

На правах рукописи

Селезнев Роман Константинович

**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ГАЗОДИНАМИКИ И
ГОРЕНИЯ В КАМЕРАХ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ
ДВИГАТЕЛЕЙ (ПВРД) И ГИПЕРЗВУКОВЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (ГПВРД)**

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва 2017

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской Академии Наук (ИПМех РАН)

Научный руководитель: **Суржиков Сергей Тимофеевич**
академик РАН, д.ф.-м.н., профессор

Официальные оппоненты: **Шибков Валерий Михайлович**
д.ф.-м.н., профессор, Физический факультет МГУ
им. М. В. Ломоносова

Власенко Владимир Викторович
к.ф.-м.н., доцент, Центральный
аэрогидродинамический институт имени
профессора Н. Е. Жуковского

Ведущая организация: **АО «Корпорация „Московский институт
теплотехники“» (МИТ)**

Защита состоится 27 апреля 2017 года в 15⁰⁰ часов на заседании диссертационного совета Д002.240.01 при Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН по адресу: 119526, Москва, проспект Вернадского, д. 101, к. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ИПМех РАН (<http://www.ipmnet.ru/files/diss/2017/3/Seleznev-diss.pdf>).

Ученый секретарь диссертационного совета Д002.240.01
при ИПМех РАН
кандидат физико-математических наук

Сысоева Е.Я.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. В последнее время исследование процессов термогазодинамики в камерах сгорания прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) и гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) приобретает все большую актуальность в связи с попытками создания гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Проведение физических экспериментов в данной области связано с множеством технических трудностей и требует больших финансовых затрат. Специальным требованиям должны удовлетворять топливо и геометрия камеры сгорания. Поэтому все большую роль начинают играть расчетно-теоретические исследования процессов горения в камерах ПВРД и ГПВРД.

При изучении газодинамических процессов в ГПВРД основная часть потока в камере сгорания является сверхзвуковой, а горение топлива в нем сопровождается множеством физико-химических и термогазодинамических процессов. Стоит отметить важность правильного описания процессов горения, что приводит к необходимости подбора и анализа адекватных моделей химической кинетики. Особо остро стоит проблема создания физико-математических моделей, описывающих смешение топлива и окислителя, воспламенение и стабилизацию горения. Разработка таких вычислительных моделей и соответствующих численных методов является в настоящее время весьма актуальной задачей.

В настоящее время наблюдается нехватка доступных и хорошо документированных, а также структурированных экспериментальных и расчетных данных, что затрудняет оценку достоверности (валидация) и проверку безошибочности реализации (верификация) разрабатываемых физико-химических и термогазодинамических моделей.

Цель работы заключается в построении моделей газодинамических и физико-химических процессов, протекающих внутри камеры сгорания

двигателей ПВРД и ГПВРД, и разработке вычислительных методов и компьютерных кодов для проведения численных экспериментов в рамках построенных моделей.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Создана структурированная база данных экспериментальных установок, предназначенных для изучения газодинамики и горения в камерах ПВРД и ГПВРД.
2. Проведен расчет термогазодинамических параметров двигательной установки, с использованием приближенных термодинамических моделей ПВРД и ГПВРД.
3. Разработан обобщенный метод Ньютона, применяемый для решения жестких систем уравнений, в том числе в газовой динамике, для решения уравнений химической кинетики, с использованием которого выполнено численное исследование кинетики горения компонент топлив для ПВРД и ГПВРД.
4. Разработана квазиодномерная методика, предназначенная для численного моделирования газодинамических процессов в ГПВРД, с использованием которой выполнены оценки интегральных характеристик двигательной установки (ДУ) и дальности полета ГЛА.
5. Создана серия собственных (авторских) компьютерных кодов, предназначенных для численного моделирования газодинамических процессов в камерах сгорания гиперзвуковых летательных аппаратов.
6. Проведены многопараметрические расчеты газодинамических процессов в рабочем тракте импульсного детонационного двигателя (ИДД). Исследованы условия, при которых возможен импульсный режим работы детонационного двигателя. С помощью выполненных расчетов была обнаружена область давлений и температур, в которой реализуется импульсный режим детонационного горения.

7. Проведены численные исследования газодинамических процессов в камере ГПВРД с помощью двумерного кода NERAT-2D. Было обнаружено, что место воспламенения топлива в эксперименте Бароуса - Куркова совпадает с местом взаимодействия слоя смешения и отраженной ударной волны. Была численно продемонстрирована возможность управлять процессом горения, варьируя угол подачи топлива. В расчете было также установлено, что последовательное измельчение сеток приводит к возникновению пульсаций, которые можно трактовать как турбулентные пульсации. Проведено сравнение результатов расчета по двумерному и квазиодномерному коду для эксперимента HyShot-2.

Практическая значимость. Построенная в работе модель и разработанные методы расчета могут быть использованы для численного моделирования камеры сгорания ПВРД и ГПВРД и, в частности, для расчета характеристик физико-химических и термогазодинамических процессов внутри камеры сгорания, оценки интегральных характеристик двигателя, а также при расчете дальности полета ГЛА. Созданный при выполнении работы программный комплекс позволяет решать целый ряд прикладных задач в автоматическом или полуавтоматическом режиме, в том числе задачи определения силы тяги, дальности, удельного импульса и удельной тяги. Результаты исследования могут также использоваться при тестировании процедур численного расчета в соответствующих задачах.

Научные исследования, проведенные в диссертационной работе, осуществлялись в рамках проектов РФФИ-13-01-00537 и РФФИ-16-01-00379, а также программы фундаментальных исследований Президиума РАН «Фундаментальные проблемы механики взаимодействий в технических и природных системах, материалах и средах», программы фундаментальных

исследований Отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН «Физико-химическая механика неравновесных систем».

Достоверность результатов диссертации подтверждается физической обоснованностью постановок задач и строгим аналитическим характером их рассмотрения с применением современных теоретических концепций и математических средств физической и химической механики, сравнением собственных численных результатов с расчетами других авторов, а также соответствием расчетных и экспериментальных данных.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных профильных научных конференциях и семинарах:

1. International School of Quantum Electronics 53rd Course Molecular Physics and Plasmas in Hypersonics Ettore Majorana Centre, Erice, Sicily (Italy) 8-15 September 2012.
2. 44th AIAA Thermophysics Conference, 24 – 27 June 2013, San Diego, California, USA.
3. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 28 – 30 July 2014, Cleveland, Ohio, USA.
4. 51st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 27 – 29 July 2015, Orlando, Florida, USA.
5. 52nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 25 – 27 July 2016, Salt Lake City, Utah, USA.
6. Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении», 26 – 28 мая, ЦИАМ, Москва, 2015.
7. XVII Международная конференция по методам аэрофизических исследований Новосибирск, Россия, 30 июня – 06 июля 2014.

8. Школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (АФМ), Москва, Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, 2011 – 2015 гг.
9. Научная конференция МФТИ, Москва-Долгопрудный, Московский Физико-Технический Институт, 2011 – 2015 гг.
10. АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства, Москва, 2014, 2016 гг.
11. Научно-техническая конференция молодых ученых «ВНИИА», Москва, 2015, 2016 гг.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 13 статей, 1 препринт и 10 тезисов международных и всероссийских конференций, 5 из которых индексируются в базах данных «Сеть науки» (Web of Science) и «Скопус» (Scopus), и входят в список рекомендуемых изданий Высшей аттестационной комиссии РФ. Список работ приведен в конце автореферата.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, 6 глав, заключения, списка литературы и приложения. Общий объем работы составляет 179 страниц, включая 99 рисунков и 50 таблиц. Список литературы содержит 195 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность рассматриваемых в работе проблем, сформулирована цель и задачи диссертационной работы, перечислены представленные в диссертации новые результаты, их практическая ценность и положения, выносимые на защиту, кратко изложена структура диссертации.

В первой главе выполнен анализ экспериментальных и расчетно-теоретических работ по исследованию процессов, протекающих внутри камер ПВРД и ГПВРД. На основе этого анализа дано описание созданной базы данных энергетических установок, моделирующих термогазодинамические процессы в ПВРД и ГПВРД. В представленную базу данных включено 24 наиболее значимых, по мнению автора, экспериментальных установок ПВРД и ГПВРД.

Большое количество экспериментальных установок, включенных в базу данных диссертационной работы дает возможность теоретического исследования широкого спектра расчетно-теоретических моделей газодинамики горения в ПВРД и ГПВРД. Приводится информация об экспериментах, исследованных в последующих главах с использованием термодинамических, квазиодномерных и двумерных газодинамических моделей ПВРД и ГПВРД, разработанных в данной работе.

Во второй главе представлены результаты термодинамических расчетов характеристик ПВРД и ГПВРД. Эта глава состоит из двух частей. В первой части производится исследование зависимости удельного импульса от высоты и скорости полета при заданной геометрии, основанной на термодинамической методике ГПВРД [1]. Вторая часть посвящена расчету формы проточной части ПВРД и исследованию зависимости потребляемой силы тяги от высоты и скорости полета при заданной геометрии. Также по заданной потребляемой силе тяги проводился поиск необходимой для этого геометрии ПВРД. Расчеты проводятся по термодинамической методике ПВРД [2].

Подчеркнем, что преимущество термодинамических моделей состоит в следующем:

- 1) В отличие от двумерных и трехмерных моделей, расчетное время которых может занимать несколько дней и больше, термодинамические модели позволяют провести оценку основных характеристик ДУ за несколько минут.
- 2) Полученные результаты обладают наглядностью, а их анализ заметно упрощается.
- 3) Введением специально подобранных коэффициентов модели, можно добиться хорошей точности получаемых параметров в узком диапазоне экспериментальных параметров.
- 4) В узком диапазоне параметров термодинамические модели позволяют построить эффективные модели оптимизации.

Следует отметить, что термодинамические модели обладают и недостатками:

- 1) Большое количество коэффициентов делает узкой область применимости модели.
- 2) Термодинамические модели не позволяют подробно исследовать течения и теплообмен в камерах двигательной установки (ДУ).
- 3) Термодинамические модели не имеют возможности учитывать сложные конструкционные особенности ДУ.

Поэтому для учета конкретных характеристик и конструкционных особенностей узлов ДУ необходимо использовать более подробные модели. Ряд таких моделей разработан в последующих главах.

Третья глава посвящена разработке и описанию итерационного неявного обобщенного метода Ньютона для решения жестких систем обыкновенных дифференциальных уравнений и выбору алгоритмов шага по времени, для решения задач химической кинетики. Представлены результаты решения

систем кинетических уравнений на примере решения нульмерной задачи (калориметрической бомбы) горения оксида углерода и водорода. На рис. 1 и рис. 2 показаны результаты расчетов изменения массовых долей (в процентах) O_2 , H_2 и H_2O и температуры со временем, соответственно, при давлении $p = 0.3$ атм и начальной температуре $T_{IN} = 880$ К. Использовалась кинетическая схема Мюллера [3]. Начальные мольные концентрации: H_2 (0.5%), O_2 (0.5%), N_2 (99%). Получено хорошее соответствие результатов расчета с экспериментальными данными [3]. На рис. 3 и рис. 4 показаны результаты расчетов изменения мольной концентраций O_2 , CO , CO_2 , а также температуры со временем, соответственно, при условиях $p = 1.00$ атм и $T_{IN} = 1032$ К. Использовалась кинетическая схема Скиннера [4]. Начальные мольные концентрации: CO (0.98%), O_2 (0.55%), H_2O (0.565%). Получено хорошее соответствие результатов расчета с экспериментальными данными [5].

В данной главе также произведено сравнение различных кинетических схем на примере решения нульмерной задачи горения по заданному графику изменения мольной концентраций H_2O и температуры при давлении $p = 1.00$ атм и начальной температуре $T_{IN} = 880$ К. Сравнивались кинетические схемы Эванса-Шекснайдера [6], Якимовского [7], Мюллера [3], Френклача [8] и Вестбрука [9]. А также проведено сравнение трех кинетических механизмов Якимовского [7], состоящих из 7, 19 и 33 реакций. Начальные мольные концентрации: H_2 (1%), O_2 (2%), N_2 (97%). При заданном давлении $p = 1.00$ атм и начальной температуре $T_{IN} = 880$ К.

Приведенный в данной главе обобщенный метод Ньютона с автоматическим выбором шага интегрирования показал высокую эффективность и может быть использован в дальнейшем при решении широкого спектра расчетно-теоретических задач, моделирующих термогазодинамические процессы в ПВРД и ГПВРД.

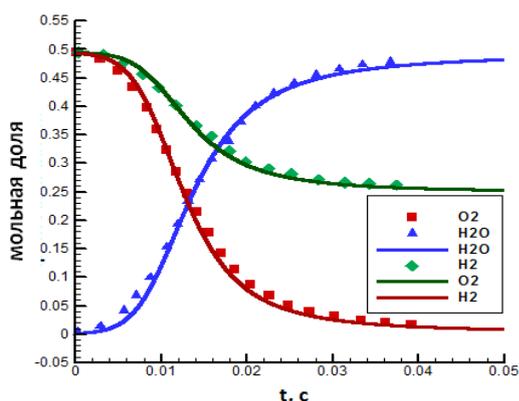


Рис. 1 График изменения мольных концентраций (в процентах) O_2 , H_2 и H_2O при давлении 0.3 атм и и начальной температуре $T_{IN} = 880$ К. Начальные мольные концентрации: H_2 (0.5%), O_2 (0.5%), N_2 (99%).

Кинетическая схема Мюллера [3]. Линии соответствуют вычисленным значениям, а символами обозначены экспериментальные данные [3].

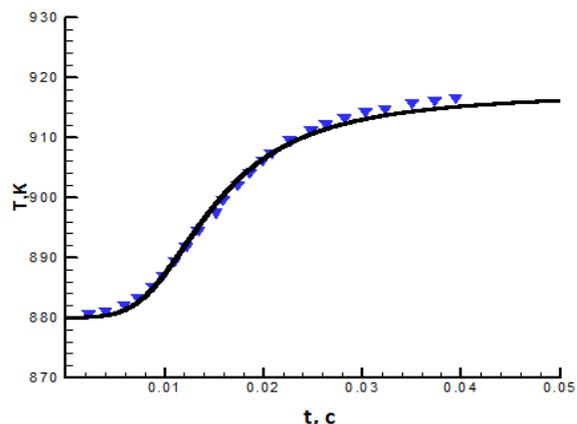


Рис. 2 График изменения температуры при давлении 0.3 атм и начальной температуре $T_{IN} = 880$ К. Начальные мольные концентрации: H_2 (0.5%), O_2 (0.5%), N_2 (99%). Кинетическая схема Мюллера [3]. Линии соответствуют вычисленным значениям, а символами обозначены экспериментальные данные [3].

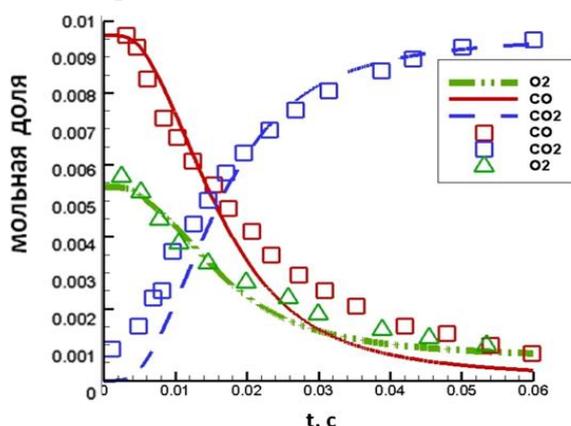


Рис. 3 График изменения мольных концентраций O_2 , CO и CO_2 при условиях давлении 1.00 атм и начальной температуре $T_{IN} = 1032$ К. Начальные мольные концентрации: 0.98% CO (0.98%), O_2 (0.55%), H_2O (0.565%). Кинетическая схема Скиннера [4]. Линии соответствуют вычисленным значениям, а символами обозначены экспериментальные данные [5].

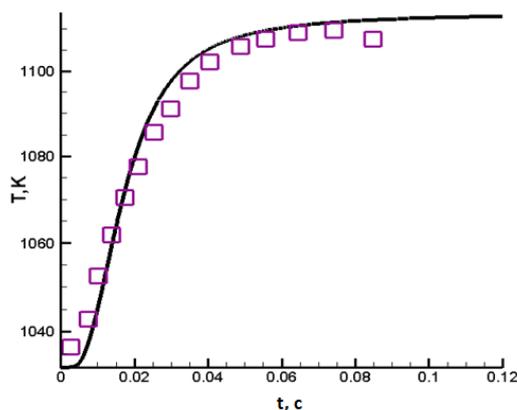


Рис. 4 График изменения температуры при давлении 1.00 атм и начальной температуре $T_{IN} = 1032$ К. Начальные мольные концентрации: 0.98% CO (0.98%), O_2 (0.55%), H_2O (0.565%). Кинетическая схема Скиннера [4]. Линии соответствуют вычисленным значениям, а символами обозначены экспериментальные данные [5].

В четвертой главе приведен подробный вывод системы уравнений квазиодномерной модели ГПВРД из законов сохранения массы, импульса и энергии. Указана особенность построенной модели вблизи звуковых скоростей (число Маха $M=1$). Обсуждается причина погрешности такой модели при расчете трансзвуковых течений. Для верификации разрабатываемой модели используются следующие эксперименты из созданной базы данных: Хайшот [10] (HyShot-2), эксперимент Биллига [11] (Billig), эксперимент Андерсена [12] (Anderson), эксперимент университета Квинсленда [13] (Queensland University experiment), эксперимент VAG [14] и эксперимент Сабельникова [15].

При расчете экспериментов Сабельникова [15] вводится предположение, что длина смешения $L_{mix} = 13$ см. Расчеты и эксперимент проводились при двух значениях коэффициента избытка топлива: $\varphi = 0$ (без вдува топлива) и $\varphi = 0.7$. Коэффициент избытка топлива определяется как отношение массы топлива к массе окислителя деленное на стехиометрическое отношение массы топлива к массе окислителя.

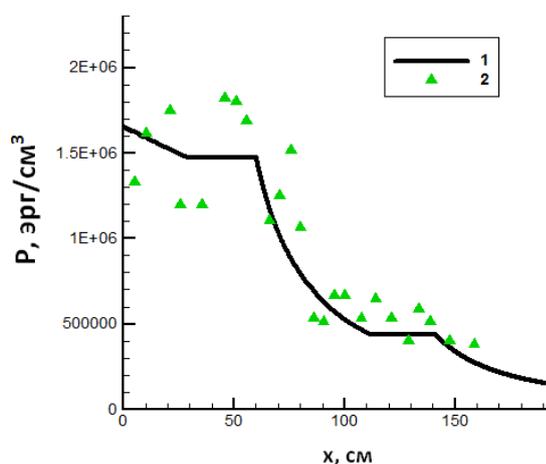


Рис. 5 Распределение давления в экспериментах Сабельникова [15] без вдува топлива ($\varphi = 0$): 1 - экспериментальные данные; 2 - результаты расчета по квазиодномерной методике.

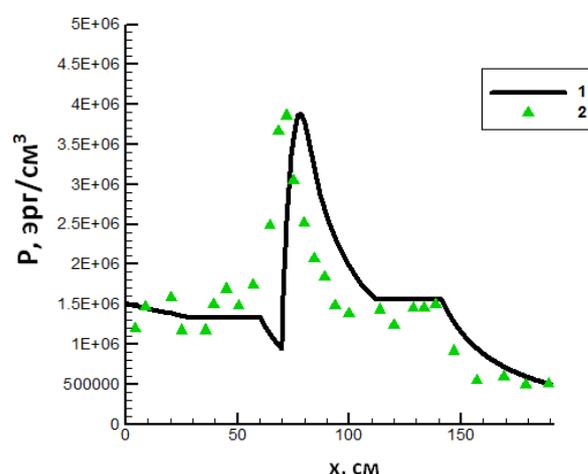


Рис. 6 Распределение давления в экспериментах Сабельникова [15] с коэффициентом избытка топлива ($\varphi = 0.7$): 1 - экспериментальные данные; 2 - результаты расчета по квазиодномерной методике.

Сравнение рассчитанного и экспериментального распределения давления вдоль канала показаны на рис. 5 ($\varphi = 0$) и рис. 6 ($\varphi = 0.7$). Зелеными треугольниками обозначены экспериментальные данные. Черная линия - результаты расчетов. Видно хорошее согласие полученных результатов с экспериментальными значениями.

С использованием созданной квазиодномерной модели ГПВРД была разработана методика оценки дальности полета ГЛА. Приведена оценка дальности полета аппарата гипотетического ГЛА примерно соответствующего X-51. Схема и геометрия данного аппарата приведена на рис. 7.

Суть методики определения дальности полёта аппарата состоит в следующем. Исследуемый ГЛА условно разделяется на несколько блоков. Эти блоки и взаимодействие между ними показаны на рис. 8. В блоке "входное устройство" по заданным высоте полета, углу атаки и числу Маха полета определяются параметры на входе в камеру сгорания. Зная закон подачи топлива, геометрию двигателя и сопла, используя квазиодномерную методику можно получить распределение давления плотности и температуры вдоль всего канала камеры сгорания. Таким образом, мы можем рассчитать силу тяги и удельный импульс двигателя ГЛА. Зная коэффициент сопротивления аппарата и объем топливного бака можем оценить дальность полета.

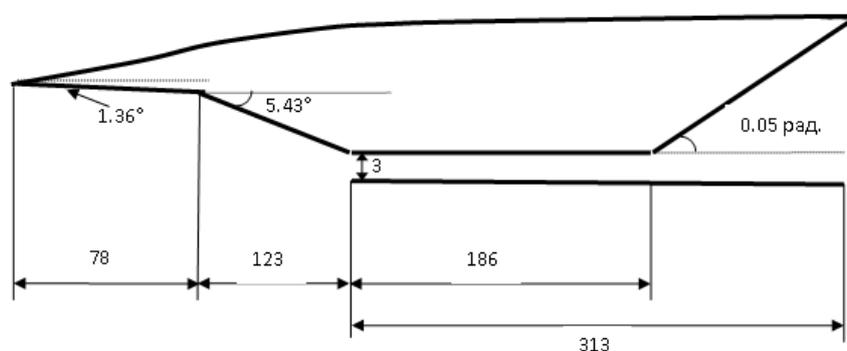


Рис. 7 Схема гипотетического ГЛА. Размеры в сантиметрах.

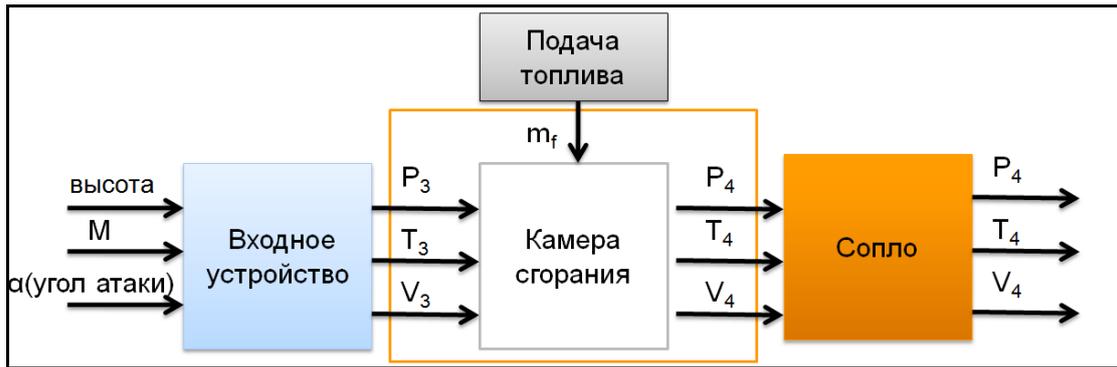


Рис. 8 Схема интегрального расчета ГЛА.

Для корректной работы квазиодномерной методики оценки дальности полета ГЛА необходимо задать следующие параметры: высоту полета; скорость полета; углы входного устройства θ_1 и θ_2 ; ширину и высоту камеры, длину камеры, длину канала постоянного сечения; угол расширения сопла; объем топливного бака; площадь миделевого сечения аппарата без площади входного устройства камеры сгорания; коэффициент сопротивления аппарата (вычисляется из трехмерных расчетов [16] и для исследуемой формы аппарата считается постоянным и равным $C_{fri} = 0.141$). Дальность полета аппарата, показанного на рис. 7, была оценена в 1230 км.

Представленные результаты показывают возможность использования квазиодномерной методики для оценки интегральных характеристик и дальности полета ГЛА.

Пятая глава посвящена многопараметрическим расчетам физических процессов в рабочем тракте импульсного детонационного двигателя (ИДД) с использованием аналога квазиодномерной модели ГПВРД [17]. Расчеты экспериментальной установки [17] показали, что давление P , температура T , скорость u и массовая концентрация топлива Y_f носят, в основном, колебательный затухающий характер. Однако, при определенных значениях параметров установки колебания имеют постоянную амплитуду и частоту, а в диапазоне температур стенки $1000 \text{ K} < T_w < 1250 \text{ K}$ существуют незатухающие колебания давления. Рассчитанная частота колебаний ИДД для

экспериментальной установки [17] составила 50 Гц, что находится в хорошем соответствии с результатами работ других авторов [17]. Были выполнены двухпараметрические расчеты (по давлению и температуре) и обнаружена область, в которой реализуется незатухающий колебательный режим детонационного горения.

В шестой главе проведены численные исследования термогазодинамических процессов в камере ГПВРД с помощью двумерного кода NERAT-2D [18–20].

Была численно продемонстрирована возможность управлять процессом горения, варьируя угол подачи топлива. На рис. 9 и показано сравнения распределение температуры в камере экспериментальной установки Бароуса-Куркова [21,22] при тангенциальном вдуве и при вдуве под углом 15° к потоку. Сплошной черной линией на этом рисунке показано экспериментально определенная длина индукции (место воспламенения топлива). В результате проведенных расчетов оказалось, что воспламенение происходит в месте взаимодействия слоя смешения и отраженной ударной волны. Определенное в расчете место воспламенения обозначено пунктирной линией. Следует отметить, что вдув топлива под некоторым углом к потоку меняет угол падения отраженной ударной волны и приводит к тому, что воспламенение происходит значительно раньше. В результате увеличения точности расчетов путем измельчения сеток было обнаружено возникновение нестационарной картины горения.

Проведено моделирование управления режимом горения в канале модельной энергетической установки типа гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с использованием импульсно-периодического поперечного вдува воздуха ниже по течению от области воспламенения компонентов горючего. Компьютерное моделирование проводилось для двух различных геометрий экспериментальных установок

предложенных П.К. Третьяковым [18,23,24]: прямоугольного и осесимметричного канала.

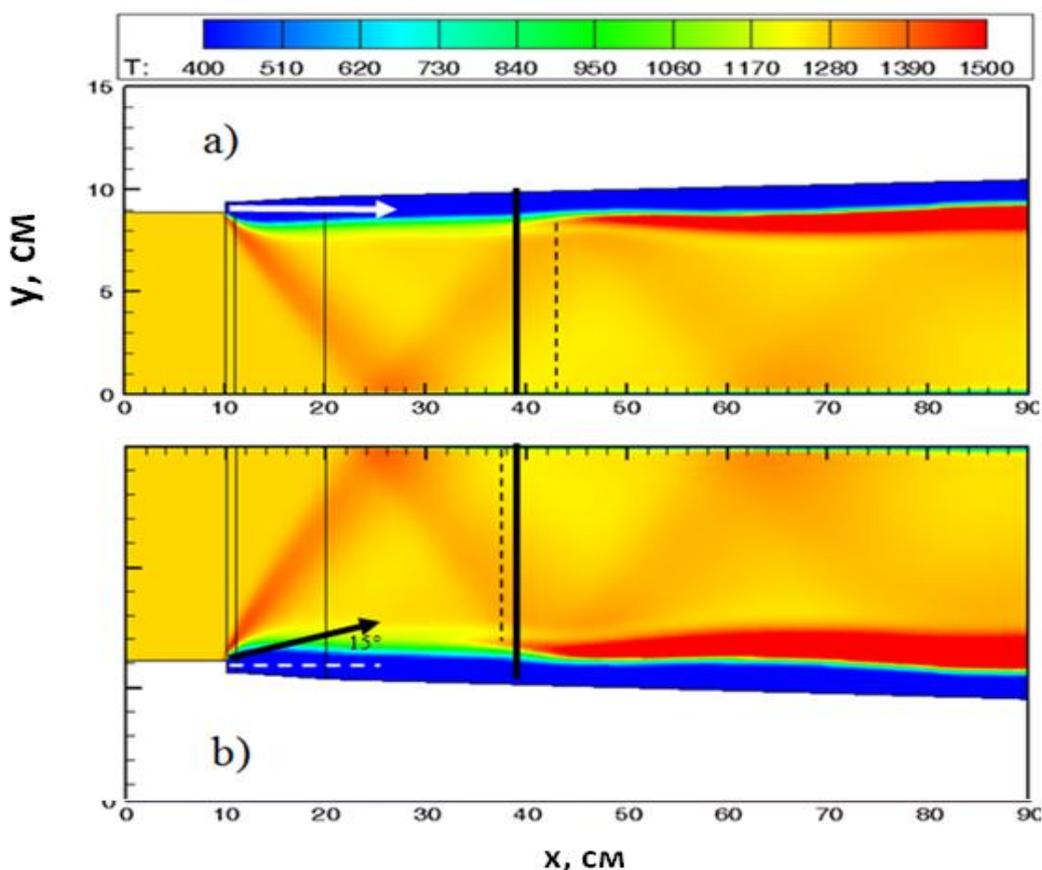


Рис. 9 Распределение температуры в камере экспериментальной установки Бароуса - Куркова [21,22] при различных условиях подачи топлива: а) при тангенциальном вдуве; б) под углом 15° к потоку.

На рис. 10 и рис. 11 показана рассчитанная температура в осесимметричной камере сгорания эксперимента Третьякова [18]. Первая фаза расчета (рис. 10) состоит в определении квазистационарного режима горения молекулярного водорода в потоке воздуха с температурой $T = 965$ К, давлением $p = 0.65$ атм и скоростью $M = 2.2$. Молекулярный водород подается в аксиальном направлении в начале камеры, с параметрами $M = 2.7$, $p = 0.273$ атм и $T = 193$ К. Диаметр водородной струи равен $d = 50$ мм. На этом этапе реализуется диффузионный режим горения (секции I-V) с относительно малоинтенсивным тепловыделением на основном участке камеры сгорания (секция V).

При открытии клапана (обозначение 2 на рис. 11), через который инжектируется воздушная струя с параметрами $V_{in} = 31200$ см/с, $p = 1$ атм, $T = 290$ К, горение заметно интенсифицируется, о чём свидетельствует повышение температуры на начальном участке канала (секции I). При прекращении подачи воздуха из клапана режим горения переходит от интенсивного к диффузионному малоинтенсивному. Таким образом, реализуется периодический процесс горения в осесимметричном канале. Время вдува в расчетах составляло 2 мс, а время между вдувами 6 мс.

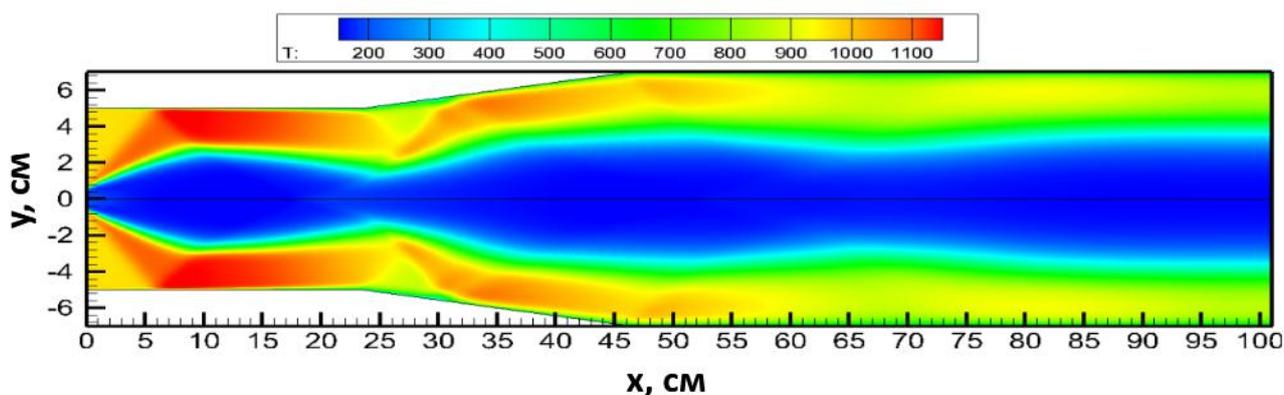


Рис. 10 Температура в осесимметричной камере сгорания эксперимента Третьякова [18] без периодического вдува воздуха.

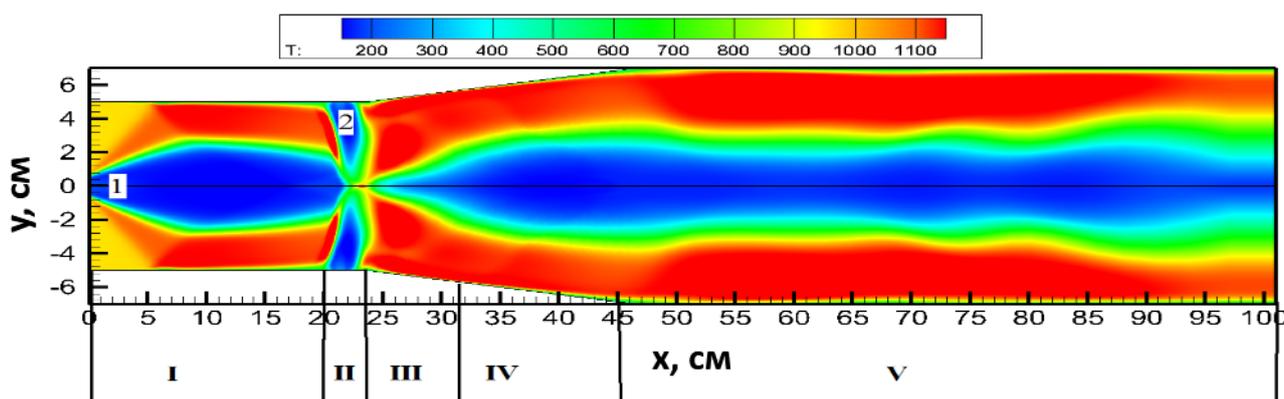


Рис. 11 Температура в осесимметричной камере сгорания эксперимента Третьякова [18] вначале процесса периодического вдува воздуха.

Двумерная модель была также использована для описания эксперимента NuShot-2 [25]. Полученное распределение давления внутри камеры показано на рис. 12. Можно заметить возникновение ударно-волновой структуры,

возникающей при перпендикулярной подаче водорода. На рис. 13 представлено сравнение распределения давления внутри камеры эксперимента HyShot-2 вычисленного по двумерной модели (синяя линия) с результатами квазиодномерной модели (черная пунктирная линия) и экспериментальными данными (зеленые треугольники). Полученные данные свидетельствуют о хорошем соответствии результатов расчетов с экспериментальными данными. Следует заметить, что двумерная модель, в отличие от квазиодномерной, позволяет описывать ударно-волновую структуру, возникающую в камере.

В **заключении** сформулированы основные результаты, полученные в работе, отражающие ее новизну и практическую значимость.

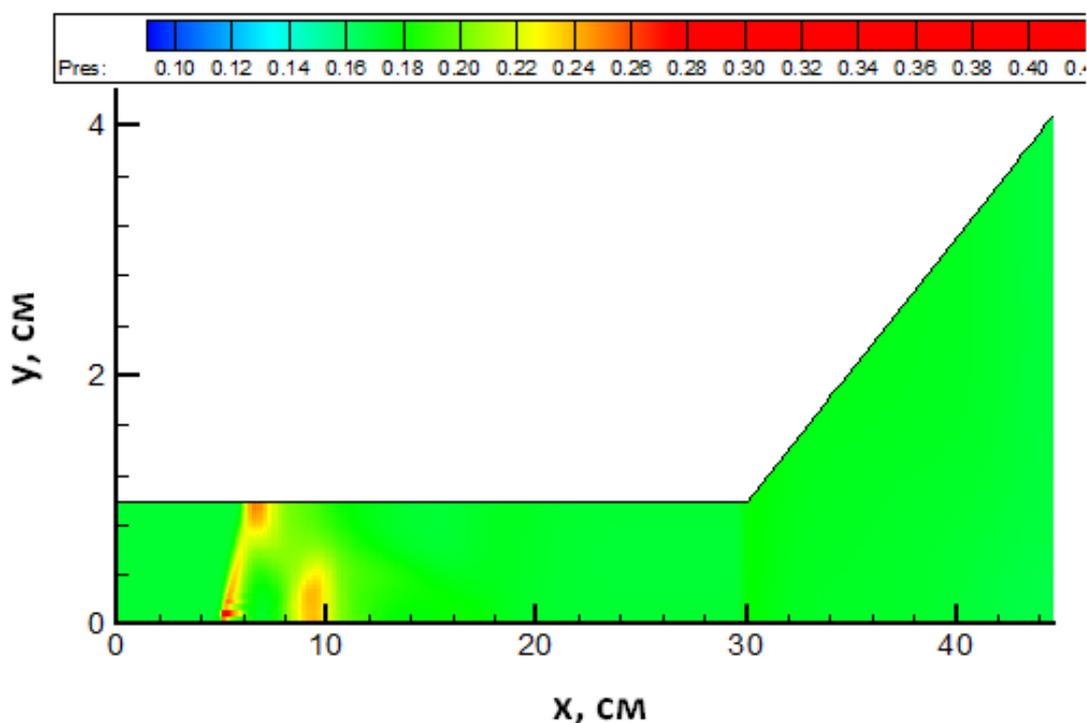


Рис. 12 Распределение давления внутри камеры эксперимента HyShot-2[25].

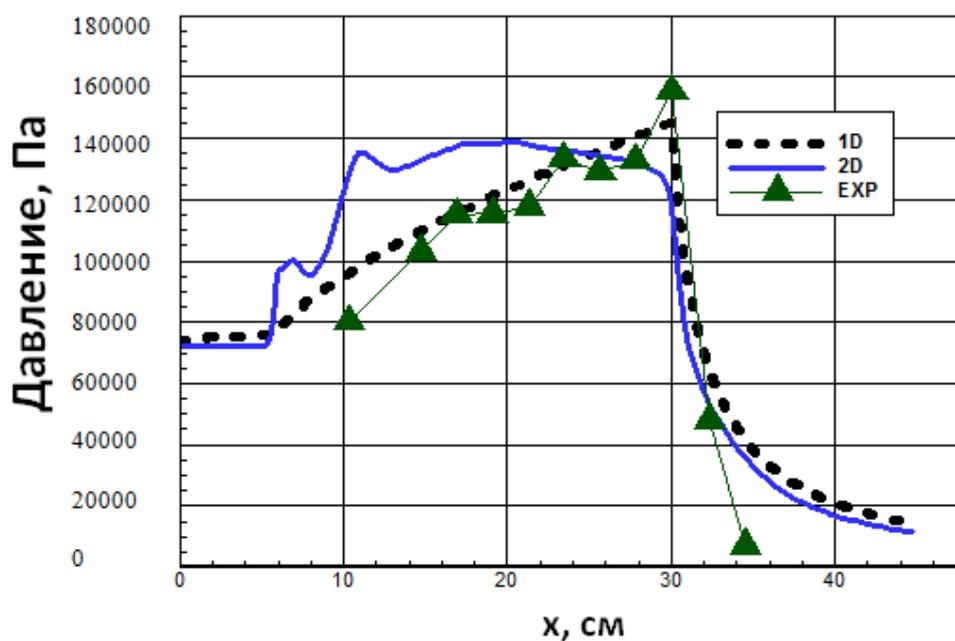


Рис. 13 Сравнение распределения давления внутри камеры эксперимента NuShot-2 вычисленного по двумерной модели (синяя линия) с результатами квазиодномерного кода (черная пунктирная линия) и экспериментальными данными (зеленые треугольники).

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Выполнен анализ экспериментальных и расчетно-теоретических работ по исследованию процессов, протекающих внутри модельных камер ГПВРД. На основе этого анализа создана база данных энергетических установок, моделирующих газодинамические процессы в ПВРД/ГПВРД.
2. Представлены результаты расчетов по исследованию газодинамических и термодинамических характеристик ГПВРД и ПВРД. Было проведено исследование зависимости удельного импульса ГПВРД от высоты и скорости полета при заданной геометрии. Проведен расчёт термодинамических характеристик, и расчет формы проточной части ПВРД. Проведено исследование зависимости потребляемой тяги от высоты и скорости полета при заданной геометрии. Также по заданной потребляемой тяге произведен поиск необходимой для этого геометрии ПВРД.
3. Разработан и описан итерационный неявный обобщенный метод Ньютона для решения жестких систем обыкновенных дифференциальных уравнений (системы уравнений химической кинетики). Представлены результаты решения систем кинетических уравнений на примере решения нульмерной задачи (калориметрической бомбы) горения оксида углерода и водорода по кинетическим семи кинетическим моделям.
4. Представлен подробный вывод системы уравнений газодинамической квазиодномерной модели ГПВРД из законов сохранения массы, импульса и энергии. Указана особенность построенной модели вблизи числа Маха $M=1$. Дано объяснение погрешности такой модели при расчете трансзвуковых течений. Проведена верификация полученных газодинамических распределений на группе известных экспериментальных и расчетных данных. С использованием созданной квазиодномерной модели была разработана методика расчета дальности полета ГЛА.

Проведена оценка дальности полета аппарата, гипотетического ГЛА примерно соответствующего Х-51. Представленные результаты показывают возможность использования квазиодномерной методики для оценки интегральных характеристик и дальности полета ГЛА.

5. Проведены многопараметрические расчеты физических процессов в рабочем тракте импульсного детонационного двигателя с использованием аналога квазиодномерной модели ГПВРД. При определенных значениях параметров установки колебания имеют постоянную амплитуду и частоту. В результате расчетов была обнаружена узкая область по температуре стенки $1000 \text{ K} < T_w < 1250 \text{ K}$, в которой существуют незатухающие колебания давления. Исследованы условия, при которых возможен импульсный режим работы детонационного двигателя. С помощью выполненных расчетов была обнаружена область давления и температур, в которой реализуется импульсный режим детонационного горения.
6. Проведены численные исследования термогазодинамических процессов в камере ГПВРД с помощью двумерного кода NERAT-2D. Было обнаружено, что место воспламенения топлива в эксперименте Бароуса - Куркова совпадает с местом взаимодействия слоя смешения и отраженной ударной волны. Была численно продемонстрирована возможность управлять процессом горения, варьируя угол подачи топлива. В результате увеличения точности расчетов путем измельчения сеток было обнаружено возникновение нестационарной картины горения. Проведено моделирование процесса горения водородо-воздушной смеси при периодическом вдуве холодного воздуха поперек основного сверхзвукового потока. Получено хорошее соответствие результатов двумерного расчета с квазиодномерными и с экспериментальными данными для эксперимента HyShot-2.

7.

СПИСОК ЦИТИРУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Heiser W.H., Pratt D.T. Hypersonic airbreathing propulsion. – AIAA, 1994.
2. Барановский С.И., Зикеева Ю.В., Козляков В.В. Газодинамический расчет прямоточных ВРД и их характеристик. Учебное пособие. М.: МАИ, Москва, 1969. - 53 с.
3. Mueller M. a et al. Flow Reactor Studies and Kinetic Modeling of the H₂ / O₂ Reaction // *Int. J. Chem. Kinet.* 1999. Vol. 31, № 2. P. 113–125.
4. Skinner G.B. et al. Kinetics of Methane Oxidation // *J. Chem. Phys.* 1972. Vol. 56, № 8. P. 3853–3861.
5. Yetter R.A., Dryer F.L., Rabitz H. A Comprehensive Reaction Mechanism For Carbon Monoxide / Hydrogen / Oxygen Kinetics // *Combust. Sci. Technol.* 1991. Vol. 79, № December 2012. P. 97–128.
6. Evans J., Schexnayder C. Influence of Chemical Kinetics and Unmixedness on Burning in Supersonic Hydrogen Flames // *AIAA J.* 1980. Vol. 18, № 2. P. 188–193.
7. Jachimowski C.J. An analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion // *NASA TP-2791.* 1988. P. 16.
8. Frenklach M., Wang H., Rabinowitz M.J. Optimization and analysis of large chemical kinetic mechanisms using the solution mapping method-combustion of methane // *Prog. Energy Combust. Sci.* 1992. Vol. 18, № 1. P. 47–73.
9. Ó Conaire M. et al. A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation // *Int. J. Chem. Kinet.* 2004. Vol. 36, № 11. P. 603–622.
10. Hass N., Smart M., Paull A. Flight Data Analysis of the HyShot 2 // *AIAA Pap.* 2005. P. 17.
11. Billig F.S., Waltrup P.J., Stockbridge R.D. Integral-Rocket Dual-Combustion Ramjets: A New Propulsion Concept // *J. Spacecr. Rockets.* 1980. Vol. 17, № 5. P. 416–424.
12. Anderson G.Y., Gooderum P.B. Exploratory tests of two strut fuel injectors for supersonic combustion // *NASA TN D-7581.* 1974. P. 49.
13. Doolan C., Boyce R. A Quasi-One-Dimensional Mixing and Combustion Code for Trajectory Optimisation and Design Studies // *AIAA Pap.* 2008. P. 10.
14. Masuya G. et al. Ignition and Combustion Performance of Scramjet Combustors with Fuel Injection Struts // *J. Propuls. Power.* 1995. Vol. 11, № 2. P. 301–307.
15. Sabelnikov V.A. et al. Gasdynamics of hydrogen-fueled scramjet combustors // *AIAA Pap.* 1993. P. 12.
16. Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. I. Москва: ИПМех РАН, 2013. 160 p.
17. Xu Y. et al. Modeling of a self-excited pulse combustor and stability analysis // *Combust. Theory Model.* 2011. Vol. 15, № 5. P. 623–643.
18. Surzhikov S.T., Seleznev R.K., Tretjakov P.K., Zabaykin V.A. Unsteady

- Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // AIAA 2014-3917, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
19. Seleznev R.K., Surzhikov S.T. Quasi-One-Dimensional and Two-Dimensional Numerical Simulation of Scramjet Combustors// AIAA 2015-4166, 51th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015. Orlando, Florida
 20. Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J. A Quasi-One-Dimensional Analysis of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors// AIAA 2016-4569, 52nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 25 – 27 July 2016, Salt Lake City, Utah
 21. Burrows M.C., Kurkov A.P. An Analytical and Experimental Study of Supersonic Combustion of Hydrogen in Vitiated Air Stream // AIAA J. 1973. Vol. 11, № 9. P. 1217–1218.
 22. Burrows M.C., Kurkov A.P. Supersonic combustion of hydrogen in a vitiated air stream using stepped-wall injection // NASA TM X-67840. 1971. P. 15.
 23. Tretyakov P.K. Organization of a pulsed mode of combustion in scramjets // Combust. Explos. Shock Waves. 2012. Vol. 48, № 6. P. 677–682.
 24. Zabaikin V.A. Quality of a high-enthalpy flow upon electric-arc heating of air in a facility for investigating supersonic combustion // Combust. Explos. Shock Waves. 2003. Vol. 39, № 1. P. 23–30.
 25. Boyce R.R., Gerard S., Paull A. The HyShot scramjet flight experiment – flight data and CFD calculations compared // AIAA Pap. 2003. P. 8.

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. **Seleznev R.K. and Surzhikov S.T. A Generalized Newton Method for Differential Equation of Chemical Kinetics// AIAA 2013-3009. 44th AIAA Thermophysics Conference, June 24-27, 2013, San Diego, CA. 17 p.**
2. **Полежаев Ю.В., Селезнев Р.К. Численное исследование процессов возникновения резонанса в экспериментальной установке импульсно-детонационного двигателя// ТВТ// 2014, Том 52, Выпуск. 2, с. 226–230.**
3. **Surzhikov S.T., Seleznev R.K., Tretyakov P.K., Zabaykin V.A. Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // AIAA 2014-3917, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.**
4. **Seleznev R.K., Surzhikov S.T. Quasi-One-Dimensional and Two-Dimensional Numerical Simulation of Scramjet Combustors// AIAA 2015-4166, 51th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015. Orlando, Florida**
5. **Seleznev R.K., Surzhikov S.T., Shang J. A Quasi-One-Dimensional Analysis of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors// AIAA 2016-4569, 52nd**

AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 25 – 27 July 2016, Salt Lake City, Utah

6. Селезнев Р.К., Суржигов С.Т. Численный метод решения уравнений химической кинетики // Препринт № 1037 Института Проблем Механики РАН. 2013.
7. Горбунов А.А., Селезнев Р.К. Моделирование горения водорода в канале модельного ГПВРД. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013, Том 14, Вып.4.
8. Селезнев Р.К. Исследование обобщенного метода Ньютона для решения системы дифференциальных уравнений химической кинетики на примере горения углеводорода в кислороде//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013, Том 14, Вып.4.
9. Жорник К.А., Селезнев Р.К. Расчет интегральных характеристик силовых установок ПВРД//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014, Том15, Вып.2.
10. Селезнев Р.К. На пути к гиперзвуку. Краткий исторический обзор. //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014, Том15, Вып.3.
11. Жорник К.А., Селезнев Р.К. Квазиодномерное численное моделирование водородо-воздушной смеси в канале ГПВРД//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014, Том 15, Вып.4.
12. Селезнев Р.К., Суржигов С.Т. Нестационарные газодинамические процессы в прямоугольном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т.16, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/495>
13. Суржигов С.Т., Селезнев Р.К. Нестационарные газодинамические процессы в осесимметричном канале ГПВРД с периодическим вдувом холодного воздуха//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т.16, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-3/articles/499/>

Автор выражает благодарность научному руководителю, д.ф.-м.н., проф., академику РАН С.Т. Суржигову за постоянное внимание, ценные советы и большую помощь в подготовке работы. Автор благодарит коллективы лаборатории радиационной газовой динамики Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН и Федерального государственного унитарного предприятия «Всероссийский научно-исследовательский институт автоматики имени Н.Л. Духова», а также коллектив кафедры физической и химической механики Московского физико-технического института за многолетнее сотрудничество, плодотворные обсуждения и полезные замечания, сделанные при подготовке диссертации.