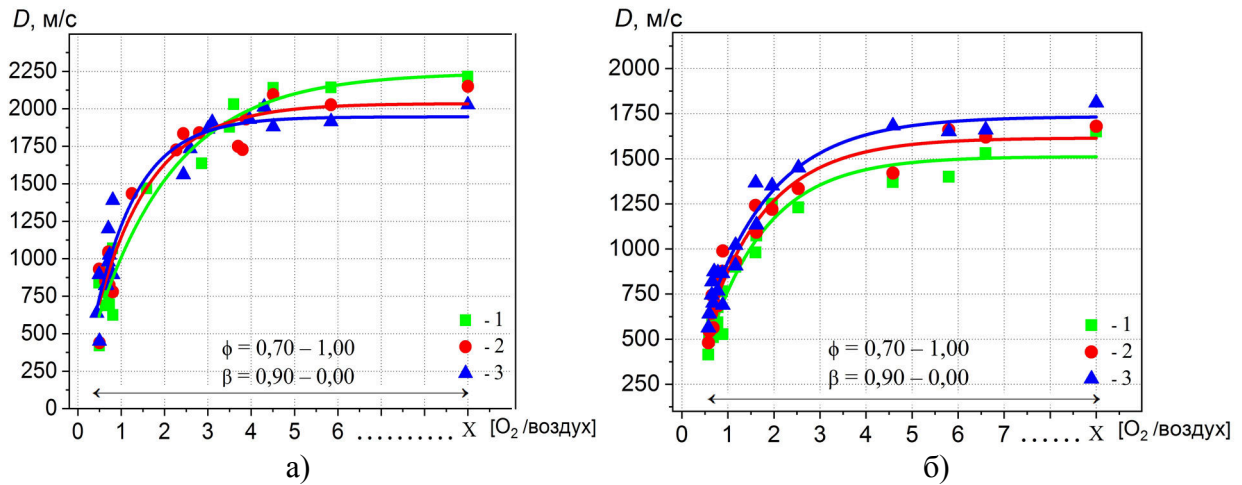


1 – База 2; 2 – База 3; 3 – База 4 (Рисунок 2)

Рисунок 4 – Зависимость скорости волны горения от величины $[O_2/воздух]$ в 1-м цикле экспериментов для смесей: «гептан–воздух–кислород» (а) и «керосин–воздух–кислород» (б)

По кривым на рисунке 5 видно, что в смесях с обоими видами топлив горение характеризуется ускорением волны по мере обогащения смеси кислородом. Зависимость скорости волны горения на всех измерительных базах от ϕ во всём диапазоне изменения этого параметра имеет одинаковый характер в виде квадратичной функции с ветвями параболы, направленными вниз (полагаем, в области богатых топливом смесях кривая скорости также имеет параболическую форму). При этом вершина параболы приходится на околостехиометрическую область, где ϕ принимает значения вблизи единицы. Это означает, что наибольшее ускорение фронта горения (детонационный режим) наблюдается в смесях околостехиометрического состава и в смесях, незначительно обогащенных топливом ($\phi = 0,95-1,20$; $[O_2/воздух] \geq 0,5$). В этих диапазонах значений волна разгоняется до

скоростей, характерных для пересжатой детонации ($D > 2000$ м/с для смеси «гептан–воздух–кислород» и $D > 1600$ м/с для смеси «керосин–воздух–кислород»).



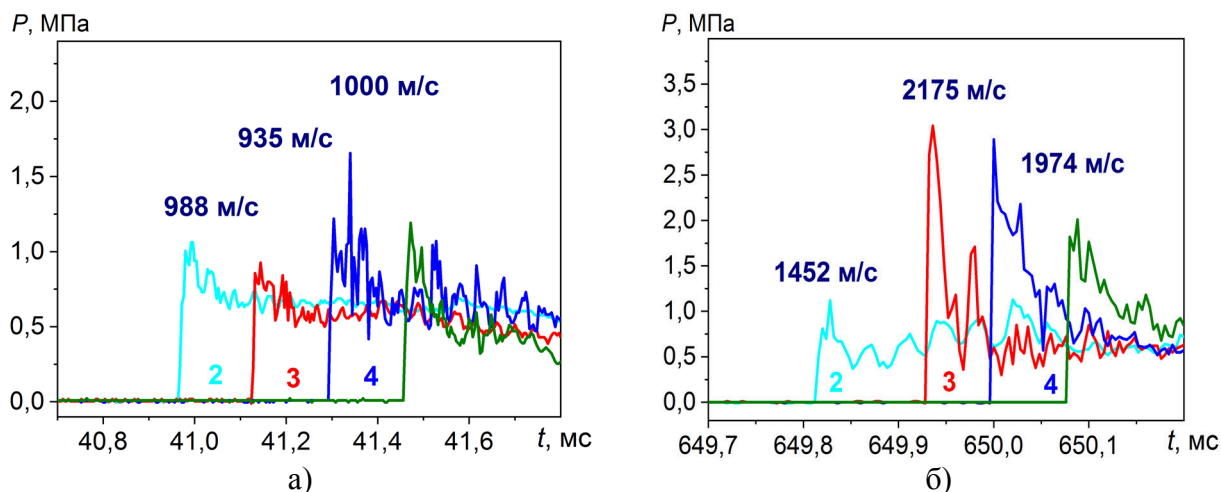
1 – База 2; 2 – База 3; 3 – База 4 (Рисунок 2)

Рисунок 5 – Зависимость скорости волны горения от величины $[O_2/воздух]$ во 2-м цикле экспериментов для смесей: «гептан–воздух–кислород» (а) и «керосин–воздух–кислород» (б) (значение X показано для смеси «жидкое топливо–кислород»)

Изучены физико-химические и геометрические факторы, ускоряющие переход горения в детонацию (термическая активация смеси, геометрия предкамеры, наличие препятствия на пути следования фронта пламени). На рисунках 6 и 7 показаны записи четырех датчиков давления в зависимости от времени при использовании нагрева стенок МИДУ и наличия препятствия в предкамере в качестве средства для ускорения ПГД. По этим данным были вычислены скорости волны горения для соответствующих баз МИДУ. При комнатной температуре ($T_0 = 22$ °C) скорость волны растет по мере распространения по трубе до 1000 м/с, но детонации не возникает. Повышение температуры до 60 °C и выше, независимо от геометрии предкамеры, ускоряет процесс горения и приводит к переходу в детонационный режим на 3-й и, преимущественно, на 4-й измерительных базах. Однако видно, что детонационная волна в канале субкритических размеров экспериментальной установки испытывает дефицит скорости ΔD относительно теоретической скорости Чепмена–Жуге $D_{чж}$. Дальнейшее повышение температуры до 140 °C приводит к некоторому увеличению скорости, однако, детонационная волна формируется на одном и том же расстоянии от источника воспламенения ($X_D = 490 \pm 50$ мм). Такой же характер процесса горения и инициирования детонации наблюдается и в импульсной камере с конической предкамерой. В целом при использовании нагрева стенок установки для ускорения ПГД дефицит скорости доходит до $\Delta D = -300$ м/с ($\psi = 0.78-0.98$).

Аналогичный эффект наблюдается при размещении ПНМС в предкамере (рисунок 7), что также служит хорошим приемом для ускорения фронта пламени и инициирования детонации (без термической активации

смеси). Однако детонационная волна генерируется в основном на 4-й измерительной базе и с дефицитом скорости до $\Delta D = -500$ м/с независимо от состава смеси и формы предкамеры (сферическая или коническая). Это означает, что преддетонационное расстояние остается неизменным независимо от способа инициирования (термическая активация или препятствие) и составляет $X_D = 490 \pm 150$ мм.

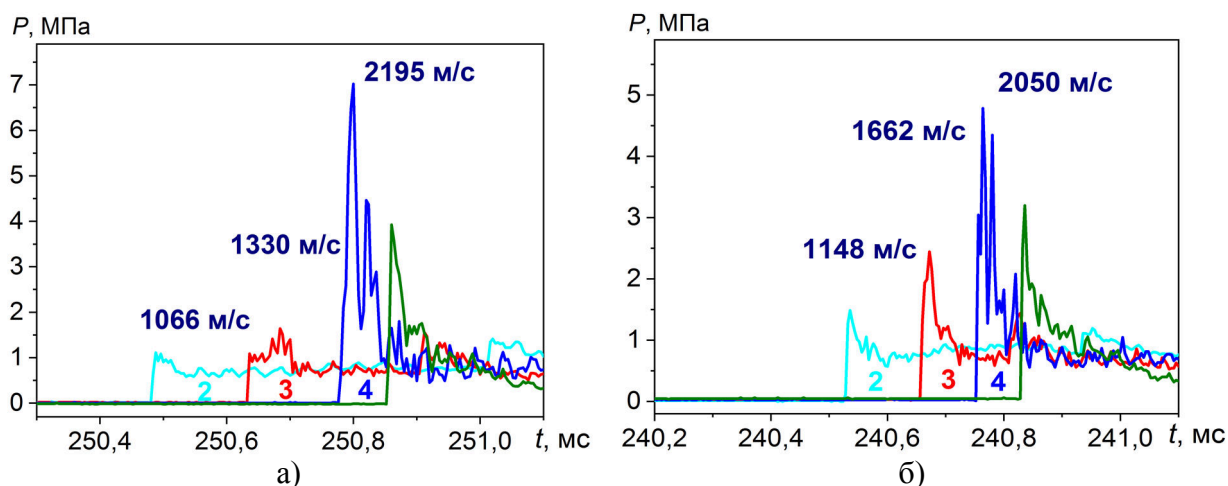


а) $\phi=1.13$, $D_{чж}=2297$ м/с, $\Delta D= -1297$ м/с, $T_0=22$ °С;

б) $\phi=1.15$, $D_{чж}=2281$ м/с, $\Delta D= -106$ м/с, $T_0=65$ °С

2 – База 2, 3 – База 3, 4 – База 4 (Рисунок 2)

Рисунок 6 – Диаграмма динамики скорости волны горения в смесях гептана с кислородом и воздухом в МИДУ со сферической предкамерой при нагреве её стенок



а) сферическая предкамера, $\phi=1.03$, $D_{чж}=2270$ м/с, $\Delta D= -75$ м/с, $T_0=24$ °С;

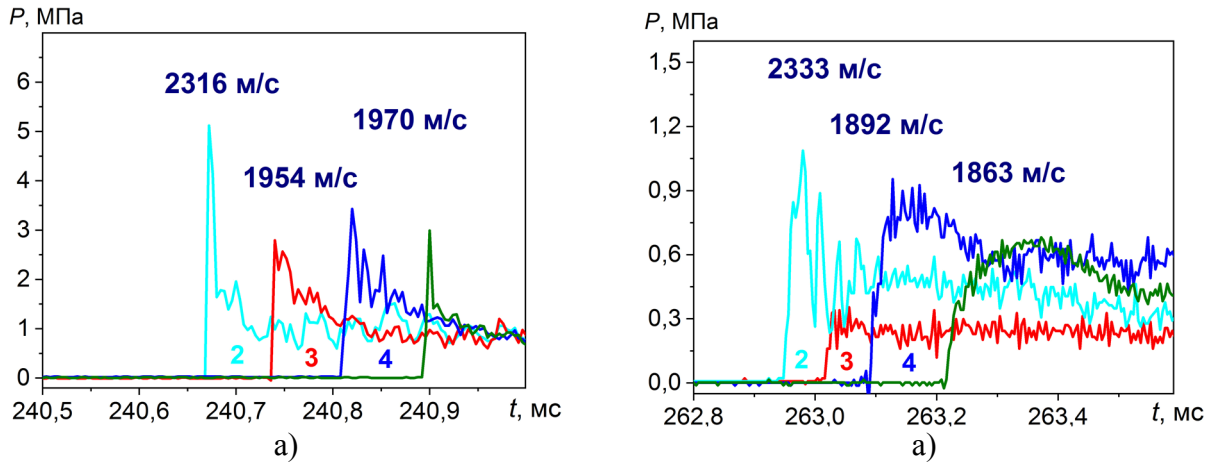
б) коническая предкамера, $\phi=0.97$, $D_{чж}=2297$ м/с, $\Delta D= -147$ м/с, $T_0=25$ °С

2 – База 2, 3 – База 3, 4 – База 4 (Рисунок 2)

Рисунок 7 – Диаграмма динамики скорости волны горения в смесях гептана с кислородом и воздухом при наличии ПНМС в предкамере МИДУ

Совместное использование трёх приемов (нагрев стенок МИДУ, наличие препятствия в предкамере и обогащение смеси кислородом) приводит к синергетическому эффекту, который заключается в смещении места ПГД на 2-ю измерительную базу (рисунок 8). Данный синергетический

эффект позволил сократить преддетонационное расстояние X_D почти на 60% по сравнению с эффектом каждого из приемов в отдельности. Величина X_D составила 190 ± 50 мм от источника воспламенения, что позволило реализовать импульсный детонационный режим с частотой до 80 Гц. При этом не только исчезает дефицит скорости детонации, но и наблюдается перешагнутая детонация с профицитом скорости $\Delta D \leq +400$ м/с.



- а) сферическая предкамера, $\phi=1.11$, $D_{чж}=2285$ м/с, $\Delta D= +31$ м/с, $T_0=64^\circ\text{C}$;
 б) коническая предкамера, $\phi=1.38$, $D_{чж}=2051$ м/с, $\Delta D= +280$ м/с, $T_0=113^\circ\text{C}$
 2 – База 2, 3 – База 3, 4 – База 4 (Рисунок 2)

Рисунок 8 – Диаграмма динамики скорости волны горения в смесях гептана с кислородом и воздухом при совместном размещении ПНМС в предкамере и нагрева стенок МИДУ

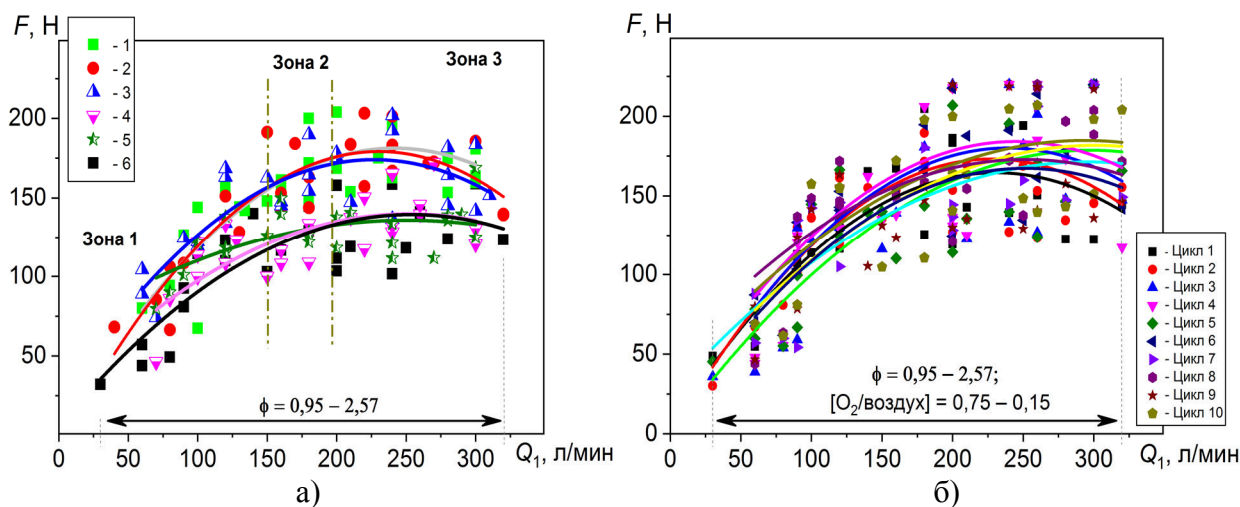
Следует отметить, что этот эффект имеет важное прикладное значение, заключающееся в возможности генерировать детонационный режим горения в достаточно компактной и укороченной камере сгорания субкритических размеров ($L = 300\text{--}400$ мм, $d = 20$ мм).

Синергетический эффект от размещения препятствия в предкамере, термической активации смеси и обогащения кислородом имеет место только для смесей, состоящих из гептана с воздухом. При использовании в качестве окислителя только кислорода ПГД происходит на 2-й измерительной базе при использовании хотя бы одного из указанных приемов ускорения волны (препятствие или термическая активация).

В четвертой главе приведены результаты исследования тяговых характеристик МИДУ – прототипа импульсного детонационного двигателя.

Исследовалось влияние геометрии сопла конической формы и концентраций компонентов в смеси, которые определяют режим горения (обычное горение или детонация), на изменение реактивной тяги МИДУ. Рассмотрены пять вариантов расширяющегося сопла с углами раствора $\alpha = 15, 30, 60, 90$ и 120° . Установлено, что сопла 1–3 ($\alpha = 15, 30$ и 60°) имеют явное преимущество перед соплами 4 и 5 ($\alpha = 90$ и 120°), а также перед вариантом без сопла (рисунок 9, а). Тяга МИДУ с соплами 1–3 увеличивается в среднем на 12–20% относительно случая без сопла. При этом в области $[\text{O}_2/\text{воздух}] < 0,30$ (в левой части Зоны 1) наибольшую тягу дает сопло 3 с

$\alpha = 60^\circ$. При большем обогащении смеси кислородом (правая половина Зоны 1 и Зоны 2 и 3) максимальный прирост тяги достигается с соплом 1 ($\alpha = 15^\circ$).



а) для пяти вариантов сопла и случая без сопла (1 – $\alpha = 15^\circ$, 2 – $\alpha = 30^\circ$, 3 – $\alpha = 60^\circ$, 4 – $\alpha = 90^\circ$, 5 – $\alpha = 120^\circ$, 6 – без сопла);

б) для сопла 1 с $\alpha = 15^\circ$ в эксперименте из 10 циклов

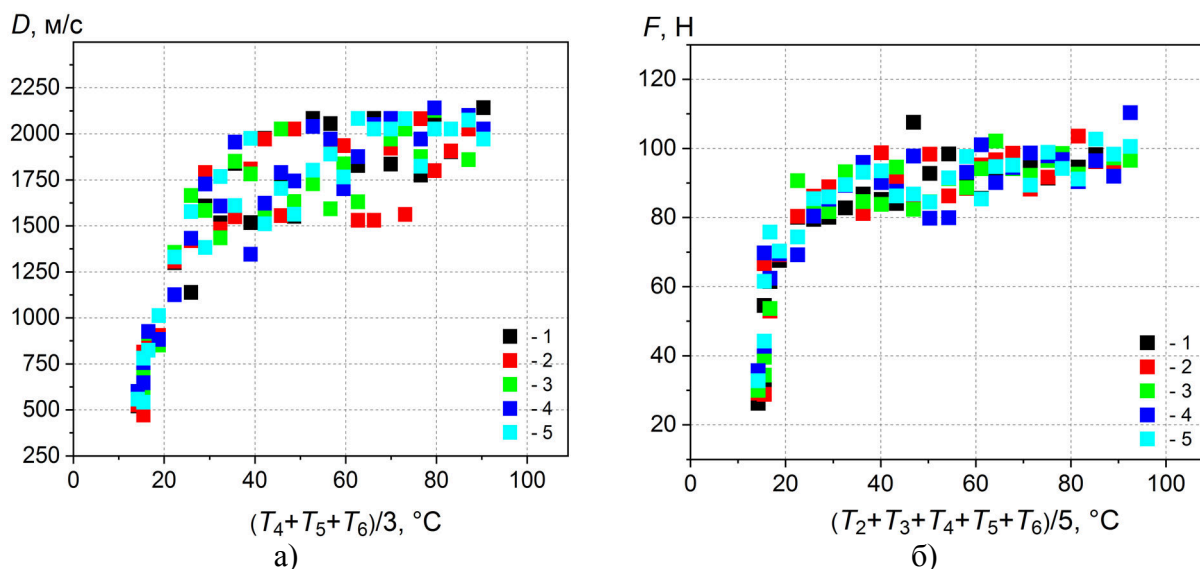
Рисунок 9 – Зависимость силы тяги от ϕ и объёмного расхода кислорода Q_1 для смеси «гептан–воздух–кислород» при $T_0 = 100^\circ\text{C}$

Установлено, что добавление кислорода в топливно-воздушную смесь оказывает существенное влияние на параметры процесса горения и в данной конструкции МИДУ является определяющим фактором не только для перехода горения в детонацию, но и для тяговой эффективности установки. При этом независимо от способа подачи компонентов смеси и вида топлива максимальная тяга достигается при сжигании смесей состава близкого к стехиометрическому (максимум при $Q_1 = 240$ л/мин на рисунке 9, б, что соответствует $\phi = 1,05$). Эффект влияния кислорода на тягу практически не зависит от теплового состояния установки, наличия сопла или от угла раствора последнего.

При обогащении смеси топливом наблюдается снижение реактивной тяги. Например, при $\phi = 1,45$ тяга падает почти до 150 Н, что объясняется прекращением детонационного режима горения. При этом скорость волны – ниже 1000 м/с. Можно отметить, что скорость волны горения уменьшается существенно (более чем на 60% от максимальной скорости), в то время как падение тяги при данном соотношении «топливо–окислитель» составляет примерно 25% от максимальной тяги. Зависимость скорости волны горения от коэффициента избытка горючего носит экспоненциальный характер, в то время как функция тяги от ϕ является квадратичной.

В работе также исследовано влияние скорости распространения волны горения и теплового состояния установки на ее тяговую эффективность. При нагревании стенок детонационной установки скорость волны и реактивная тяга изменяются схожим образом (рисунок 10), возрастая до некоторого предельного значения после полного прогрева и выхода на стационарный

тепловой режим. В период прогрева тяга установки увеличивается в 4 и более раза, достигая значений $F = 100$ Н и выше. Скорость волны горения возрастает по сравнению с «холодной» установкой в 4,3 раза (с 490 м/с до 2107 м/с). Вероятно, это связано с тем, что при нагреве установки повышается температура реагирующих компонентов и смеси в целом, интенсифицируется испарение топлива и улучшаются условия смешения и воспламенения. Это приводит к интенсификации процесса горения и к ускорению распространения волны по трубе и, как следствие, к увеличению скорости истечения наружу продуктов сгорания.

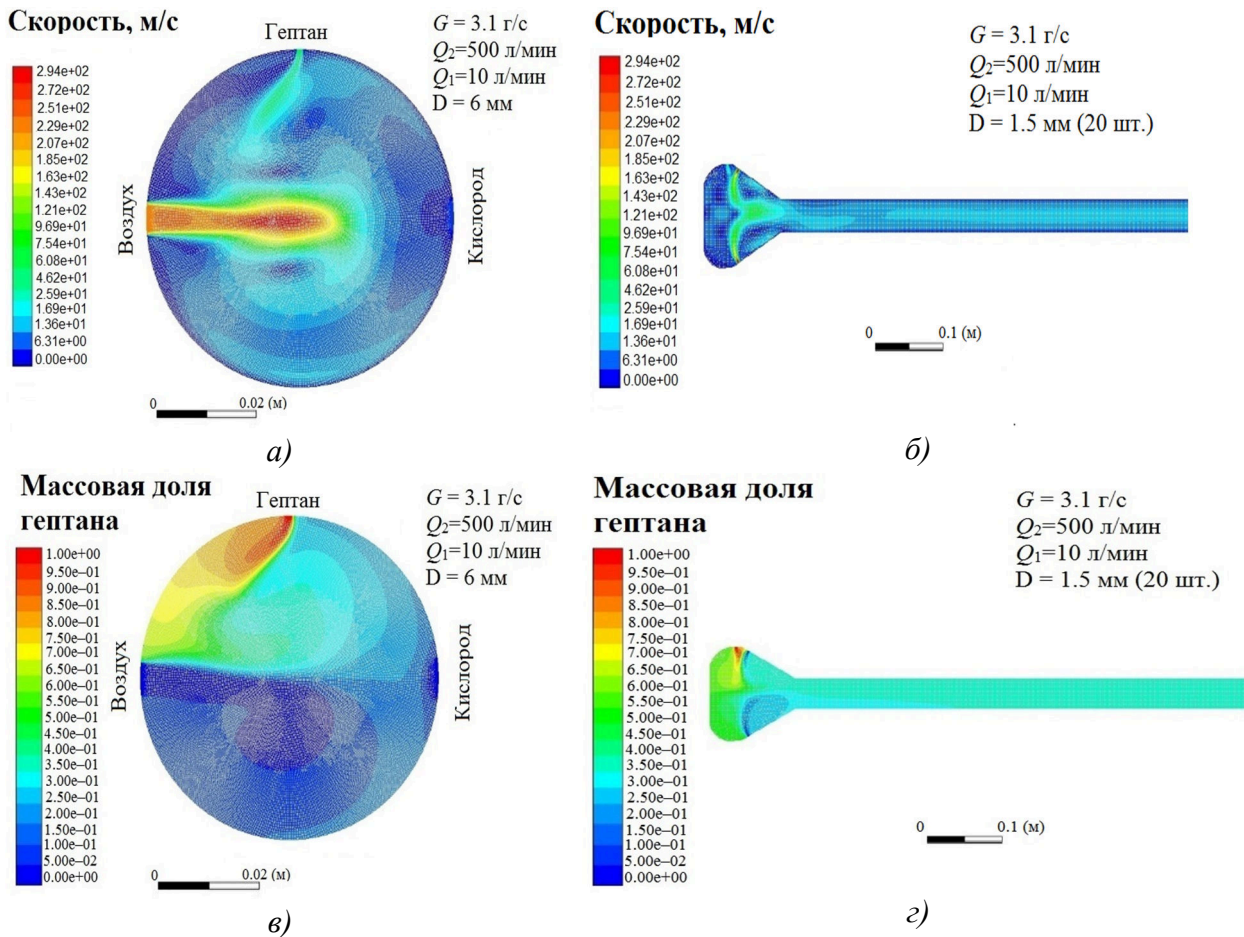


1–5 – циклы экспериментов

Рисунок 10 – Зависимость скорости волны горения на 4-й измерительной базе (а) и силы тяги (б) от температуры стенок МИДУ

В пятой главе приведены результаты численного моделирования рабочего процесса малоразмерной импульсной камеры сгорания реактивного типа. Для численного исследования гидродинамических процессов в предкамере был использован пакет прикладных программ ANSYS CFX (минимальный размер ячейки – 39,5 мкм, количество ячеек – $6,4 \cdot 10^4$). Одновременно для численного исследования термогазодинамических процессов в детонационной трубе и тяговых характеристик МИДУ использовали программный комплекс SPPDC (Small-Power Pulsed Detonation Combustor). Программный комплекс SPPDC разработан специально для исследования физико-химических и газодинамических процессов в импульсной детонационной установке реактивного типа, а также для моделирования гидродинамических и тяговых характеристик рабочего процесса.

На основе расчетов, выполненных с использованием ANSYS CFX, получены данные о распределениях полей скоростей и концентраций компонентов смеси (топлива, воздуха и кислорода) в МИДУ. При впуске окислителя и впрыске жидкого топлива в предкамере образуется вихревое движение, которое распространяется дальше по детонационной трубе. На это указывают локальные поля скоростей, показанные на рисунке 11, а и б.

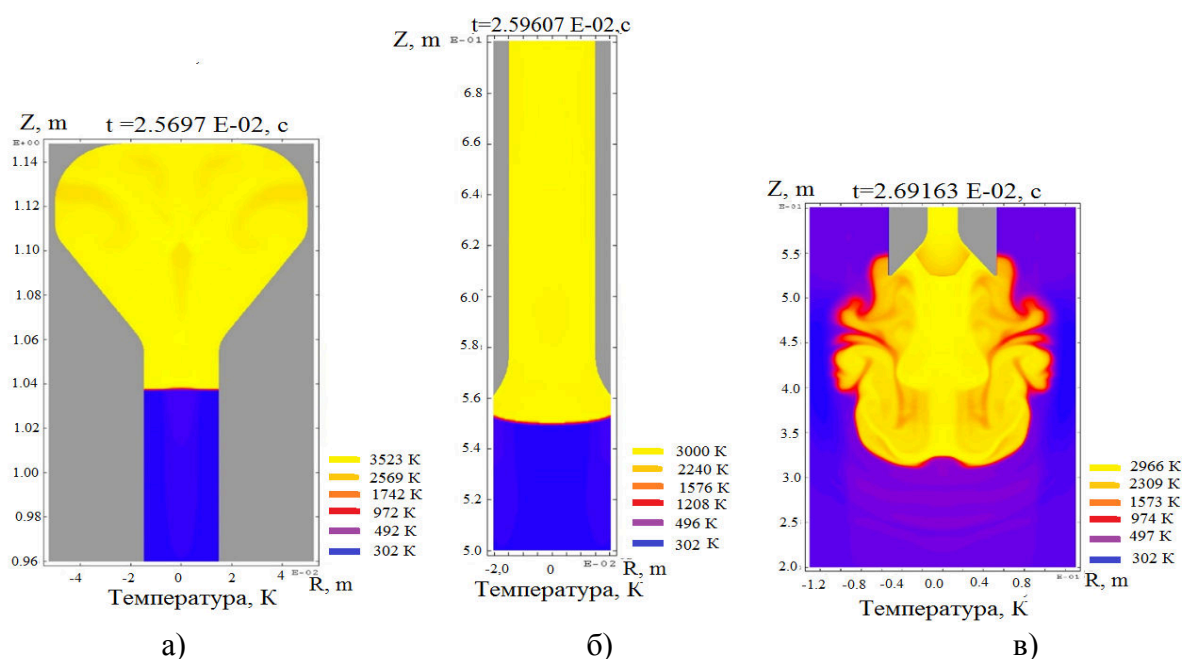


а, б – скорость потока; *в, г* – массовая доля гептана; *а, в* – в предкамере; *б, г* – вдоль МИДУ; D – диаметр выходного отверстия для воздуха и кислорода
 Рисунок 11 – Распределения газодинамических параметров нестационарных течений при смешении компонентов смеси в МИДУ в момент времени $t = 1,00 \text{ мс}$

Распределение концентрации капель гептана по объему предкамеры имеет неравномерный характер (рисунок 11, *в, г*), что связано с быстротой протекания процесса и нехваткой времени на равномерное рассеивание топливного факела. Проход через профилированное препятствие, установленное в предкамере, приводит к относительно равномерному заполнению всего объема детонационной трубы. Следует отметить, что при использовании богатой смеси ($\phi > 1$) при малом расходе окислителя энергии потока недостаточно для равномерного распределения компонентов смеси по всему объему. В этом случае значение коэффициента избытка горючего ϕ может принимать любое значение. Для генерирования детонационного режима расход окислителя не должен быть менее 300 л/мин, при этом ϕ должно быть не более 1,6. Эти результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными, приведенными в главе 3.

Для понимания газодинамической картины после воспламенения смеси рабочий процесс был разделён на три стадии: первая (длительность 600–700 мкс) – воспламенение и горение в предкамере МИДУ; вторая (150–200 мкс) – переход в детонацию и распространение детонационной волны по стволу МИДУ; третья (1100–1300 мкс) – формирование истекающей струи

продуктов сгорания, которая создает реактивную тягу. Расход воздуха задавался постоянным на протяжении всего времени моделирования и составлял 600 л/мин. Подача кислорода моделировалась в импульсном режиме с цикловой длительностью 25 мс и расходом 300 л/мин. Оба газа имели температуру 300 К, а скорость потока составляла 90 м/с. Длительность впрыска гептана соответствовала времени подачи кислорода. Частота рабочего процесса – 20 Гц. На основе результатов проведенных расчетов опишем в 2D и 3D приближениях газодинамику процессов, происходящих в течение одного цикла работы МИДУ, начиная с момента начала энерговыделения от свечи зажигания ($t = 0$). Предполагается, что к данному моменту МИДУ уже заполнена смесью горючего и окислителя. Расчеты показали, что сначала температура смеси в окрестности свечи зажигания быстро возрастает, затем скорость нагрева падает из-за интенсивного газодинамического расширения. При достижении температуры ~ 1100 К происходит самовоспламенение смеси, и к моменту $t = 0,560$ мс скорости волны горения составляют $\sim 200\text{--}350$ м/с. Следующий характерный момент времени $t = 0,660$ мс соответствует скачку температуры до $3200\text{--}3600$ К вследствие возникновения детонационного режима горения со скоростями $2000\text{--}2600$ м/с. В момент $t = 0,697$ мс (рисунок 12, а), когда волна горения переходит из камеры смешения в цилиндрический ствол, ее скорость на оси становится равной ~ 2000 м/с при температуре $2800\text{--}3000$ К. При распространении детонационной волны вдоль ствола скорость и температура постепенно падают (рисунок 12, б), уменьшаясь до значений $1600\text{--}1750$ м/с и $2500\text{--}2700$ К на выходе из сопла (рисунок 12, в), что объясняется расширением газа по мере приближения к выходу в атмосферу и особенно после выхода из сопла.



а) $t = 0,697$ мс (в предкамере); б) $t = 0,961$ мс (вдоль детонационной трубы);
в) $t = 1,916$ мс (на выходе из сопла) ($f = 20$ Гц)

Рисунок 12 - Поля температуры вдоль МИДУ в момент времени t

Сравнение показывает, что по результатам 3D моделирования процессы в МИДУ характеризуются бóльшими расчетными временами, чем по результатам 2D моделирования. Так, очаг горения возникает на 0,12 мс позже (примерно в 1,2 раза), детонационный режим и прохождение ствола МИДУ – на 0,242 мс (примерно в 1,35 раза), выход из сопла – на 0,544 мс (примерно в 1,28 раза).

Таким образом, с помощью вычислительных экспериментов изучены особенности смешения жидкого топлива с газообразным окислителем, воспламенения гетерогенных реагирующих смесей, инициирования детонации, реализующегося при классическом подходе – переходе горения в детонацию (в 2D и 3D приближениях). Показано, что осуществление ПГД возможно лишь при совместном использовании комбинаций приемов (нагрев стенок МИДУ, наличие препятствия в предкамере и обогащение смеси кислородом), что подтверждается экспериментальными результатами. Учитывая сложность подачи смеси с одинаковым соотношением воздуха и кислорода через все отверстия (от 16 до 22 в разных модификациях распылителя окислителя), а также существенное влияние особенностей распыления топлива, его смешения с окислителем и места поджига на инициирование детонации и место ПГД, применено численное моделирование, результаты которого позволили оптимизировать расположения устройства поджига, топливной форсунки и системы подачи окислителя для обеспечения устойчивого зажигания смеси в частотном режиме. Результаты численных расчётов параметров детонации и тяговых характеристик МИДУ находятся в разумном согласии с экспериментальными данными, приведенными в главах 3 и 4.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Основные научные результаты диссертации

Основными результатами диссертационного исследования, которые получены впервые, являются следующие:

1. Создан экспериментальный комплекс для исследования импульсной детонации гетерогенных смесей в малоразмерной импульсной детонационной установке с каналом субкритических размеров ($d = 20$ мм; $L = 500$ мм) – прототип импульсного детонационного двигателя. Комплекс оснащен современными быстродействующими датчиками, исполнительными механизмами и измерительными приборами, позволяющими осуществлять импульсный процесс горения с частотой до 120 Гц [2, 6].

2. Проведено численное моделирование физико-химических и газодинамических процессов, происходящих в предкамере и в канале субкритических размеров малоразмерной импульсной детонационной установки. Расчетная область учитывает отличительные конструктивные особенности экспериментальной установки и параметры течения компонентов смеси. Показано, что процессы распыления топлива и его смешения с окислителем оказывают существенное влияние на инициирование детонации и на место перехода горения в детонацию. Результаты численных расчетов находятся в соответствии с экспериментально полученными данными (расхождение с экспериментом для скорости волны горения $\leq 9\%$, для силы тяги $\leq 12\%$) [5].

3. Благодаря синергетическому эффекту совместного действия ряда физико-химических и геометрических факторов (нагрев стенок установки до $T_0 > 50^\circ\text{C}$, установление в предкамере профилированного препятствия, обогащение топливно-воздушной смеси кислородом до $[\text{O}_2/\text{воздух}] \geq 1,8$, эквивалентное отношение $\phi = 0,95\text{--}2,10$) в малоразмерной импульсной детонационной установке с каналом субкритических размеров ($d = 20$ мм, $L = 200$ мм) реализован импульсный режим детонации жидких топлив с частотой до 80 Гц. Обнаруженный синергетический эффект позволил сократить преддетонационное расстояние почти на 60% по сравнению с действием каждого из факторов, ускоряющих переход горения в детонацию, в отдельности [1, 10].

4. Получены зависимости динамики распространения волны горения в канале субкритических размеров и преддетонационного расстояния от соотношений «топливо–окислитель» и «кислород–воздух» в гептано-кислородно-воздушной смеси. Показано, что детонационная способность смеси и скорость волны зависят от соотношения компонентов топлива и окислителя. Наибольшее ускорение фронта пламени наблюдается в смесях околостехиометрического состава и в смесях, незначительно обогащенных топливом ($\phi = 0,95\text{--}1,20$; $[\text{O}_2/\text{воздух}] \geq 0,5$). В этом диапазоне значений ϕ и $[\text{O}_2/\text{воздух}]$ волна разгоняется до скоростей $D > 2000$ м/с и более [3, 7, 8, 14, 16, 17, 18, 19, 20, 22].

5. Изучено влияние скорости распространения волны (как горения, так и детонации), частоты рабочего процесса и геометрии выходного сопла на тяговые характеристики малоразмерной импульсной детонационной установки – прототипа импульсного детонационного двигателя. Показано, что изменение тяги соответствует изменению скорости волны. Установлены границы импульсного детонационного режима с частотой 50 Гц (установление препятствия-ускорителя, $[O_2/воздух] \geq 0,7$, $\phi = 0,90-1,20$, угол раствора сопла 15°), обеспечивающего оптимальный диапазон реактивной тяги, которая составляет 180–210 Н для гептана и 160–190 Н для авиационного керосина [4, 9, 11, 12, 13, 15, 21].

Рекомендации по практическому использованию результатов

Результаты диссертационного исследования могут быть использованы при конструировании и разработке реактивных двигателей для малоразмерных высокоскоростных летательных аппаратов. Разработанные методы измерения и диагностики могут быть использованы в дальнейших экспериментальных исследованиях детонационного режима в импульсных установках с другой геометрией. Результаты диссертационной работы также могут использоваться при чтении студентам соответствующих специальностей лекций по теории горения и взрыва и их приложениям.

Результаты диссертации используются в Научно-технологическом Центре им. Короля Абдулазиза (Национальный центр аэрокосмических технологий), г. Эр-Рияд, Саудовская Аравия (Акт внедрения б/н от 07.05.2018 г.) и в учебном процессе Белорусского государственного университета (Акт использования б/н от 21.12.2018 г.).

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ СОИСКАТЕЛЯ УЧЕНОЙ СТЕПЕНИ

Статьи в рецензируемых научных журналах

1. Скорость детонации в гептан-воздушных смесях, обогащенных кислородом, в малогабаритной трубе / М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, К.Л. Севрук, И.И. Чернухо // Тепло- и массоперенос–2013. – Минск: Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова НАН Беларуси, 2014. – С. 184–189.
2. Термодинамическая эффективность детонационного двигателя / Х. Альхусан, М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, И.И. Чернухо // Вес. Нац. акад. навук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2018. – Т. 63, № 1. – С. 93–100.
3. Скорость волны горения в пульсирующей детонационной установке, работающей на гептане и на реактивном топливе Jet A-1 / М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, И.И. Чернухо, Х. Альхусан // Горение и взрыв. – 2020. – Т. 13, № 2. – С. 75–79. DOI: 10.30826/CE20130208.
4. Детонационный режим при сжигании гептана и реактивного топлива Jet A-1 в малогабаритной камере длиной менее 0,5 м / М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, И.И. Чернухо, Х. Альхусан. // ИФЖ. – 2021. – Т. 94, № 5. – С. 1316–1319.
5. Ассад, М.С. Моделирование газодинамических процессов и смесеобразования в малогабаритной реактивной детонационной установке / М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, И.И. Чернухо, А.В. Тетерев, Х. Альхусан // Тепло- и массоперенос–2020. – Минск: ИТМО им. А.В. Лыкова НАН Беларуси. – 2021. – С. 13–20.
6. Assad, M.S. Symbiosis of deflagration and detonation in one jet system – a hybrid detonation engine / M.S. Assad, O.G. Penyazkov, I.I. Chernukho // Applied Energy – Elsevier. – 2022. – Vol. 322(2). – №1194744, DOI:10.1016/j.apenergy.2022.119474.
7. Ассад, М.С. Скорость детонации в смесях «жидкое топливо-окислитель» при $\phi \leq 1$ вдоль малоразмерной импульсной камеры сгорания / М.С. Ассад, И.И. Чернухо // Горение и взрыв. – 2023. – Т. 16, № 1. – С. 76–80. DOI: 10.30826/CE23160109.

Статьи в сборниках статей и материалов конференций

8. Assad, M.S. The influence of "heptane-air-oxygen" ratio on the initiation of detonation in a jet-type pulsed combustor / M.S. Assad, O.G. Penyazkov, I.I. Chernukho, K. Alhussan // NONEQUILIBRIUM PROCESSES IN PHYSICS AND CHEMISTRY. Edited by A.M. Starik and S.M. Frolov. Moscow, 2016. – Vol. 2. – P. 296–300.
9. Dependence of the thrust of a reactive pulsed detonation combustor on the nozzle geometry and oxygen content in a mixture / M.S. Assad, O.G. Penyazkov, I.I. Chernukho, K. Alhussan // Progress in detonation physics. Edited by G.D. Roy and S.M. Frolov. Moscow: Torus Press, 2016. – P. 93-98
10. Ассад, М.С. Влияние соотношения компонентов на инициирование детонации гептан-воздушно-кислородной смеси в пульсирующей установке

реактивного типа / М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, И.И. Чернухо // Горение и взрыв. – 2017. – Т. 10, № 2. – С. 59–62.

11. Temperature distribution along a pulse detonation combustor in a wide range of ratios between the oxygen-enriched heptane-air mixture components [Electronic resource] / M.S. Assad, O.G. Penyazkov, I.I. Chernuho, K. Alhussan // Proceedings of the 26th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems (ICDERS), Boston, MA, USA, July 30–August 4, 2017 / Boston University. – № 0905, P. 61–65. – Mode of access: <http://www.icders.org/ICDERS2017/abstracts/ICDERS2017-0905.pdf> – Date of access: 25.08.2023.

12. Ассад, М.С. Реактивная тяга пульсирующей детонационной установки при сжигании гептан-воздушных смесей, обогащенных кислородом / М.С. Ассад, О.Г. Пенязьков, И.И. Чернухо // Горение и взрыв. – 2018. – Т. 11, № 3. – С. 88–92.

13. Study of the thrust of a reactive-type pulsed detonation combustor operating on oxygen-enriched Jet A-1/ Air mixtures / K. Alhussan, Assad M.S., Penyazkov O.G., Chernuho I.I. // Advances in pulsed and continuous detonations. Edited by S.M. Frolov. Moscow: Torus Press, 2019. – P. 304–308. DOI: 10.30826/ICPCD201824.

14. Influence of the combustion wave velocity in a mixture on the thrust of a pulsed detonation combustor / / Assad M.S., Penyazkov O.G., Chernuho I.I., K. Alhussan // Proceedings of the 27th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems (ICDERS), Beijing, China, July 28–August 2, 2019. – № 161. – 2019.

15. Thrust characteristics of a reactive-type pulsed detonation combustor / Assad M.S., Penyazkov O.G., Chernuho I.I., K. Alhussan // Nonequilibrium processes. Edited by A.I. Lanshin and S.M. Frolov. Moscow: Torus Press, 2019. – Vol.2. – P. 277–279. DOI: 10.30826/NEPCAP2018-2-27.

16. Influence of the amount of oxygen added to a Jet A-1/ Air mixture on the pulse detonation combustor thrust / K. Alhussan, Assad M.S., Penyazkov O.G., Chernuho I.I. // 13th International Autumn Seminar on Propellants, Explosives and Pyrotechnics (13thIASPEP), October 13–16, 2019, Beijing, China. P. 271–273.

17. Горение реактивного топлива Jet A-1 с воздухом и кислородом в малогабаритной пульсирующей камере сгорания / Халед Альхусан, Ассад М.С., Пенязьков О.Г., Чернухо И.И. // VI Минский международный коллоквиум по физике ударных волн, горения и детонации: сб. докл., Минск 11–14 ноября 2019 г. / НАН Беларуси, Институт тепло- и массообмена имени А.В. Лыкова; редкол.: О. Г. Пенязьков и А. Д. Чорный. – Минск, 2019. – С. 200–201.

18. Influence of additional air on the detonation velocity in heptane/oxygen and Jet A-1/oxygen mixtures in a pulsing reactive type combustor / Assad M.S., Penyazkov O.G., Chernuho I.I., K. Alhussan // Nonquilibrium natural and technological processes. Edited by A.I. Lanshin and S.M. Frolov. Moscow: Torus Press, 2021. – P. 279–283. DOI: 10.30826/NEPCAP9B-28.

Тезисы докладов на научных конференциях

19. Влияние соотношения «топливо – окислитель» на скорость волны горения в гептан-воздушных смесях, обогащенных кислородом, в импульсной камере сгорания / Ассад М.С., Пенязьков О.Г., Чернухо И.И. // XV Минский междунар. Форум по тепло- и массообмену, 23–26 мая 2016 г. Том 2. – Минск, 2016. – С. 27–28.

20. Детонационный режим горения гептана в малогабаритной пульсирующей камере / Халед Альхусан, Ассад М.С., Пенязьков О.Г., Чернухо И.И. // V Минский международный коллоквиум по физике ударных волн, горения и детонации, 13–16 ноября 2017 г. – С. 192.

21. Реактивная тяга пульсирующей детонационной установки при сжигании гептан-воздушных смесей, обогащенных кислородом / Ассад М.С., Пенязьков О.Г., Чернухо И.И. // Горение топлива: теория, эксперимент, приложения: Сб. тезисов докладов X Всерос. конф. с междунар. участием, Новосибирск, 6-9 ноября 2018 г. – Новосибирск: Срочная полиграфия, 2018. – С. 14.

22. Динамика детонационной волны в смесях «жидкое топливо – окислитель» при $\phi \leq 1$ вдоль малоразмерной импульсной камеры сгорания / Ассад М.С., Чернухо И.И. // Неравновесные процессы, плазма, горение, атмосфера. – М.: Торус Пресс, 2022. С. 160–162.

РЕЗЮМЕ

Чернухо Иван Иванович

Импульсная детонация жидких топлив в малоразмерной установке реактивного типа

Ключевые слова: импульсно-детонационный двигатель, скорость волны горения, воспламенение, переход горения в детонацию, гетерогенная смесь, коэффициент избытка горючего, тяга, преддетонационное расстояние, частотный режим, управляемое детонационное горение жидких топлив.

Цель исследования: разработка методов инициирования детонации жидких топлив в частотном режиме в канале субкритических размеров, изучение физико-химических параметров и условий существования детонационного режима в смесях «жидкое топливо–кислород–воздух», а также установление их влияния на тяговые характеристики малоразмерной импульсной детонационной установки – прототипа малоразмерного импульсного детонационного двигателя.

Методы исследования: физический и численный эксперимент.

Полученные результаты и их новизна. Создан экспериментальный комплекс для исследования частотной детонации жидких топлив (гептан и авиационный керосин) в канале субкритических размеров ($d = 20$ мм; $L = 164$ и 500 мм) малоразмерной импульсной детонационной установки (общая длина установки 664 мм). Обнаружен синергетический эффект совместного действия ряда физико-химических и геометрических факторов, позволивший сократить преддетонационное расстояние почти на 60% по сравнению с действием каждого из факторов, ускоряющих переход горения в детонацию, в отдельности. Установлены границы импульсного детонационного режима с частотой 50 Гц, обеспечивающего оптимальный диапазон реактивной тяги. Получены зависимости скорости волны горения от соотношений «топливо–окислитель» и «кислород–воздух» в канале субкритических размеров в смесях «жидкое топливо–воздух–кислород».

Рекомендации по использованию. Результаты исследования могут использоваться при разработке моделей двигателя с пульсирующей детонацией в авиации и ракетной технике.

Область применения: физика горения и взрыва, двигателестроение.

Чарнуха Іван Івановіч

Імпульсная дэтанацыя вадкіх паліваў у малапамернай устаноўцы рэактыўнага тыпу

Ключавыя словы: імпульсна-дэтанацыйны рухавік, хуткасць хвалі гарэння, узгаранне, пераход гарэння ў дэтанацыю, гетэрагенная сумесь, каэфіцыент лішку гаручага, цяга, пераддэтанацыйная адлегласць, частотны рэжым, кіраванае дэтанацыйнае гарэнне вадкіх паліваў.

Мэта даследавання: распрацоўка метадаў ініцыявання дэтанацыі вадкіх паліваў у частотным рэжыме ў канале субкрытычных памераў, вывучэнне фізіка-хімічных параметраў і ўмоў існавання дэтанацыйнага рэжыму ў сумесях «вадкае паліва–кісларод–паветра», а таксама вызначэнне іх уплыву на цягавыя характарыстыкі малапамернай імпульснай дэтанацыйнай устаноўцы – прататыпа малапамернага імпульснага дэтанацыйнага рухавіка.

Метады даследавання: фізічны і вылічальны эксперымент.

Атрыманыя вынікі і іх навізна. Створаны эксперыментальны комплекс для даследавання частотнай дэтанацыі вадкіх паліваў (гептан і авіяцыйны керасін) у канале субкрытычных памераў ($d = 20$ мм; $L = 164$ і 500 мм) малапамернай імпульснай дэтанацыйнай устаноўцы (агульная даўжыня ўстаноўцы 664 мм) – прататыпа імпульснага дэтанацыйнага рухавіка. Знойдзены сінэргетычны эффект сумеснага дзеяння шэрагу фізіка-хімічных і геаметрычных фактараў у малапамернай імпульснай дэтанацыйнай ўстаноўцы з каналам субкрытычных памераў, які дазволіў скараціць пераддэтанацыйную адлегласць амаль на 60% у параўнанні з дзеяннем кожнага з фактараў, якія паскараюць пераход гарэння ў дэтанацыю, паасобку. Устаноўлены межы імпульснага дэтанацыйнага рэжыму з частатой 50 Гц, які забяспечвае аптымальны дыяпазон рэактыўнай цягі. Атрыманы залежнасці хуткасці хвалі гарэння ад суадносін «паліва–акісляльнік» і «кісларод–паветра» ў канале субкрытычных памераў у сумесях «вадкае паліва–паветра–кісларод».

Рэкамендацыі па выкарыстанні. Вынікі даследавання могуць выкарыстоўвацца пры распрацоўцы мадэляў рухавіка з пульсуючай дэтанацыяй у авіяцыі і ракетнай тэхніцы.

Галіна выкарыстання: фізіка гарэння і выбуху, вытворчасць рухавікоў.

ABSTRACT

Charnukha Ivan Ivanavich

Pulsed detonation of liquid fuels in a small-sized setup reactive type

Keywords: pulse detonation engine, combustion wave velocity, ignition, deflagration to detonation transition, heterogeneous mixture, fuel-oxidizer ratio, thrust, distance of deflagration to detonation transition, frequency mode, controlled detonation combustion of liquid fuels.

Purpose of investigation: development of methods of initiation of detonation of liquid fuels in the frequency mode in a channel of subcritical dimensions, study of physicochemical parameters and conditions for the existence of a detonation mode in mixtures of «liquid fuel–oxygen–air», as well as establishing their influence on the thrust of a small-sized pulsed detonation installation –the model of a small-sized pulsed detonation engine.

Methods of investigation: physical and numerical experiment.

Results obtained and their novelty. Has been created experimental complex to study the frequency detonation of liquid fuels (heptane and aviation kerosene) in a channel of subcritical dimensions ($d = 20$ mm; $L = 164$ and 500 mm) of a small-sized pulsed detonation setup (total length of the setup is 664 mm). It has been established, that synergistic effect of the combined action of a number of physicochemical and geometric factors, which made it possible to reduce the pre-detonation distance by almost 60% compared with the action of each of the factors accelerating the deflagration to detonation transition separately. The boundaries of the pulsed detonation mode with a frequency of 50 Hz were found which provides an optimal range of reactive thrust. The dependences of the wave velocity on the «fuel–oxidizer» and «oxygen–air» ratios were obtained in a channel of subcritical dimensions in mixtures of «liquid fuel–air–oxygen».

Recommendations for use. The results obtained can be used for development of pulse detonation engine models in aviation and rocket technology.

Application field: combustion and explosion physics, propulsion engineering.



Научное издание

Чернухо Иван Иванович

ИМПУЛЬСНАЯ ДЕТОНАЦИЯ ЖИДКИХ ТОПЛИВ
В МАЛОРАЗМЕРНОЙ УСТАНОВКЕ РЕАКТИВНОГО ТИПА

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

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Подписано в печать 20.11.2023.
Формат 60×84 1/16. Бумага офисная.
Гарнитура Times New Roman.
Усл. печ. л. 1,74. Уч.-изд. л. 1,69.
Тираж 80 экз. Заказ 27.

Издатель и полиграфическое исполнение:
Институт тепло- и массообмена имени А. В. Лыкова НАН Беларуси.
Свидетельство о государственной регистрации издателя,
изготовителя, распространителя печатных изданий
№ 1/275 от 04.04.2014.
ЛП № 02330/451 от 18.12.2013.
ул. П. Бровки, 15, 220072, г. Минск