

ОТЗЫВ

официального оппонента на диссертацию Зангиева Алана Эльбрусовича «Математическое моделирование рабочего процесса в прямооточных детонационных двигателях», представленной на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 1.3.17 — химическая физика, горение и взрыв, физика экстремальных состояний вещества

В настоящее время возрос интерес к использованию детонационного горения в аэрокосмической технике и в камерах энергетических установок различного направления. В частности, использование детонационного сжигания топлив рассматривается как один из возможных путей повышения эффективности камер сгорания (КС) газотурбинных, ракетных и прямооточных двигателей. Активно ведется широкий спектр экспериментальных работ по решению фундаментальных и конструкторских проблем, возникающих при создании таких камер сгорания. Параллельно разрабатываются вычислительные методики, позволяющие существенно сократить затраты при проектировании силовых установок детонационного сжигания и определить перспективные области применения детонации в силовых установках нового поколения. В России к настоящему времени созданы макеты-демонстраторы ракетных двигателей (РД) и прямооточно-воздушных реактивных двигателей (ПВРД), открывающие перспективы для создания таких двигателей на конкретных аэро-космических установках. Таким образом, диссертационная работа Зангиева Алана Эльбрусовича, посвященная математическому моделированию рабочего процесса в прямооточных детонационных двигателях, содержит решение **актуальной задачи** и соответствует таким приоритетным направлениям развития науки и техники в Российской Федерации, как «Энергоэффективность, энергосбережение, ядерная энергетика» и «Транспортные и космические системы».

Диссертационная работа Зангиева А.Э. ставит своей **целью** найти способы организации эффективного рабочего процесса в прямооточных воздушно-реактивных импульсно-детонационных и непрерывно-детонационных двигателях (ИДД и НДД, соответственно). Для достижения поставленной цели были проведены многомерные газодинамические расчеты внутренних и внешних течений в перспективных прямооточных воздушно-реактивных детонационных двигателях с учетом вкладов фронтальных и объемных химических превращений для описания переходных процессов горения и детонации. На основе многовариантных численных расчетов разработан облик макета-демонстратора прямооточного воздушно-реактивного импульсно-детонационного двигателя на жидком углеводородном горючем для условий дозвукового полета и проведены его стендовые испытания. При бросковых испытаниях показано, что импульсно-детонационные двигатели, установленные на планере, могут приводить его в движение в воздухе. Используя результаты многовариантных численных расчетов, разработан облик макета-демонстратора прямооточного воздушно-реактивного непрерывно детонационного двигателя на водороде для условий сверхзвукового полета ($M = 1.5, 2.0$ и 2.5 на уровне Земли) и проведены его стендовые испытания.

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.

Во **введении** обоснована **актуальность** темы диссертации, охарактеризовано и проанализировано современное состояние проблемы, определены цель и задачи работы, отражена научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы, обоснована достоверность полученных результатов, описаны положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** приведен анализ отечественной и зарубежной литературы по организации управляемой детонации газообразных, жидких и

твёрдых горючих в трубах и кольцевых камерах сгорания, а также по численным методикам расчета импульсной и непрерывной детонации. К настоящему времени, на основании многочисленных данных по переходу горения в детонацию (ПГД) различных топливных смесей, полученных в том числе и в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Федеральном исследовательском центре химической физики им. Н.Н. Семёнова Российской академии наук, имеются реальные возможности создания ИДД с быстрым переходом горения в детонацию на любой топливной паре вплоть до топливно-воздушной смеси (ТВС) метана. Это дало возможность соискателю с соавторами разработать макет-демонстратор, испытать его на стенде и провести бросковые испытания на планере. Это первый шаг в практическом применении ИДД на реальных устройствах.

На основании экспериментальных исследований, а также расчётов по физико-математическим моделям, достаточно хорошо изучены структура течения, условия существования и основные свойства непрерывной спиновой детонации (НСД) в кольцевых камерах сгорания при сжигании газообразных, жидких и твёрдых горючих. Проведен анализ геометрических и физико-химических параметров, определяющих НСД топливно-кислородных и топливно-воздушных смесей. Таким образом создан научный фундамент для практического использования НСД в КС аэрокосмических изделиях, в том числе ПВРД, а также в стационарных установках.

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 в испытаниях с присоединенным воздухопроводом от 20 м/с до 100 м/с, а в испытаниях с обдувом свободным воздушным потоком - до 270 м/с. Максимальная рабочая частота ИДД составляла 15 Гц, а установившаяся скоростью около 1600 м/с. На основе испытаний создана карта рабочих режимов ИДД, 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 воздушнореактивного ИДД.

Наличие детонации в экспериментальном образце ИДД определялось ионизационными зондами, разработанными в лаборатории Фролова С.М. Показания ионизационных зондов также используются для подсчета степени заполнения трубы горючей смесью.

Для измерений тяги используется специально разработанный тяговый стол. На основе результатов испытаний модифицировалась конструкция ИДД. В бросковых испытаниях зарегистрирован набор скорости и высоты БПЛА с ИДД, что свидетельствует о наличии положительной эффективной тяги.

В четвертой главе рассматривались различные типы воздушно-реактивного непрерывного детонационного двигателя (НДД) кольцевой цилиндрической геометрии, и приводятся результаты расчетно-экспериментальных исследований рабочего процесса для различных чисел Маха полёта. Поскольку с уменьшением M (например, для числа Маха полета $M = 2$) условия для повышения давления в КС за счет торможения потока значительно ухудшаются, возможно значительное нарушение работы ВЗУ с выбиванием прямого скачка уплотнения и потерей значительного расхода воздуха. Поэтому сверхзвуковой воздухозаборник выполнялся путём профилирования его внутреннего тракта, что позволило расширить диапазон его устойчивой работы при числах Маха $M > 2.5$. Пояс форсунок подачи водорода в КС располагался на таком удалении от входного сечения КС, при котором непрерывно-детонационное горение в КС не приводило к вытеснению смеси топлива и воздуха, а также горячих продуктов детонации из КС через ее входное сечение. Набегающий поток воздуха разделялся в два русла — в КС и внешний поток, не участвующий в химической реакции, но охлаждающий КС, а затем смешивающийся с продуктами, увеличивая удельный импульс.

Для создания облика макета НДД производились поисковые расчёты для предварительно перемешанной стехиометрической водородно-воздушной смеси с числами Маха от 1.1 до 2.7 на уровне моря с вариацией различных ВЗУ и КС. При числе $M = 2$ расчёты показали максимальное значение эффективной. При числе Маха полета 2.7 и выше в НДД происходил срыв непрерывно-детонационного рабочего процесса, связанный с увеличением высоты детонационной волны до значения, близкого к длине НДКС. Выяснилось, что НДД рассматриваемой схемы может обладать удельным импульсом (по горючему) выше 2500 с, причем эффективная тяга положительна при $M = 1.3-2.7$. Для режима с $M > 2.7$ необходимо увеличение длины КС.

На основе трехмерных численных расчетов был сконструирован экспериментальный образец НДД диаметром 120 мм и длиной 660 мм. Испытания этого образца НДД проведены при обдуве свободным воздушным потоком с числом Маха $M = 1.5, 2.0$ и 2.5 . Впервые экспериментально доказана возможность снижения минимальной скорости автономного полета прямого НДД до $M \leq 1.5$ при коэффициенте избытка воздуха $\alpha > 3$, что недостижимо для прямого силовых установок на медленном горении. 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. Чтобы исключить выброс продуктов горения из ВЗУ первоначальный экспериментальный образец модифицирован в основном за счёт увеличения длины внешней обечайки ВЗУ. Испытания модифицированного образца НДД также проведены при обдуве свободным воздушным потоком с числом Маха $M = 1.5, 2.0$ и 2.5 . Это позволило расширить область устойчивой работы КС с непрерывно-детонационным горением водорода вплоть до значения $\alpha = 3.3$. При этом до $\alpha < 1$ реализуются режимы с высокочастотными продольно-пульсирующими волнами, а в области $\alpha > 1$ — режим непрерывной спиновой детонации.

В заключении обобщаются основные результаты диссертационного исследования.

Важнейшим результатом диссертационной работы является численное и экспериментальное обоснование перспективности использования пульсирующей и непрерывной спиновой детонации в камерах сгорания ПВРД и энергоустановок.

Основная **научная новизна** заключается в определении возможности работы ПВРД в дозвуковых потоках набегающего воздуха (расчёты и

бросковые испытания), а также в сверхзвуковых потоках при $M = 1.5-2.5$ с положительной тягой и удельным импульсом до 4760 с.

Результаты проведенного комплексного исследования служат основой для проведения экспериментов с многоатомными видами топлива (в том числе углеводородами) и создают задел для практического применения детонационного горения в ПВРД и различных энергетических установках.

Полученные в диссертации результаты опубликованы в 7 печатных работах в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК, из них 7 – в журналах, индексируемых базами данных Web of Science и/или Scopus.

Диссертационная работа Зангиева А.Э. выполнена на высоком научном уровне. **Достоверность** результатов измерений и **обоснованность** выводов не вызывают сомнений. Полученные результаты обладают научной новизной и важны для развития физики горения и взрыва, имеют перспективы практического применения в аэрокосмической отрасли.

По диссертации имеется ряд **замечаний**.

1. Расчёты химических реакций, структуры пламени и детонационных волн проведены при условии предварительного смешения компонентов смеси. Все экспериментальные данные показывают, что подавляющее влияние на реализацию детонационного процесса оказывает смешение компонентов, подаваемых отдельно в КС. И это необходимо учитывать в дальнейшем, особенно при горении и детонации подаваемых отдельно жидких горючих и воздуха. В расчёте пульсирующего режима с жидким горючим расчёты «спасла» большая длина КС, а в режиме ПВРД — использование химически активного горючего (водорода).

2. Для определения профиля давления в детонационном фронте и в волне разрежения за ним использовались высокочастотные датчики с волноводами. Интерференция падающих и отражённых волн полностью искажает структуру детонационных волн. Поэтому необходим

непосредственный контакт чувствительного элемента датчика с потоком в КС.

3. Непоследовательность расстановки рисунков и таблиц затрудняет чтение и усвоение текста.

4. Поскольку в работе представлены результаты экспериментальных исследований, название работы следовало бы сформулировать более широко: «Математическое моделирование и экспериментальные исследования рабочего процесса в прямооточных детонационных двигателях».

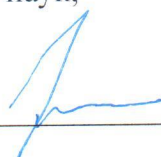
Указанные замечания не снижают положительную оценку научной ценности диссертационной работы. Работа является завершённым исследованием и содержит научно обоснованные новые расчётные, технические и конструкционные решения. Согласование экспериментальных данных с результатами расчетов доказывает достоверность полученных результатов, которые прошли апробацию на научных международных и российских конференциях, опубликованы в ведущих рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК России. Дальнейшие исследования по тематике работы найдут практическое применение в аэрокосмической области.

Диссертационная работа Зангиева А.Э. по целям, задачам, содержанию, методикам исследования и научной новизне соответствует паспорту специальности 1.3.17 — химическая физика, горение и взрыв, физика экстремальных состояний вещества. Автореферат отражает содержание диссертации.

Диссертация соответствует требованиям пункта 9 «Положения о присуждении ученых степеней», утвержденного постановлением Правительства Российской Федерации № 842 от 24 сентября 2013 года, и «Изменений, которые вносятся в Положение о присуждении ученых степеней», утвержденных постановлением Правительства Российской Федерации № 335 от 21 апреля 2016 года. Представленная диссертация

является законченной научно-квалификационной работой, в которой содержится решение задачи по реализации пульсирующей и непрерывной спиновой детонации в камерах сгорания ПВРД, имеющей значение для развития научного потенциала в данной области. Автор диссертации Зангиев Алан Эльбрусович заслуживает присуждения ученой степени кандидата физико-математических наук по специальности 1.3.17 — химическая физика, горение и взрыв, физика экстремальных состояний вещества.

Главный научный сотрудник лаборатории динамики
гетерогенных систем Федерального государственного бюджетного
учреждения науки Института гидродинамики им. М.А. Лаврентьева
Сибирского отделения Российской академии наук,
доктор технических наук


Ф.А. Быковский

Подпись г.н.с., д.т.н., Быковского Ф.А. заверяю
Ученый секретарь ИГиЛ СО РАН
к.ф.-м.н.




А.К. Хе

24 октября 2023 года

Адрес: 630090, г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д. 15

E-mail: bykovskii@hydro.nsc.ru

Тел. 8 (383) 333-24-02