

ЗАНГИЕВ Алан Эльбрусович

**Математическое моделирование рабочего процесса в прямоточных
детонационных двигателях**

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

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Федеральном исследовательском центре химической физики им. Н.Н. Семёнова Российской академии наук

Научный руководитель: **Иванов Владислав Сергеевич**
доктор физико-математических наук
Федеральный исследовательский центр
химической физики им. Н.Н. Семёнова
Российской академии наук
ведущий научный сотрудник

Официальные оппоненты: **Быковский Федор Афанасьевич**
доктор технических наук
Институт гидродинамики им. М.А Лаврентьева
Сибирского отделения Российской академии
наук
главный научный сотрудник

Арефьев Константин Юрьевич
доктор технических наук
Центральный институт авиационного
моторостроения им. П.И. Баранова
директор исследовательского центра

Ведущая организация: Национальный исследовательский ядерный университет «МИФИ»

Защита состоится 15 ноября 2023 года в 11 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.1.243.02 при Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Федеральном исследовательском центре химической физики им. Н.Н. Семёнова Российской академии наук по адресу: 119991 Москва, ул. Косыгина, 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного учреждения науки Федерального исследовательского центра химической физики им. Н.Н. Семёнова Российской академии наук.

Автореферат разослан 15 сентября 2023 года.

Автореферат размещен на сайте Высшей аттестационной комиссии Министерства образования и науки Российской Федерации 06 сентября 2023 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.1.243.02
кандидат физико-математических наук

Сарвадий С.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время энергоэффективность силовых установок с традиционными камерами сгорания (КС) на медленном горении практически достигла своего максимума, а дальнейшее повышение характеристик требует привлечения значительных капитальных вложений. В связи с этим сильно возрос интерес к использованию новых принципов организации горения, в том числе детонационного. Использование импульсно–детонационных двигателей (ИДД) и непрерывно–детонационных двигателей (НДД) рассматривается сегодня как один из возможных путей повышения энергоэффективности ракетных, прямоточных и газотурбинных двигателей. Активно ведется разработка вычислительных методов, позволяющих существенно сократить затраты при проектировании экспериментальных образцов силовых установок с детонационными КС и определить области применения таких КС в новой технике. Также ведется большое количество экспериментальных работ по решению фундаментальных и прикладных проблем, возникающих при создании ИДД и НДД.

Цель и задачи исследования. Основная цель исследования – найти способы организации эффективного рабочего процесса в прямоточных воздушно реактивных импульсно–детонационных и непрерывно–детонационных двигателях.

Для достижения поставленной цели было необходимо решить следующие задачи:

1. Провести многомерные газодинамические расчеты внутренних и внешних течений в перспективных прямоточных воздушно–реактивных детонационных двигателях с учетом вкладов фронтальных и объемных химических превращений для описания переходных процессов горения и детонации.

2. На основе многовариантных численных расчетов разработать облик макета-демонстратора прямоточного воздушно–реактивного импульсно–детонационного двигателя на жидком углеводородном горючем для условий дозвукового полета и провести его стендовые и бросковые полетные испытания.

3. Используя результаты многовариантных численных расчетов, разработать облик макета–демонстратора прямоточного воздушно–реактивного непрерывно-детонационного двигателя на водороде для условий сверхзвукового полета и провести его стендовые испытания.

Научная новизна. В диссертации получены следующие новые научные результаты:

1. Впервые на основе многовариантных численных расчетов разработан макет–демонстратор прямоточного воздушно–реактивного импульсно-детонационного двигателя на жидком горючем, который испытан как на экспериментальном стенде, так и в условиях реального дозвукового полета в составе беспилотного летательного аппарата.

2. Разработанный на основе многовариантных численных расчетов компактный демонстратор прямоточного воздушно–реактивного непрерывно-детонационного двигателя на водороде впервые испытан в условиях обдува сверхзвуковым воздушным потоком.

3. Впервые доказана возможность применения НДД при низких скоростях сверхзвукового набегающего воздушного потока (ниже $M = 1.5$), недостижимых при использовании прямоточных воздушно–реактивных двигателей на медленном горении.

Теоретическая и практическая значимость работы. Созданы научные основы проектирования прямоточных воздушно-реактивных двигателей нового поколения с детонационным циклом сжигания топлива. Такие двигатели обладают новыми характеристиками, недостижимыми при использовании классических схем организации рабочего процесса. Разработанные методы физико-математического моделирования рабочего процесса с учетом вкладов фронтальных и объемных химических превращений можно использовать при проектировании и оптимизации как существующих, так и перспективных воздушно-реактивных двигателей. Созданные в работе макеты-демонстраторы прямоточных воздушно-реактивных двигателей могут быть использованы в качестве прототипов при проведении дальнейших НИОКР и ОКР предприятиями промышленности. Результаты работы

стали основой широкой научно–технической кооперации с предприятиями промышленности АО «УЗГА», ОКБ им. А. Люльки, АО «Климов», ГНЦ ФГУП «ЦИАМ им П.И. Баранова, ЦАГИ, ПАО ТМКБ «Союз», ИТПМ СО РАН и др. организациями АО «ОДК» и АО «КТРВ».

Методы исследования. Используемая в диссертации физико–математическая модель основана на фундаментальных уравнениях сохранения массы, количества движения и энергии для нестационарного, многомерного, многофазного, сжимаемого, турбулентного реагирующего течения. Уравнения дополнены апробированными подсеточными моделями химических превращений, основанными на методе явного выделения фронта пламени для фронтального режима горения (ламинарное и турбулентное пламя) и методе Монте–Карло для описания объемных реакций (предпламенное самовоспламенение, детонация). Для экспериментального исследования ИДД и НДД используются уникальные экспериментальные стенды и демонстрационные образцы двигателей с оригинальной системой регистрации рабочего процесса, основанной на использовании ионизационных зондов и датчиков пульсаций давления.

Положения, выносимые на защиту.

1. Учет вкладов фронтальных и объемных химических превращений позволяет моделировать переходные процессы горения и детонации в прямооточных воздушно-реактивных детонационных двигателях.

2. Возможно создание энергоэффективного дозвукового прямооточного воздушно-реактивного импульсно-детонационного двигателя простой конструкции.

3. Возможно создание малоразмерного эффективного прямооточного воздушно-реактивного непрерывно-детонационного двигателя с положительной эффективной тягой при скорости набегающего потока с числами Маха от 1.5 до 2.5.

Степень достоверности полученных результатов. Результаты физико–математического моделирования проверены путем прямого сравнения расчетных и экспериментальных данных, в том числе полученных в исследованиях, представленных в диссертации. Результаты экспериментальных исследований

подтверждены использованием апробированных методов регистрации рабочего процесса и характеристик двигателей.

Личный вклад автора. Соискатель принимал непосредственное участие в постановке задач, настройке и проведении расчетов, обработке и анализе результатов, оптимизации обливок двигателей и разработке их экспериментальных образцов, проведения испытаний, обработке и анализе экспериментальных данных, написании статей и подготовке публикаций.

Апробация работы. Ключевые результаты диссертационной работы докладывались на: ежегодных конференциях Отдела горения и взрыва ФИЦ ХФ РАН (г. Москва, Россия 2012 – 2018); ежегодных научных сессиях НИЯУ МИФИ (г. Москва, Россия 2012–2015); Международных коллоквиумах по импульсной и непрерывной детонации ICPCD (г. Будва, Республика Черногория 2012; г. Пушкин, Россия 2014; г. Санкт – Петербург, Россия 2016, 2018); Международном семинаре по горению и взрыву COMBEX (г. Рамзау, Австрия 2013); Международных коллоквиумах по физике ударных волн, горения и детонации (г. Минск, Беларусь 2013, 2015).

Публикации. По материалам диссертации опубликовано 7 печатных работ. Статей, опубликованных в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК – 6.

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, формулировки основных результатов и выводов, списка сокращений и списка цитируемой литературы. Работа изложена на 135 страницах и содержит 69 рисунков, 17 таблиц и библиографию из 152 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, определены основные цели и задачи работы и используемые методы исследования. Коротко описаны основные научные результаты, их научная новизна и приведены основные положения, выносимые на защиту.

В первой главе приведен анализ отечественной и зарубежной литературы по организации управляемой детонации газообразных и жидких горючих в трубах и кольцевых камерах сгорания, а также по численным методикам расчета импульсной и непрерывной детонации. К настоящему времени, несмотря на детальные исследования принципов организации рабочего процесса в ИДД, сведений о практическом применении ИДД в литературе нет, однако имеются реальные возможности создания ИДД с быстрым переходом горения в детонацию (ПГД) на любой топливной паре вплоть до топливно-воздушной смеси (ТВС) метана. Достаточно хорошо известны структура течения, условия существования и основные свойства непрерывной детонации в кольцевых камерах сгорания. Проведен анализ геометрических и физико-химических параметров, определяющих непрерывную детонацию топливно-кислородных смесей (с газообразными, жидкими и твердыми горючими) и ТВС водорода и углеводородов вплоть до керосина. Выполнены экспериментальные исследования непрерывной детонации в плоскорадиальных камерах сгорания диаметром от 20 мм до 500 мм с истечением продуктов к периферии и к центру КС. Представлены сведения о физико-математических моделях горения для исследования процессов ПГД, стационарного распространения детонации, смешения, формирования и распространения непрерывно-детонационного рабочего процесса в кольцевых КС.

Во второй главе дано описание физико-математической модели многофазного турбулентного реагирующего течения. Течение вязкого сжимаемого газа описывается усредненными по Рейнольдсу трехмерными нестационарными уравнениями Навье–Стокса, энергии и неразрывности химических компонентов многокомпонентной смеси с источниками, описывающими химические превращения и межфазное взаимодействие. Турбулентные потоки вещества, количества движения и энергии моделируются с помощью стандартной $k-\epsilon$ модели турбулентности для сжимаемых течений. Для моделирования фронтального турбулентного горения используется метод явного выделения фронта пламени. Для расчета вкладов объемных реакций в химические источники применяется метод частиц (метод Монте-Карло), в котором при расчете скорости химических реакций

в турбулентном потоке учитываются влияние турбулентных пульсаций температуры и концентрации реагентов на среднюю скорость химических превращений. Уравнения математической модели замыкаются калорическим и термическим уравнениями состояния смеси идеальных газов с переменной теплоемкостью, а также начальными и граничными условиями. Все теплофизические параметры газа считаются переменными. Течение дисперсной фазы описывается методом лагранжевых квазичастиц.

Численное решение определяющих уравнений задачи проводится с использованием сопряженного алгоритма “метод SIMPLE – метод частиц”. Химические источниковые члены рассчитываются по неявной схеме с внутренним шагом интегрирования по времени. Для моделирования окисления водорода применяется проверенная одноступенчатая глобальная кинетика с предэкспоненциальным множителем, который является функцией давления и энергии активации, зависящей от коэффициента избытка горючего. Моделирование задержек самовоспламенения в воздушных смесях пропана проводится с помощью глобального кинетического механизма, состоящего из 5 прямых и обратных реакций. Для расчета распространения турбулентного пламени в смеси воздуха с авиационным жидким топливом используется база данных по свойствам ламинарного пламени в смесях суррогата жидкого горючего с воздухом при разных начальных температурах, давлениях и коэффициентах избытка горючего. Самовоспламенение таких смесей рассчитывается по модельной кинетике низко- и высокотемпературного самовоспламенения суррогата. В качестве суррогата жидкого горючего выступает смесь девяти нормальных алканов.

В третьей главе на основе результатов проведенного моделирования, разработана и оптимизирована экспериментальная модель ИДД на жидком горючем для дозвукового полета. Численная оптимизация конструкции ИДД проводится в задачах смешения газового/жидкого топлива с воздухом, зажигания смеси и повышения уровня турбулентности по тракту для ИДД для обеспечения быстрого ПГД.

В результате последующих экспериментальных исследований рабочего процесса в ИДД определены пути доработки конструкции, в том числе для испытаний в составе полетной модели. В ходе экспериментов были отработаны различные способы зажигания и пути повышения уровня турбулентности на участке ускорения пламени, исследовано влияние доступных активных добавок к жидкому горючему, позволяющих сократить преддетонационное расстояние. Кроме того, проведена серия экспериментов с изменением скорости набегающего воздушного потока в широком диапазоне значений, что позволило подтвердить полученные в расчетах закономерности, определить параметры рабочих режимов ИДД, а также выбрать наилучшую компоновку ИДД. Все это позволило впервые в мире провести бросковые полетные испытания беспилотного летательного аппарата с силовой установкой на основе дозвукового прямооточного воздушно-реактивного ИДД.

На рисунке 1 представлены облик и фотография экспериментального образца ИДД для дозвукового полета. ИДД модульной конструкции состоит из воздухозаборного устройства (ВЗУ) с обратным клапаном (ОК), системы подачи топлива, системы форкамерного зажигания (форкамера расположена под ВЗУ), КС с присоединенной детонационной трубой и выходного сопла.

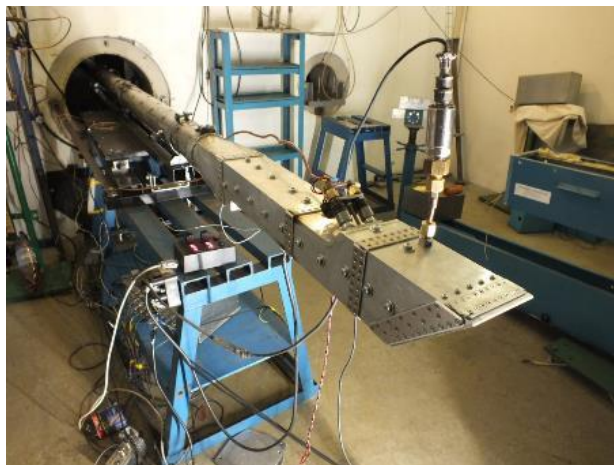
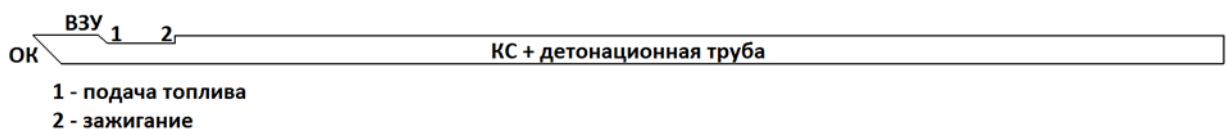


Рисунок 1. Расчетная схема и экспериментальный образец дозвукового ИДД

Облик ИДД получен с использованием результатов многовариантных параметрических многомерных численных расчетов нестационарного периодического рабочего процесса в ИДД в условиях дозвукового полета.

На рисунке 2 показан пример трёхмерного расчёта рабочего процесса в воздушно-реактивном ИДД на жидком горючем с форкамерным зажиганием.

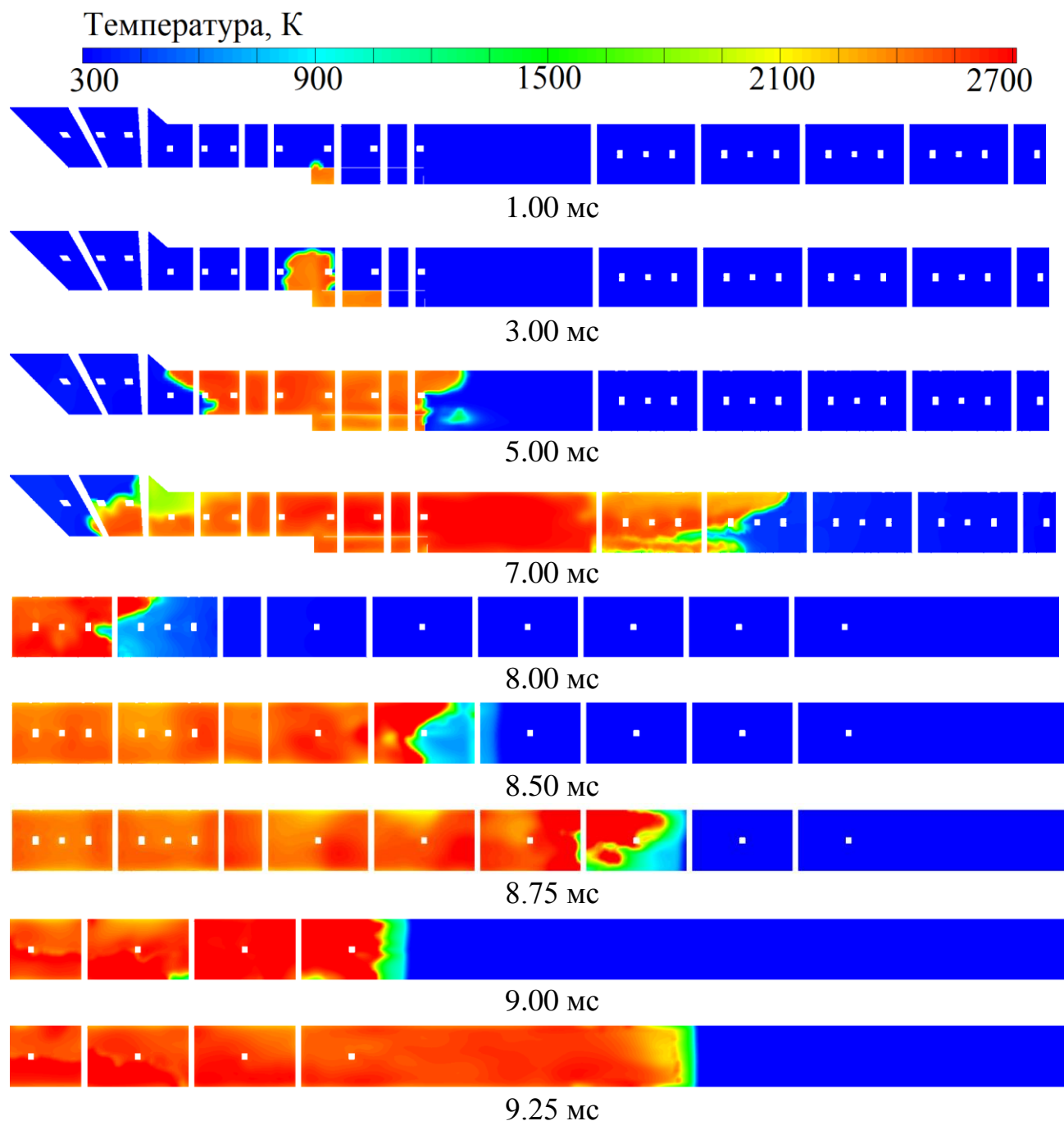


Рисунок 2. Расчетные поля температуры в тракте ИДД в разные моменты одного рабочего цикла

Зажигание в форкамере (1.00 мс) сопровождается выходом форкамерной струи в тракт двигателя (3 мс), ускорением турбулентного пламени (5.00-8.50 мс), ПГД (8.75 мс) и распространением детонации по тракту ИДД с установившейся скоростью около 1600 м/с (9.00-9.25 мс).

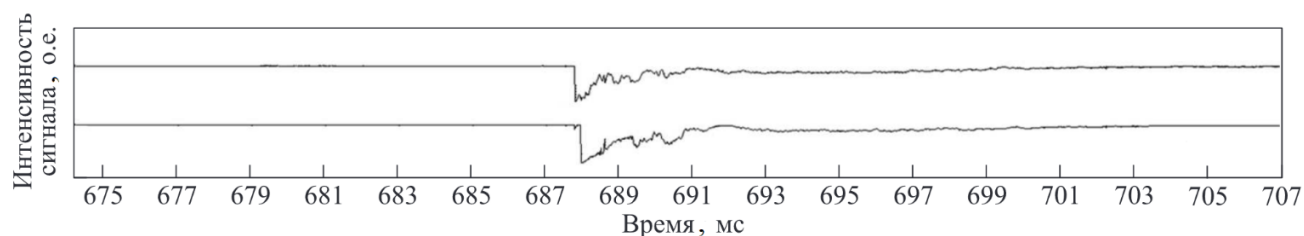
По результатам расчетов спроектирован и изготовлен экспериментальный образец ИДД, который испытан на стендах с присоединенным воздухопроводом и свободным воздушным потоком. Испытания включают отработку различных способов зажигания и повышения уровня турбулентности на участке ускорения пламени, применение доступных активных добавок к жидкому горючему, позволяющих сократить длину ПГД, а также подбор конструкционных материалов для уменьшения массогабаритных характеристик ИДД. Скорость набегающего потока в испытаниях с присоединенным воздухопроводом варьируется от 20 м/с до 100 м/с, а в испытаниях с обдувом свободным воздушным потоком - до 270 м/с. Максимальная рабочая частота ИДД составляет 15 Гц. На основе испытаний создана карта рабочих режимов ИДД.

Наличие детонации в экспериментальном образце ИДД определяется по двум ионизационным зондам, установленным в гладкой секции ИДД на расстоянии 330 мм друг от друга. Показания ионизационных зондов также используются для подсчета степени заполнения трубы горючей смесью и скорости распространения детонационного фронта. На рисунке 3а показан пример записей ионизационных зондов для рабочего процесса с частотой 4 Гц и скорости детонации около 1800 м/с.

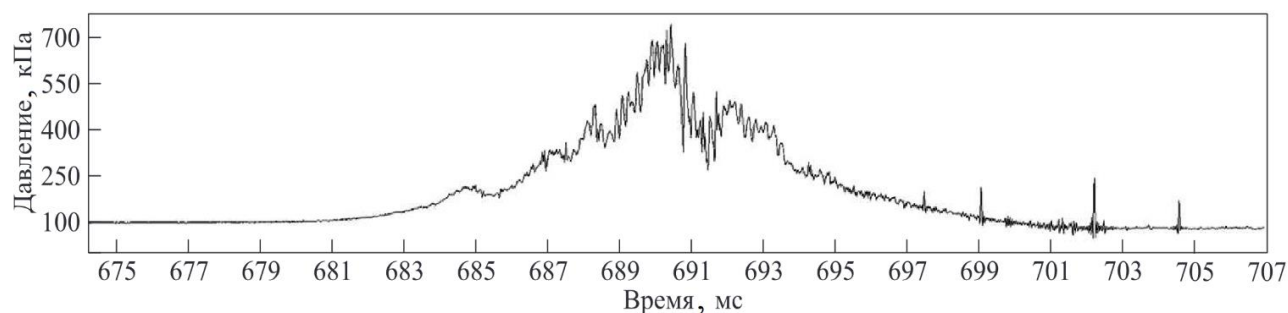
Кроме измерений скорости детонации в огневых испытаниях измеряется давление в КС ИДД в окрестности обратного клапана и создаваемая тяга. Для измерений тяги используется специально разработанный тяговый стол. На рисунке 3б представлена зависимость давления на клапане от времени в одиночном импульсе при частоте работы ИДД, равной 4 Гц. Максимальное значение давления на стенке поверхности клапана составляет 600-700 кПа. Оно достигается после выхода детонационной волны из сопла ИДД (см. рисунок 3а). Продолжительность сигнала избыточного давления составляет около 17 мс.

На рисунке 4 показан пример записи датчика тяги в 10 циклах огневого испытания ИДД при рабочей частоте 14 Гц. На записи наблюдаются колебания с амплитудой до 100 Н. Средняя тяга определяется путем интегрирования зависимости тяги от времени за интервал времени не менее 10 с и количестве импульсов не менее 50.

На основе результатов испытаний модифицировать конструкцию ИДД была модифицирована с целью улучшения тяговых характеристик. На рисунке 5 показана трехмерная модель ИДД доработанной конструкции для последующих полетных испытаний в составе летательного аппарата. В доработанной конструкции форкамера перемещена внутрь тракта ИДД. На рисунках 6а и 6б



а



б

Рисунок 3. Примеры записи в одиночном импульсе тяги, при рабочей частоте, равной 4 Гц: а - ионизационных зондов; б - давления на обратном клапане ИДД

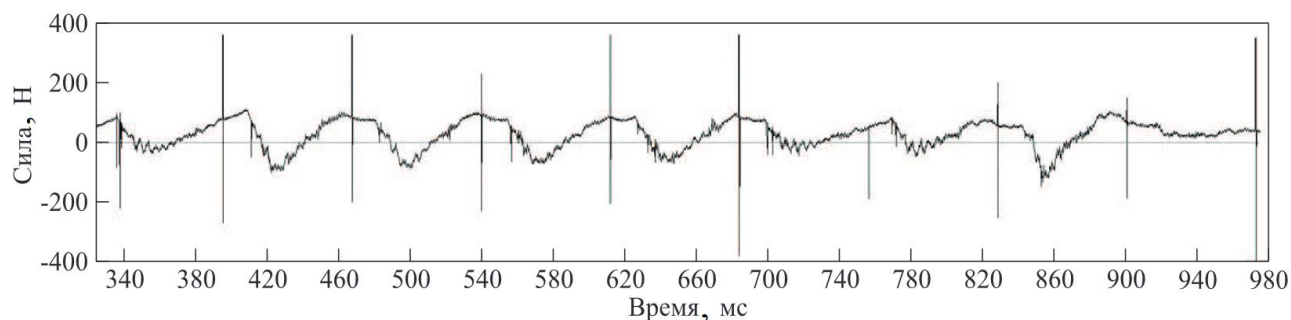


Рисунок 4. Пример записи тяги ИДД в 10 циклах при частоте, равной 14 Гц

показаны фотографии беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в однотрубной и двухтрубной конфигурации, установленного и подготовленного к броску с катапульты. На рисунках 7а и 7б показаны кадры видеосъемки БПЛА в полете.

В бросковых испытаниях зарегистрирован набор скорости и высоты БПЛА с ИДД, что свидетельствует о наличии положительной эффективной тяги (см. рисунок 8).

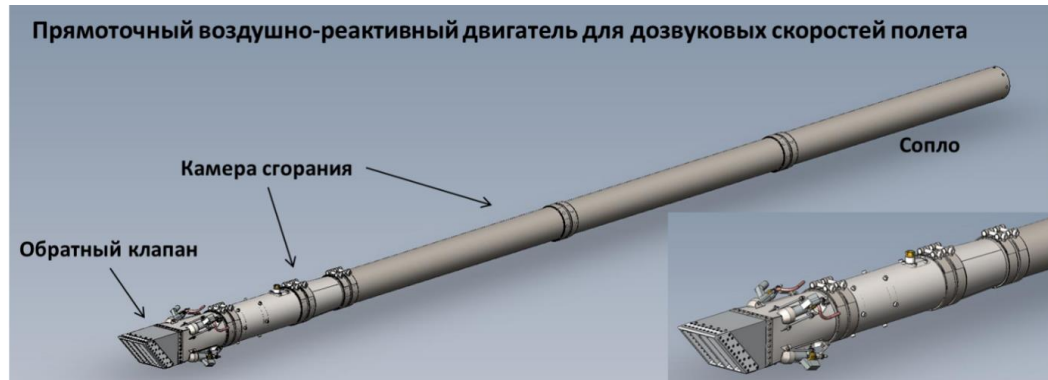


Рисунок 5. Модель модифицированного экспериментального образца ИДД



а



б

Рисунок 6. БПЛА на катапульте: а – конфигурация с однотрубным ИДД; б – конфигурация с двухтрубным ИДД



Рисунок 7. Кадры из видеосъемки бросковых испытаний БПЛА с ИДД

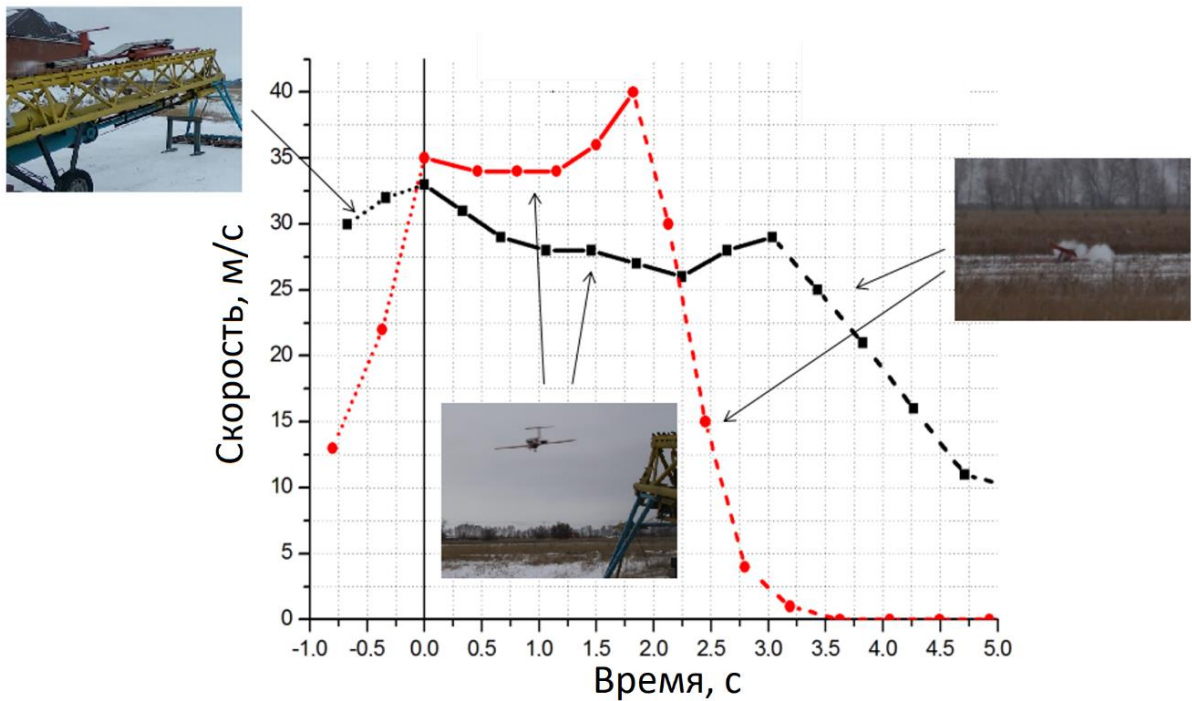


Рисунок 8. Экспериментальная зависимость скорости полета БПЛА от времени в конфигурации с одним ИДД (черная кривая); с двумя ИДД (красная кривая). Активная фаза полета начинается с момента включения двигателя: 2.25 с (черная кривая); 1.25 с (красная кривая)

В четвертой главе рассматривается другой тип воздушно-реактивного детонационного двигателя – НДД – и приводятся результаты расчетно-экспериментальных исследований рабочего процесса.

Основная проблема создания воздушно-реактивного НДД для низких чисел Маха полета – низкое отношение давления торможения в набегающем потоке воздуха к давлению в КС. Так, для числа Маха полета $M = 5$ отношение давления торможения P_0 к статическому давлению $P_{ст}$ составляет 530, а для числа Маха полета $M = 2$ это отношение равно 8, т.е. с уменьшением M условия для повышения давления в КС за счет торможения потока значительно ухудшаются. Первые же расчеты для одноконтурной конфигурация НДД с ВЗУ и расширяющейся КС для числа Маха полета $M = 2$ показывают, что при сохранении рабочего процесса с одной детонационной волной происходит значительное нарушение работы ВЗУ с выбиванием прямого скачка уплотнения и потерей значительного расхода воздуха и эффективности двигателя.

На рисунке 9 показан облик двухконтурного НДД. Как и в случае ИДД, этот

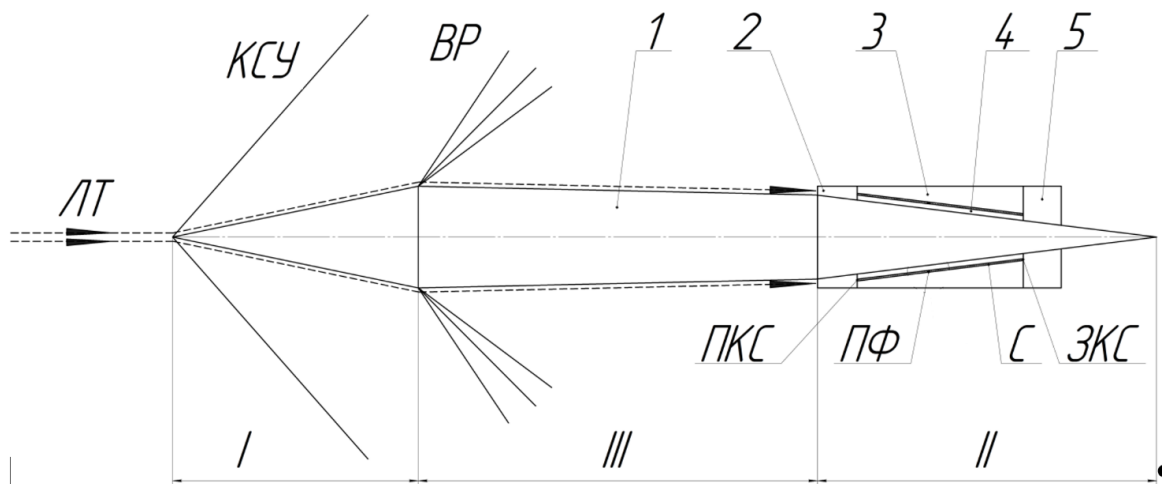


Рисунок 9. Принципиальная схема НДД с ВЗУ без внешнего сжатия. Цифрами обозначены: 1 – центральное тело, состоящее из трех частей, т.е. I – переднего конуса, II – заднего конуса, III – промежуточного участка; 2 – сверхзвуковой воздухозаборник; 3 – кольцевая КС; 4 – газодинамический изолятор; 5 – кольцевое сопло. Обозначения: ЛТ – линии тока; КСУ – косой скачок уплотнения; ВР – веер разрежения; ПКС – передняя кромка стенки; ПФ – пояс форсунок; С – стенка; ЗКС – задняя кромка стенки

облик разработан на основе многовариантных параметрических поисковых расчетов.

Двигатель состоит из сверхзвукового воздухозаборника 2, центрального тела 1, кольцевой камеры сгорания 3 с поясом форсунок подачи горючего (ПФ) и кольцевого сопла 5. Центральное тело 1 имеет дополнительный участок III, расположенный между передним I и задним конусами II и выполненный в виде усеченного конуса, причём его меньшее основание обращено к заднему конусу (II) центрального тела 1. Сверхзвуковой воздухозаборник 2 сообщается с кольцевой камерой сгорания 3 и с газодинамическим изолятором 4. Изолятор 4 выполнен в виде обводного канала и расположен между кольцевой камерой сгорания 3 и внешней стенкой заднего конуса II центрального тела 1, причём передняя кромка (ПКС) стенки С, отделяющей кольцевую камеру сгорания 3 от газодинамического изолятора 4, смещена вглубь сверхзвукового воздухозаборника 2, а задняя кромка (ЗКС) смещена вглубь кольцевого сопла 5. Максимальный диаметр переднего конуса и внешней стенки КС совпадают, т.е. КС не увеличивает минимальное сечение силовой установки. Сверхзвуковой воздухозаборник может быть выполнен по схеме внутреннего сжатия за счёт профилирования его внутреннего тракта или по схеме сжатия в присоединенных косых скачках уплотнения, что позволяет расширить диапазон его устойчивой работы при числах Маха $M > 2.5$. Пояс форсунок подачи водорода в КС расположен на таком удалении от входного сечения КС, при котором непрерывно–детонационное горение в КС не приводит к вытеснению смеси топлива и воздуха, а также горячих продуктов детонации из КС через ее входное сечение. Задний конус осесимметричного центрального тела может быть усеченным и иметь форму прямого конуса или конуса с профилированной боковой поверхностью. Кольцевое сопло выполнено в виде расширяющегося кольцевого канала, чтобы обеспечить полное расширение продуктов детонации, поступающих из КС, и потока воздуха, поступающего из газодинамического изолятора, до атмосферного давления без скачков уплотнения.

Для ускорения поисковых расчетов рассматривается внутреннее и внешнее обтекание НДД безграничным набегающим потоком предварительно перемешанной стехиометрической водородно-воздушной смеси с числами Маха от 1.1 до 2.7 на уровне моря. Значения площадей входных сечений в тракте НДД, КС и обводного канала должны обеспечить устойчивое непрерывно-детонационное горение водорода как минимум с одной детонационной волной, а также устойчивую работу ВЗУ без выбитого прямого скачка для числа Маха набегающего воздушного потока $M = 2$. Площади выходных сечений имеют значения, при которых, происходит полное расширение продуктов детонации и воздуха, протекающего через обводной канал, до атмосферного давления.

На рисунке 10 показан пример расчетного мгновенного поля статического давления в продольном сечении НДД, а также на поверхностях КС. Отчетливо видна зона высокого давления, соответствующая спиновой детонации.

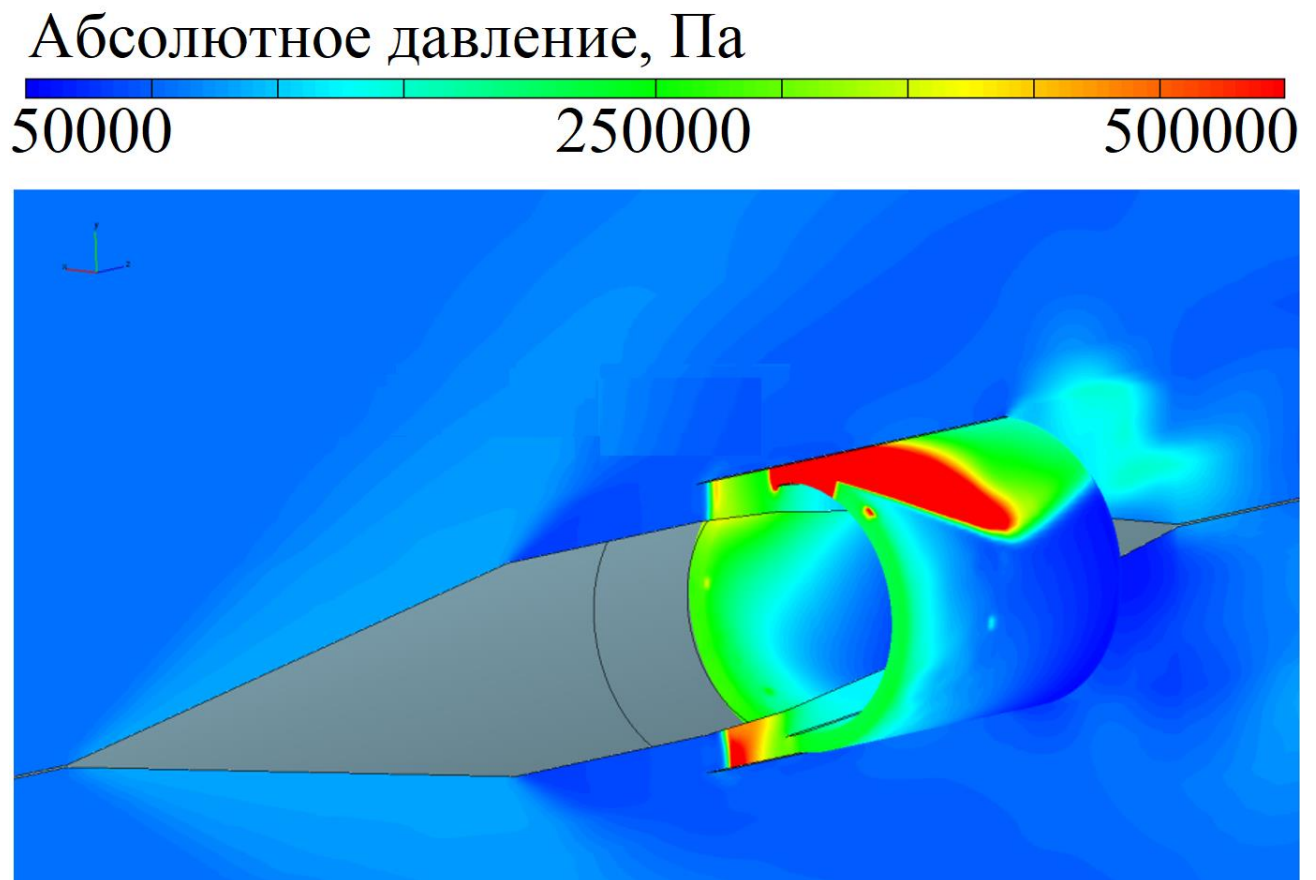


Рисунок 10. Расчетное мгновенное распределение статического давления в продольном сечении НДД и на поверхностях НДКС

Набегающий сверхзвуковой воздушный поток сначала частично тормозится в косых скачках уплотнения и в пристеночном пограничном слое, а затем ускоряется в веере волн разрежения с частичным восстановлением параметров и поступает в НДД в слабо заторможенном виде. При этом одна часть воздуха направляется в кольцевую НДКС для формирования детонационноспособной смеси топлива и воздуха на таком удалении от входного сечения НДКС, чтобы непрерывно-детонационное горение в НДКС не приводило к вытеснению смеси топлива и воздуха, а также горячих продуктов детонации из НДКС через ее входное сечение. Другая часть, включающая пристеночный пограничный слой, направляется в обход НДКС, чтобы обеспечить охлаждение стенок НДКС и предотвратить газодинамическое влияние непрерывно-детонационного горения смеси топлива и воздуха в НДКС на течение слабо заторможенного сверхзвукового воздушного потока на входе в НДД.

На рисунке 11 представлена расчетная зависимость эффективной тяги от числа Маха полета в диапазоне значений $M = 1.1 - 2.7$. Видно, что максимальное значение эффективной тяги достигается при числе $M = 2$. Причина этого заключается в том, что конфигурация НДКС изначально проектировалась под такую скорость полета. Именно для скорости полета $M = 2$ вычислены площади

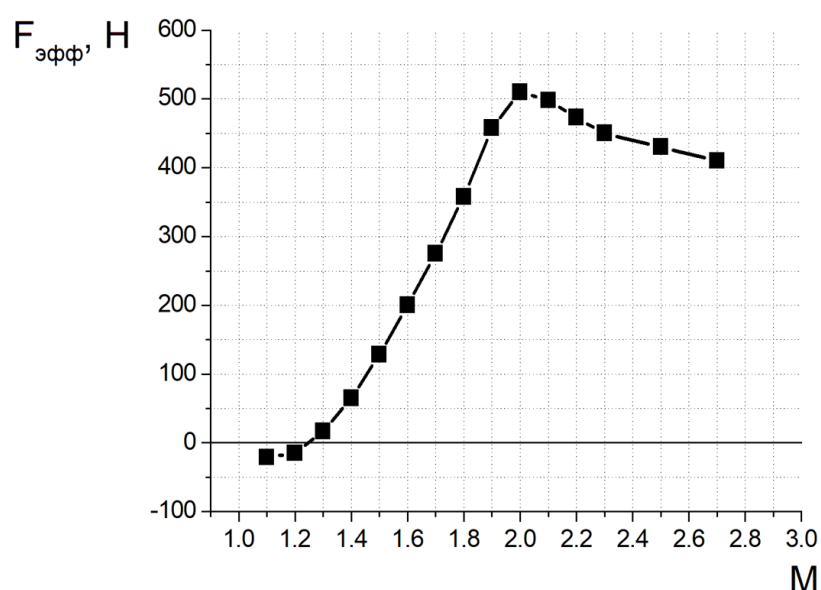


Рисунок 11. Расчетная зависимость эффективной тяги $F_{эфф}$ НДД от числа Маха M набегающего воздушного потока

выходных сечений НДКС и обводного канала, обеспечивающие полное или почти полное расширение продуктов детонации и газа, проходящего через обводной канал НДД. Уменьшение числа Маха полета приводит к перерасширению газа на выходе из двигателя, а увеличение – к недорасширению и к снижению эффективности силовой установки. При числе Маха полета 2.7 и выше в НДКС происходит срыв непрерывно–детонационного рабочего процесса, связанный с увеличением высоты детонационной волны до значения, близкого к длине НДКС. После срыва рабочего процесса продукты детонации полностью выходят из НДКС. При этом не наблюдается ни остаточного диффузионного горения, ни предельного продольно–пульсирующего непрерывно–детонационного рабочего процесса. Для расширения верхней границы устойчивой работы НДД по числу Маха полета требуется увеличить длину НДКС или предусмотреть дополнительное торможение воздушного потока на входе в проточный тракт НДКС.

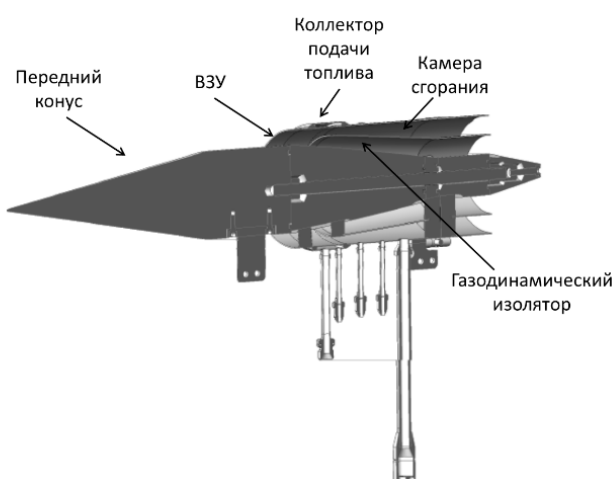
Расчеты показывают, что НДД рассматриваемой схемы может обладать удельным импульсом (по горючему) выше 2500 с, причем эффективная тяга положительна. Последнее означает, что летательный аппарат, оборудованный таким НДД с непрерывно–детонационным горением, может осуществлять автономный сверхзвуковой полет, начиная с числа Маха, превышающего 1.3, что значительно меньше, чем у традиционных прямоточных двигателей с диффузионным горением топлива.

В соответствии с разработанным на основе трехмерных численных расчетов обликом НДД был сконструирован экспериментальный образец двигателя диаметром 120 мм и длиной 660 мм. На рисунках 12а и 12б показаны изображения трехмерной модели и экспериментальный образец этого НДД. Конструкция выполнена из нержавеющей стали. Передний конус является несущей деталью конструкции, на которую через центральную шпильку крепятся элементы КС. Стенки КС и газодинамического изолятора выполнены из нержавеющей стали толщиной 1 мм и крепятся к центральному телу с использованием трех пилонов в передней и задней части конструкции. Горючее подается в КС через 120 отверстий диаметром 0.8 мм. Расчетное давление подачи горючего – до 30 атм. Для измерения

параметров рабочего процесса в КС НДД на внешней стенке КС предусмотрены трубки с резьбовым соединением, которые могут использоваться для подключения датчиков статического давления и пульсаций давления.

Для инициирования непрерывно–детонационного рабочего процесса используется детонатор, работающий на водородно–кислородной смеси и состоящий из КС, в которую поступают компоненты смеси, и детонационной трубки, обеспечивающей переход горения в детонацию и перепуск детонации в КС.

Испытания этого образца НДД проведены при обдуве свободным воздушным потоком с числом Маха $M = 1.5, 2.0$ и 2.5 . На данной схеме НДД экспериментально впервые доказана возможность снижения минимальной скорости автономного полета прямоточного НДД до $M \leq 1.5$, что недостижимо для прямоточных силовых установок на медленном горении. Возможность снижения числа Маха полета до $M = 1.5$ связана с комбинацией новых элементов, заложенных в проект НДД.



а



б

Рисунок 12. Образец прямоточного НДД: а – трехмерная модель в разрезе; б – фотография экспериментального образца НДД

Во-первых, здесь используется не горение по всему сечению проточного тракта, а циркулирующая зона горения в виде спиновой детонации. Во-вторых, существенно снижен уровень тепловыделения в камере сгорания из-за повышения суммарного коэффициента избытка воздуха (КИВ) до $\alpha_{КС} > 3$ благодаря применению двухконтурной схемы проточного тракта. Последнее обеспечивает более устойчивую работу ВЗУ НДД при низких скоростях полета. Поскольку детонационная волна в каждый момент времени занимает лишь малую часть поперечного сечения КС, это позволяет организовать рабочий процесс при относительно низкой скорости набегающего потока воздуха лишь с частичным нарушением режима втекания воздуха в КС. Использование двухконтурной схемы позволяет повысить значение суммарного коэффициента избытка воздуха так как часть воздуха огибает КС через обводной канал, а в КС формируется смесь околостехиометрического состава. Более того, обводной канал позволяет быстро ослаблять волны давления, возникающие при локальном нарушении режима втекания воздуха в горячую часть КС при прохождении детонационной волны. Использование такой комбинации физических принципов позволяет улучшить устойчивость работы ВЗУ двигателя при малых скоростях набегающего потока и обеспечить высокую эффективность силовой установки

На рисунке 13 показаны видеок cadры испытаний экспериментального образца НДД с различным КИВ при обдуве воздушным потоком с числом Маха $M = 1.5$. Если при $\alpha_{КС} = 0.77$ на входе в воздухозаборник отчетливо видно свечение продуктов горения, то при $\alpha_{КС} \geq 0.83$ этого свечения нет.

Чтобы исключить выброс продуктов горения из ВЗУ первоначальный экспериментальный образец модифицирован. Модернизации в основном подверглась длина внешней обечайки ВЗУ. На рисунке 14 показаны трехмерная модель и фотография модернизированного экспериментального образца НДД.

Испытания модифицированного образца НДД также проведены при обдуве свободным воздушным потоком с числом Маха $M = 1.5, 2.0$ и 2.5 . НДД новой конфигурации имеет более широкую область устойчивой работы КС с непрерывно-

детонационным горением водорода, вплоть до значения $\alpha_{КС} = 3.3$. Значение удельного импульса при этом достигает 4760 с (см рисунок 15). Для экспериментального образца НДД максимальные измеренные значения полной тяги, а также оценочные значения эффективной тяги и удельного импульса по топливу составляют 740 Н, 100 Н и 2680 с при $M = 1.5$; 1000 Н, 165 Н и 4760 с при $M = 2.0$; 1160 Н, 145 Н и 3780 с при $M = 2.5$ соответственно (см. рисунок 15).

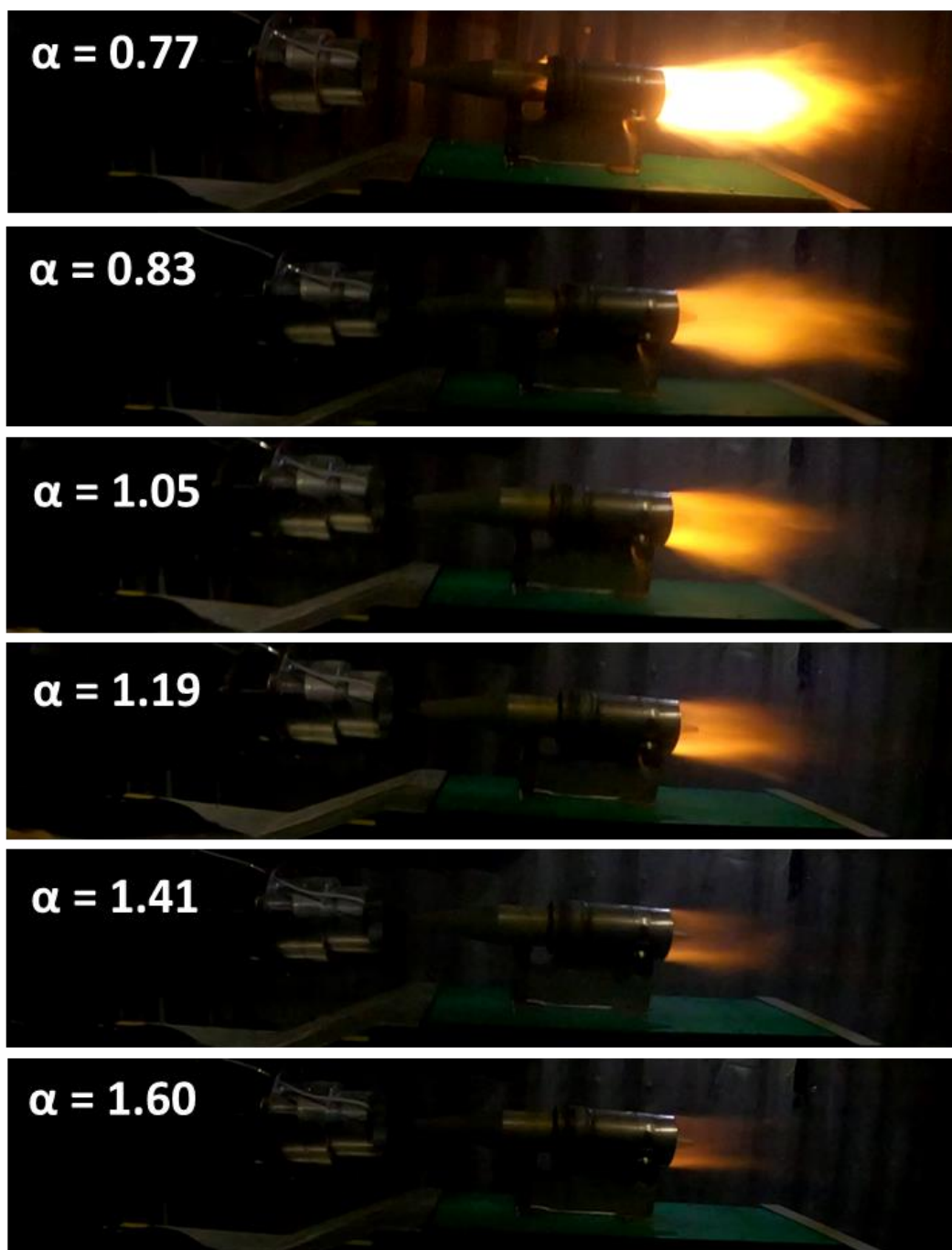
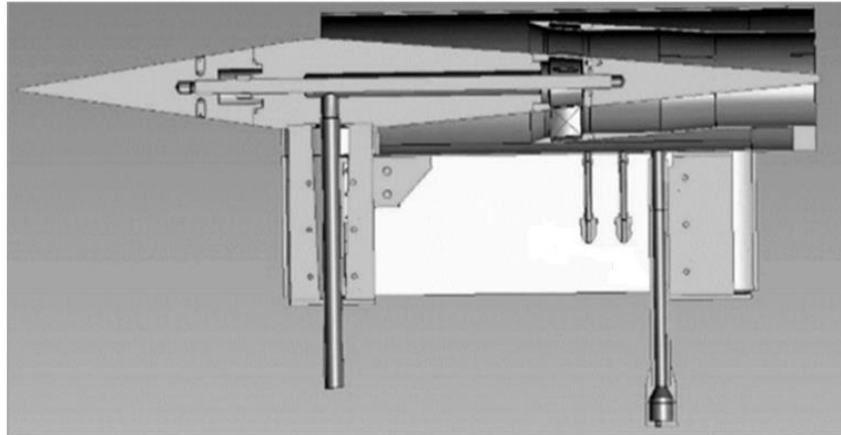
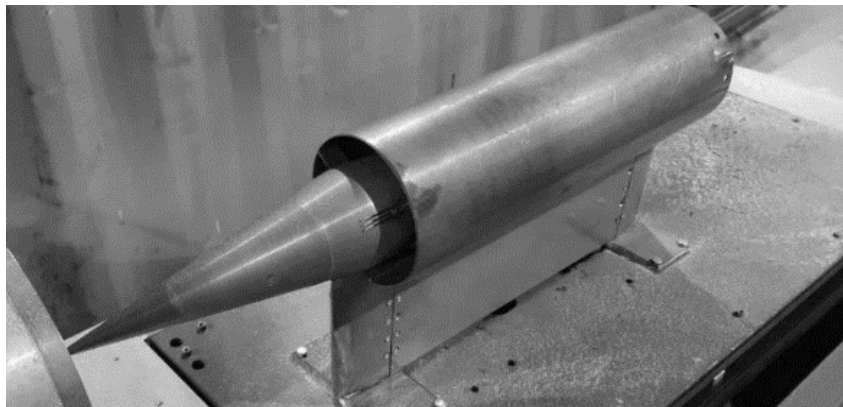


Рисунок 13. Кадры видеосъемки огневых испытаний НДД №1, 3, 5, 6, 7 и 8 при $M = 1.5$



а



б

Рисунок 14. Модифицированный образец НДД: а – трехмерная модель в разрезе; б – фотография модифицированного экспериментального образца НДД

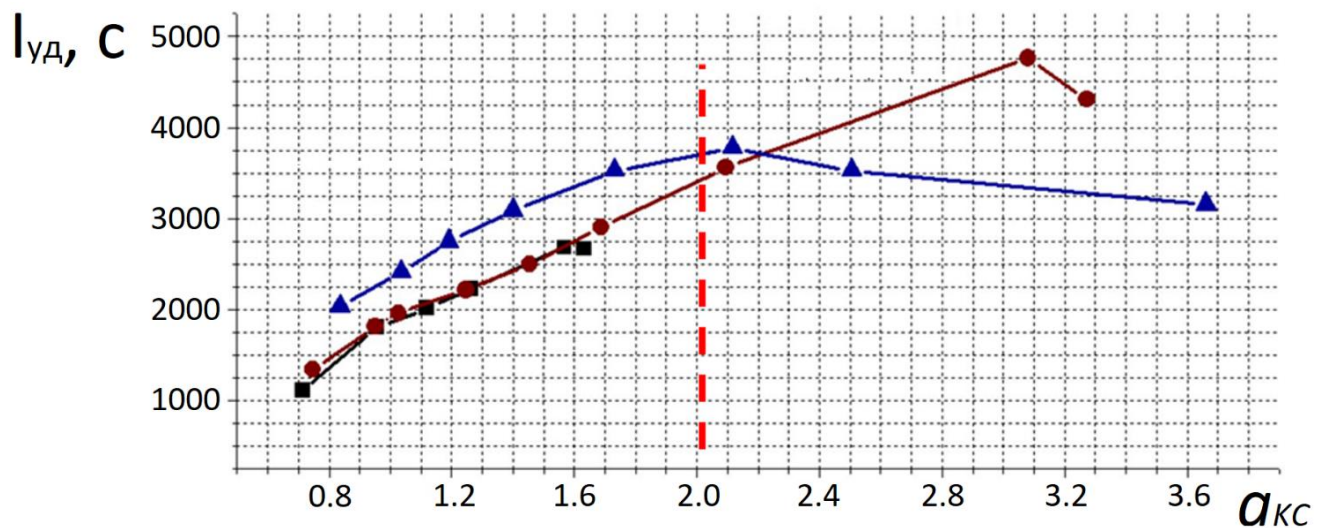


Рисунок 15. Экспериментальные зависимости удельного импульса по топливу $I_{уд}$ НДД 3.0 от коэффициента избытка воздуха $\alpha_{КС}$ при различных числах Маха M : черные символы – $M = 1.5$; синие символы – $M = 2.0$; красные символы – $M = 2.5$

Измеренная эффективная тяга НДД положительна при коэффициенте избытка воздуха в КС $\alpha_{КС} < 1.6$ при $M = 1.5$ и $\alpha_{КС} < 2.0$ при $M = 2.0$. В целом, испытания показали, что с повышением числа Маха и давления торможения набегающего воздушного потока реализуются более эффективные режимы с высокочастотным продольно–пульсирующим и непрерывным спиновым детонационным горением водорода. При этом, во–первых, режим высокочастотной непрерывной спиновой детонации всегда реализуется в области $\alpha_{КС} > 1$ и, во–вторых, значение КИВ, при котором происходит переход к режиму высокочастотной непрерывной спиновой детонации, приближается к $\alpha_{КС} = 1$. Использование такой комбинации физических принципов позволяет улучшить устойчивость работы ВЗУ двигателя при малых скоростях набегающего потока и обеспечить высокую эффективность силовой установки.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Проведены многомерные газодинамические расчеты внутренних и внешних течений в перспективных прямоточных воздушно-реактивных детонационных двигателях. Показано, что учет вкладов фронтальных и объемных химических превращений позволяет моделировать переходные процессы горения и детонации в таких двигателях, а также проводить численную оптимизацию рабочего процесса при их проектировании.

2. На основе многовариантных численных расчетов разработан облик макета-демонстратора прямоточного воздушно-реактивного импульсно-детонационного двигателя на жидком углеводородном горючем для условий дозвукового полета. Проведены стендовые и бросковые полетные испытания летательного аппарата с разработанным двигателем. Доказана возможность создания энергоэффективного дозвукового прямоточного воздушно-реактивного импульсно-детонационного двигателя простой конструкции.

3. На основе многовариантных численных расчетов разработан облик макета-демонстратора малоразмерного прямоточного воздушно-реактивного непрерывно-детонационного двигателя на водороде для условий сверхзвукового полета. Проведены стендовые испытания макета-демонстратора двигателя. Доказана возможность работы такого двигателя с положительной эффективной тягой при скорости набегающего воздушного потока с числами Маха от 1.5 до 2.5.

Список работ, опубликованных по теме диссертации

1. Фролов С.М., Иванов В.С., Аксёнов В.С., Зангиев А.Э., Шамшин И.О., Гусев П.А. Импульсно-детонационный тяговый модуль // Горение и взрыв. — 2018. — Т. 11, № 3. — С. 92–102.

2. Frolov S.M., Aksenov V.S., Ivanov V.S., Shamshin I.O., Zangiev A.E. Air-breathing pulsed detonation thrust module: numerical simulations and firing tests // Aerospace Science and Technology. — 2019. — V. 89. — P. 275–287.3.

3. Иванов В.С., Фролов С.М., Зангиев А.Э., Звегинцев В.И., Шамшин И.О. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель с непрерывно-детонационным горением водорода: формирование облика с помощью многомерного численного моделирования и огневые испытания // Горение и взрыв. — 2020. — Т. 13, № 1. — С. 66–83.

4. Иванов В.С., Фролов С.М., Звегинцев В.И., Зангиев А.Э., Шамшин И.О., Гусев П.А. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель с непрерывно-детонационным горением водорода: доводка конструкции и огневые испытания при числах Маха 1.5–2.5 // Горение и взрыв. — 2020. — Т. 13, № 4. — С. 75–86.

5. Zvegintsev V.I., Ivanov V.S., Frolov S.M., Shamshin I.O., Zangiev A.E. Testing of hydrogen-fueled detonation ramjet in aerodynamic wind tunnel at Mach 1.5 and 2.0 // AIP Conference Proceedings. — 2021. — V. 2351, № 1. — 030056: 1–12.

6. Ivanov V.S., Frolov S.M., Zangiev A.E., Zvegintsev V.I., Shamshin I.O. Hydrogen fueled detonation ramjet: Conceptual design and test fires at Mach 1.5 and 2.0 // Aerospace Science and Technology. — 2021. — V. 109. — 106459: 1–12.

7. Ivanov V.S., Frolov S.M., Zangiev A.E., Zvegintsev V.I., Shamshin I.O. Updated conceptual design of hydrogen/ethylene fueled detonation ramjet: Test fires at Mach 1.5, 2.0, and 2.5 // Aerospace Science and Technology. — 2022. — V. 126. — 107602: 1–10.