

Секция 7

**Развитие космонавтики
и фундаментальные проблемы
газодинамики, горения и теплообмена**

**АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИМПУЛЬСНЫХ
ДЕТОНАЦИОННЫХ ГОРЕЛОК И ДВИГАТЕЛЕЙ: ЛИТЕРАТУРНЫЙ ОБЗОР**

К.А. Авдеев¹, Ф.С. Фролов², С.М. Фролов²

¹*Тульский государственный университет, г. Тула*

²*Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва
e-mail: smfrol@chph.ras.ru*

Импульсная детонация – самый эффективный способ прямого сжигания вещества, который теоретически позволяет повысить КПД технологических горелок и реактивных двигателей летательных аппаратов. Основное преимущество импульсно-детонационного горения (ИД) – сочетание высокой топливной экономичности с высокими значениями температуры и скорости продуктов детонации. При использовании импульсной детонации в горелочных устройствах теплопередача от продуктов детонации к теплоносителю существенно выше, чем при использовании традиционных горелок, ввиду огромной конвективной составляющей. Поэтому в настоящее время активно исследуется возможность реализации процесса ИД горения природного газа для повышения эффективности работы энергетических установок.

Проведен анализ научно-технической и патентной литературы по исследованию и конструированию перспективных импульсных детонационных горелок (ИДГ) и двигателей (ИДД). Выделены основные научные и технические проблемы создания практических ИДГ и ИДД, конкурирующих с существующими аналогами. К их числу относятся инициирование детонации штатных топлив (керосин, природный газ и др.), охлаждение, шум, вибрации, циклические ударные нагрузки и другие эксплуатационные параметры (например, массогабаритные). Описаны существующие подходы к решению перечисленных проблем. Анализ показал, что проблема реализации процесса ИД горения природного газа, несмотря на ее важность, до настоящего времени не решена в связи с низкой детонационной способностью природного газа и необхо-

димостью решения ряда фундаментальных и прикладных задач по организации процесса. В то же время результаты теоретических и экспериментальных работ по исследованию и практическому применению процессов ИД горения различных топлив, выполненных в ведущих российских научных центрах (ИХФ РАН, ОИВТ РАН, ИГД СО РАН, ИАП РАН, МИФИ) и “Центре импульсно-детонационного горения”, созданном этими организациями, показывают реальность решения этой проблемы.

Работа выполнена в рамках Государственного контракта № 02.516.12.6026 “Разработка процесса импульсного детонационного горения природного газа для повышения эффективности работы энергетических установок”.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ ПРИ РАЗДЕЛЕНИИ ДВУХСТУПЕНЧАТЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

***Н.П. Адамов, М.Д. Бродецкий, Л.Г. Васенёв, А.М. Харитонов
ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, г. Новосибирск
e-mail: adamov@itam.nsc, khar@itam.nsc.ru***

Одной из концепций будущих космических многоразовых транспортных систем являются двухступенчатые аппараты, вторая ступень которых является орбитальной. Предполагается, что разделение ступеней осуществляется в диапазоне чисел Маха $6 \div 12$ на высотах около 30 км., а следовательно, при высоких скоростных напорах. В общем случае сверхзвуковое обтекание разделяющихся аппаратов является сложной пространственной, нестационарной газодинамической задачей. Для адекватного численного моделирования таких течений необходимо глубокое понимание физической картины взаимодействия и ее особенностей. Поэтому эксперимент должен включать суммарные и распределенные характеристики обтекания в сочетании с визуализацией течения в межмодельном пространстве.

В работе приводятся результаты экспериментальных исследований, проведенных в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН в диапазоне чисел Маха $3 \div 6$ и углов атаки $0 \div 10^\circ$.

Исследования проводились с использованием схематизированных крылатых моделей, а также концепции ELAC-EOS.

Результаты экспериментальных исследований аэродинамики разделяющихся крылатых тел обнаружили ряд особенностей обтекания, обусловленных взаиморасположением ступеней в пространстве. Показана возможность реализации областей отрицательной интерференции, когда 2-я ступень полностью теряет свои несущие свойства, и сложная зависимость между интерференционными составляющими нормальной силы и продольного момента, когда проявляется реверсивное изменение продольного момента, вследствие смещения центра давления вперёд или назад по мере отдаления 2-й ступени. Эти и другие интерференционные эффекты могут оказать существенное влияние на безопасность манёвра разделения ступеней.

Полученная экспериментальная информация собрана в базу данных аэродинамики разделяющихся крылатых аппаратов, которая способствует более глубокому пониманию условий формирования интерференционных составляющих и может быть использована для валидации численных методов расчета.

РАЗРАБОТКА ЛОЖНЫХ ТЕПЛОВЫХ ЦЕЛЕЙ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

В.А. Алтунин

КГТУ им. А.Н. Туполева, г. Казань

e-mail: altspacevi@yahoo.com

Ложные тепловые цели (ЛТЦ) предназначены для защиты ЛА, ВКС, КС, ОКС от средств нападения с инфракрасными головками самонаведения (ИФ ГСН). Существующие ложные тепловые цели (ЛТЦ) являются одноразовыми, малоэффективными и очень дорогостоящими.

На основе фундаментальных экспериментальных исследований разработан и запатентован новый способ увеличения светимости сопла ЛТЦ, созданы и запатентованы новые конструктивные схемы ЛТЦ многоразового использования (ЛТЦМИ) – это тросовые микро-ЛА (или малогабаритные ЛА) с микро- или малогабаритными ВРД, ЖРД многоразового использования и др.

Разработана методика расчёта и проектирования различных ЛТЦМИ на жидких углеводородных горючих, где искусственно выращивается твёрдый углеродистый осадок с дальнейшим его дожиганием в сопле ЛТЦМИ.

В работе подробно раскрываются конструктивные особенности, температурные (и термодинамические) режимы при подготовке рабочих участков, при их использовании – в походном и боевом положениях в различных наземных, воздушных, аэрокосмических и космических условиях.

Рабочие участки могут иметь стержневую или кольцевую форму с различными способами нагрева (для обеспечения роста осадка): от наружной стенки сопла ЛТЦ, от огневой газодинамической струи – в торце сопла ЛТЦ, электронагревом. Последний способ в основном должен применяться без запуска в работу ЛТЦ (при подготовке к полёту, в полёте – в период молчания и т.д.). Создана система контроля и управления работой ЛТЦМИ.

Применение данных разработок значительно повысит безопасность полётов всех типов и видов ЛА, КЛА, ВКС, КС, ОКС – особенно в зоне пролёта над территорией ПВО, ПРО, ПКО противника или над территорией локальных межнациональных и террористических войн и локальных конфликтов.

РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ ЗАЩИТЫ КОРПУСОВ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ И КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ОТ ТЕПЛОВЫХ ЛАЗЕРНЫХ УДАРОВ

В.А. Алтунин

КГТУ им. А.Н. Туполева, г. Казань

e-mail: altspacevi@yahoo.com

В период локальных конфликтов и террористических войн необходимо предусматривать и решать вопросы, связанные с защитой аэрокосмических и космических летательных аппаратов от лазерного прицеливания и лазерного удара (наземного, воздушного, космического базирования).

На основе анализа существующих способов защиты от тепловых ударов и проведённых фундаментальных исследований с жидкими углеводородными горючими и охладителями при докритических, критических и сверхкритических давлениях в условиях естественной и вынужденной конвекции разработаны и запатентованы новые способы и методы борьбы с лазерными ударами. В первую очередь, созданы конструктивные схемы защиты баков горючего. Эти же модернизирован-

ные схемы возможно применять и для эффективного охлаждения других частей корпусов ЛА, КЛА, ВКС, КС, ОКС.

Создана методика расчёта и проектирования систем защиты от тепловых ударов, которая включает следующие основные этапы:

1. Анализ характеристик возможных максимальных тепловых ударов.
2. Анализ существующих систем защиты от тепловых ударов.
3. Анализ конструктивных и др. характеристик корпуса рассматриваемого ЛА, КЛА, ВКС, КС, ОКС.
4. Анализ возможностей и эффективности применения существующих (пассивных, активных и др.) способов и методов защиты.
5. Разработка новых способов и методов защиты:
 - анализ и выбор возможностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим в различных условиях (без электростатических полей, с полями);
 - создание рабочих участков и плана их размещения;
 - разработка датчиков и систем контроля для своевременного обнаружения лазерного прицеливания и борьбы с тепловым ударом в автоматическом режиме с выводом данных на специальное табло.

**УМЕНЬШЕНИЕ АМПЛИТУДЫ ДАВЛЕНИЯ
НА ФРОНТЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ПРИ ВЗРЫВЕ
ВНУТРИ ОБЪЕМА, ОГРАНИЧЕННОГО СТЕНКАМИ
ИЗ ЛЕГКОРАЗРУШАЕМОГО МАТЕРИАЛА**

Т.В. Баженова, В.В. Голуб, О.А. Мирова, Ю.Л. Шаров
Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва
e-mail: bazhenova@ihed.ras.ru

В работе приведены результаты экспериментального исследования воздействия на преграду взрывных волн в объеме, ограниченном стенками из различных материалов. Проведено сравнение давления на фронте отраженной взрывной волны при взаимодействии ее с жесткой металлической стенкой и разрушаемой стенкой из прессованного песка.

Проведенные ранее исследования экранов из слабосвязанной смеси песка и цемента относились, в основном, к проблеме защиты людей и сооружений, находящихся вне объема, в котором происходит

взрыв [1]. В данной работе рассматривается задача о б ослаблении действия взрыва внутри объема, в котором происходит взрыв. Исследован одномерный случай – действие взрывной волны в канале, замкнутом преградами из различного материала.

Измеренное на расстоянии 14.5 мм от преграды число Маха ударной волны в разных опытах составляло $1.6 \div 1.73$. Избыточное давление на фронте ударной волны составляло около 2.2 бар. Такое давление соответствует, например, взрыву 20 кг TNT на расстоянии 5 м от точки измерения. Установлено, что при отражении от стенки из песка давление на фронте отраженной волны P_n меньше, чем давление при отражении от жесткой стенки $P_{ж}$. Получена зависимость коэффициента ослабления $k = P_n / P_{ж}$ от толщины слоя песка.

Кинограммы движения заднего фронта песка показали, что скорость движения фронта уменьшается с увеличением толщины слоя песка и, соответственно, его массы по экспоненциальному закону. Тонкая стенка разрушается быстрее и создает более сильную волну разрежения, которая уменьшает пиковое давление в отраженной ударной волне.

Литература

1. Голуб В.В., Медин С.А, Петухов В.А. др. Взрывозащитный экран. / Патент 2206062 от № 2004107093/03. Приоритет от 11.03.2004, БИ № 35.22.12.2005.

АВТОКОЛЕБАТЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПЕРЕРАСШИРЕННЫХ СТРУЙ С ПРЕГРАДАМИ

О.В. Бочарова, М.Г. Лебедев
МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва
e-mail: somniac@rambler.ru

Исследования, посвященные автоколебательному взаимодействию сверхзвуковых струй с преградами, выполнены в основном для случая недорасширенных струй. Существуют лишь отдельные экспериментальные работы, исследующие случай перерасширенных струй, а вычислительных работ в этом направлении не имеется вообще. С целью заполнить указанный пробел авторами выполнено численное исследование взаимодействия сверхзвуковых перерасширенных струй с пре-

градами. Расчеты выполнены методом С.К. Годунова на весьма подробных сетках с использованием технологий параллельного программирования. В ходе численного моделирования варьировались параметры струи – число Маха, нерасчетность и температура торможения, а также геометрические параметры преград – размеры и форма преграды и ее положение относительно среза сопла. Преграды имели форму цилиндрической полости глубиной $l = (0 \div 18)R_0$, где R_0 – радиус среза сопла (случай $l = 0$ соответствует плоской преграде). По результатам численных расчетов исследована зависимость наличия автоколебательного процесса и его характеристик (частоты и амплитуды) от определяющих газодинамических и геометрических параметров. Имеет место хорошее согласование с экспериментальными данными по частоте основного тона. Обнаружено, что во всех случаях, когда существуют колебания, они следуют низкочастотной моде (regurgitant mode, по терминологии Е. Brocher). При этом имеет место периодическое выплескивание накопившейся в полости массы газа навстречу набегающему потоку струи с образованием структуры, состоящей из трех поверхностей разрыва (две ударные волны и разделяющая контактная поверхность). Численные эксперименты с установкой экранов во внешнем акустическом поле струи указывают, что распространенная идея о генерации автоколебаний посредством обратной связи через это поле не находит подтверждения. Об этом же свидетельствует тот факт, что амплитудно-частотные характеристики автоколебаний оказываются независимыми от относительной температуры газа струи. Ранее аналогичные результаты были получены для случая недорасширенных сверхзвуковых струй.

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ СХЕМ РАДИАЦИОННОГО
ОХЛАЖДЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО КРИОГЕННОГО ТЕЛЕСКОПА
КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ “СПЕКТР-М”**

И.С. Виноградов

Астрокосмический центр ФИАН, г. Москва

e-mail: vinogradov@asc.rssi.ru

Для глубокого охлаждения конструкции рефлектора космической обсерватории “Спектр-М” (до уровня температур 4÷5 К) планируется разместить космической аппарат (КА) в окрестности точки либрации L_2

на расстоянии 1.5 млн. км от Земли в направлении, противоположном направлению на Солнце. Наряду с радиационным (пассивным) будет применено активное охлаждение с помощью криокулера. В качестве ориентировочной холодопроизводительность криокулера принята 100 мВт.

Радиационное охлаждение предлагается реализовать с помощью системы тонкопленочных экранов, компонуемых определенным образом с остальной конструкцией КА "Спектр-М". Радиационные (пассивные) способы и средства охлаждения на основе использования тонкопленочных экранов широко обсуждаются в научных и инженерных кругах в последнее время применительно к охлаждению крупногабаритных космических телескопов следующего поколения (James Webb, SAFIR, CALLISTO, Спектр-М и др.). В качестве основного материала радиационных экранов предложено применить металлизированную полиимидную или полиэтилентерефталатную пленку.

В сообщении приводятся результаты расчетов для трех схем радиационных экранов. Для каждой из схем проведены расчеты для случаев, когда, во-первых, активное охлаждение не используется; во-вторых, активно охлаждается ближайший к рефлектору экран; в-третьих, активно охлаждается непосредственно рефлектор. Тепловые расчеты выполнены в форме решения стационарных задач радиационно-кондуктивного теплообмена. В расчетах терморрадиационные характеристики считались зависящими от температуры, длины волны и направления. Для обращенных в сторону Солнца поверхностей 1-го и 2-го экранов интегральные степени черноты и поглощательные способности в ИК-диапазоне равны 0.2, коэффициенты поглощения солнечного излучения – 0.1. При задании терморрадиационных свойств поверхностей в межэкранной области и фронтальной поверхности рефлектора использовались экспериментальные данные (степени черноты и поглощательные способности в ИК-диапазоне лежат в пределах $0.02 \div 0.1$). Для тыльной поверхности рефлектора принято, что степень черноты и поглощательная способность в ИК-диапазоне составляют 0.1. Температура активно охлаждаемых конструкций в расчетах составляет 4.5 К.

Проведенные исследования демонстрируют возможности комбинированного пассивно-активного охлаждения конструкции рефлектора перспективного крупногабаритного криотелескопа космической обсерватории "Спектр-М" до температур уровня $4 \div 5$ К.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОНСТРУКЦИИ РАДИОТЕЛЕСКОПА КОСМИЧЕСКОЙ ОБСЕРВАТОРИИ “СПЕКТР-Р”

И.С. Виноградов¹, С.Б. Новиков²

¹Астрокосмический центр ФИАН, г. Москва

²ФГУП ЦНИИМаш, г. Королев

e-mail: vinogradov@asc.rssi.ru

Космический аппарат (КА) “Спектр-Р” движется по вытянутой эллиптической орбите с параметрами:

- наклонение 51.6 градуса;
- перигей от 500 до 4000 км;
- апогей от 300000 км до 360000 км.

Все изделие засвечивается Солнцем со стороны оси Z. Солнечный поток может отклоняться на 75° в сторону оси –X (ось X – ось симметрии параболического рефлектора КРТ). При тепловакуумных испытаниях (ТВИ) изделие засвечивается Солнцем (ИСИ) со стороны оси +Z.

С целью сопровождения работ по проектированию, изготовлению, наземной отработке и эксплуатации целевого модуля КА “Спектр-Р” – крупногабаритного (диаметр 10 м) космического радиотелескопа (КРТ) – разработаны математические тепловые модели конструкции и отдельных систем обеспечения теплового режима. Сложность конструкции, повышенные требования к точности влекут за собой необходимость построения детальных математических моделей, применения для расчетов наиболее мощных из имеющихся современных численных программных средств. В расчетах учитывается анизотропия теплофизических свойств конструкционных (композиционных) материалов, зеркально-диффузный (в общем случае) характер отражения теплового излучения от поверхностей.

В результате проведенного моделирования получены оценки температурного состояния приемников и рефлектора КРТ в условиях эксплуатации и тепловакуумных испытаний.

**ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОГО РАСПРОСТРАНЕНИЯ
ГОРЕНИЯ ПО КАНАЛУ
СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ТЕЧЕНИЕМ ВЯЗКОГО ГАЗА**

В.В. Власенко

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

e-mail: vvvlas@progtech.ru

Работа посвящена влиянию математической модели на результаты численного моделирования нестационарного распространения горения в плоской модельной камере сгорания со сверхзвуковым течением. Моделируются условия экспериментов в ЦАГИ. Расчетная область включает сопло аэродинамической трубы (число Маха на выходе $M = 2.5$) и присоединенный к соплу канал с уступом, состоящий из узкого участка с углом расширения 0.5° и широкого участка постоянного сечения. На входе в сопло – поток воздуха с $T_0 = 1496$ К и $P_0 = 17.93$ атм. На небольшом расстоянии вверх по потоку от ступенчатого расширения канала в поток инжектируется керосин (из четырех отверстий, параллельно основному потоку; коэффициент избытка воздуха – 1.262). Иницирование горения производится с помощью электрического разряда около нижней стенки недалеко от выхода из камеры сгорания. Установлению горения в камере предшествует этап нестационарного развития процесса с прохождением по каналу камеры волны горения.

Для корректного описания нестационарных процессов расчет проводится с использованием явной схемы. Ограничение на шаг по времени приводит к очень малым значениям шага по времени – как из-за сильного сгущения сетки в области стенки, так и из-за жесткости уравнений химической кинетики. Для получения результатов за приемлемое время приходится искать способы упрощения постановки задачи.

1-й вариант упрощенной постановки задачи – расчет без условия прилипания на стенках камеры. В этом случае после быстрого переходного процесса устанавливается стационарный режим течения с диффузионным горением за инжекторами.

2-й вариант упрощенной постановки задачи – расчет с условием прилипания на стенках и с локальным шагом по времени. В невязком ядре потока сетка делается равномерной, чтобы локальный шаг по времени не давал существенных ошибок в описании нестационарных процессов. Из-за сильного взаимодействия волны горения с пограничными слоями в узкой части канала формируется структура типа псевдо-

скачка. На некоторых режимах получены незатухающие колебания фронта пламени внутри канала. Но локальный шаг по времени некорректно описывает нестационарные процессы, что придает полученным результатам лишь качественный характер.

3-й вариант упрощенной постановки задачи – условие “закон стенки” на стенках камеры, которое позволяет помещать в пограничный слой малое число ячеек, и методология дробного шага по времени, которая позволяет ускорить расчет, сохраняя корректность описания нестационарных процессов. В этих расчетах также были получены незатухающие продольные колебания фронта пламени с частотой около 300 Гц.

Для верификации 3-го способа описания нестационарных процессов в канале были проведены тестовые расчеты распространения вверх по потоку сильного скачка уплотнения в канале той же геометрии, но без горения. При этом возникает сходная структура течения. Расчеты были выполнены двумя способами: 1) с использованием третьего варианта упрощенной постановки задачи и 2) с условием прилипания на твердой стенке, с сильным сгущением сетки к стенке и также с дробным шагом по времени. Второй способ более достоверен, но увеличивает время счета на порядок. На основе сопоставления можно сделать вывод о том, что расчет с граничным условием “закон стенки” может быть использован для оценки характеристик камеры сгорания.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ЦИКЛА ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРЯМОТОЧНОЙ СХЕМЫ

В. Власенко, А. Ширяева

***ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский
e-mail: vvlas@progtech.ru, anette_dc@mail.ru***

Использование управляемой детонации для эффективного сжигания топлива признается сейчас одним из возможных направлений в совершенствовании двигателей. Особое внимание уделяется разработке пульсирующего детонационного двигателя (ПудД). В работе [1] была рассмотрена сверхзвукового однокамерного ПудД, предложенная Н.Х. Ремеевым (ЦАГИ). Двигатель включает воздухозаборник, камеру сгорания с инициатором детонации и реактивное сопло (типа сопла

Лавая). Инжекция горючего (водород) производится непосредственно в воздушный поток, входящий в камеру сгорания. В конце камеры сгорания производится инициирование горения. Возникает детонационная волна, которая бежит вверх по потоку и сжигает смесь в камере сгорания. В двигателе не применяются специальные устройства для экранирования камеры от воздухозаборника. Поэтому существенной стадией рабочего цикла является этап гашения ударной волны, в которую превращается детонация после того, как проходит инжекторы и движется дальше вверх по потоку. Однако гашение ударной волны не только должно предотвратить разрушение течения в воздухозаборнике, но и является одним из основных способов создания тяги в данном ПудД. В предложенной схеме гашение ударной волны осуществляется с помощью входного устройства с перфорированной стенкой. Перфорированный отсек закрыт кожухами, при помощи которых происходит перепуск газа в направлении вниз по потоку. Перетекание газа через перфорированную стенку, а также его взаимодействие с поверхностью кожухов создает полезную продольную силу.

В работе [1] было выполнено численное моделирование рабочего процесса в таком ПудД. Был получен циклический режим работы двигателя с частотой порядка 100 Гц. По результатам расчетов была выполнена оценка характеристик такого двигателя. Средние за цикл величины параметров для $M = 3$, $N = 20$ км, $\alpha = 2$ составили: $J_{sp} = 4550$ с, $R_{sp} = 33.515$, $C_R = 0.3499$.

Однако в работе [1] не учитывалась полезная продольная сила, которая возникает при перетекании газа через отверстия перфорации. К настоящему времени предложено граничное условие, которое позволяет более детально описать процесс перетекания газа через перфорацию и оценить данную силу. Кроме того, в работе [1] не удалось предотвратить выход ударной волны в воздухозаборник, что ухудшило полученные характеристики.

В настоящей работе расчеты данного ПудД проведены заново с использованием новой численной технологии. Учтены дополнительные составляющие продольной силы. Кроме того, рассматриваются дополнительные варианты геометрии двигателя (модификации перфорированного отсека, различные варианты геометрии сопла). Анализируются физические процессы, протекающие во время рабочего цикла двигателя. Производится выбор оптимальной конфигурации.

Литература

1. Remeev N.Kh., Vlasenko V.V., Khakimov R.A., Analysis of operation process and possible performance of the supersonic ramjet-type pulse detonation engine, Pulse and Continuous Detonation Propulsion, Ed. By G.Roy, S. Frolov, J. Shepherd, Moscow, Torus Press, 2005, pp.257-272.

**АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ
О САМОВОСПЛАМЕНЕНИИ ВОДОРОДА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ЕГО В ТРУБКУ,
ЗАПОЛНЕННУЮ ВОЗДУХОМ**

Л.Г. Гвоздева, Е.А. Седова, Д.И. Бакланов
Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва
e-mail: gvozdevalg@mail.ru, levik18@mail.ru

Изучение возможности самовоспламенения при истечении горючего газа в окислительную среду является задачей первостепенной важности. Процессы истечения газа встречаются в тепловых двигателях, а также могут происходить при выбросе газа из резервуаров или трубопроводов. Особую актуальность проблема самовоспламенения приобрела в последнее время в связи с развитием водородной энергетики, когда необходимо обеспечить безопасное хранение водорода в резервуарах под большим давлением.

Настоящая работа является продолжением исследований, проводимых в отделе физической газодинамики ОИВТ по этой тематике. В работах [1, 2] были представлены результаты экспериментальных и численных исследований воспламенения водорода при истечении его в прямоугольный и цилиндрический каналы. Было получено, что воспламенение зависит от формы канала, и предложены некоторые объяснения экспериментальных данных. В данном исследовании для анализа процесса истечения водорода был применен модифицированный метод распада произвольного разрыва, аналитический метод, применяемый для расчета ударных труб. В этой модификации учитывалось изменение формы канала при переходе от камеры высокого давления к камере низкого давления [3].

Проведенное аналитическое исследование показало, что форма соединения каналов, в частности, существование сопла в месте расположения диафрагмы, играет определяющую роль в процессе воспламенения. Полученные данные хорошо согласуются с результатами экспериментов и численных решений.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проект № 08-03-01089а).

Литература

1. Головастов С.В., Баженова Т.В., Бакланов Д. И., Володин В.В., Голуб В.В. Влияние граничных условий на самовоспламенение водорода при истечение в атмосферу// Актуальные проблемы российской космонавтики. Труды XXXII академических чтений по космонавтике. – М.: Комиссия РАН, 2008.С.168-169.
2. Семин Н.В., Баженова Т.В., Ласкин И.Н., Головастов С.В., Голуб В.В. Численное исследование самовоспламенения водорода при истечение его в трубку ,заполненную воздухом // Актуальные проблемы российской космонавтики. Труды XXXII академических чтений по космонавтике. – М.: Комиссия РАН, 2008.С.169-170.
3. Гвоздева Л.Г., Артемьев А.А., Рыжкина И.Н., Тарусова Н.В. Взаимодействие ударных волн с отражающим соплом// Актуальные проблемы российской космонавтики. Труды XXXIII академических чтений по космонавтике. – М.: Комиссия РАН, 2009.С.179-180.

КОРРЕЛЯЦИОННЫЕ ЗАВИСИМОСТИ КРИТИЧЕСКОГО ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА ПРИ ТЕЧЕНИИ ГАЗА В КАНАЛЕ С ОРОШАЕМОЙ СТЕНКОЙ ОТ КОНСТАНТ ДИМЕРИЗАЦИИ

А.В. Гелиев¹, С.З. До², Б.В. Егоров^{1,2}, Ю.Е. Маркачев¹, Д.М. Шогин²

¹ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

*²Московский физико-технический институт, г. Жуковский
e-mail: boris.egorov@mail.ru*

В работе [1] была найдена корреляционная зависимость между значением критического числа Рейнольдса Re_{cf} ламинарно-турбулентного перехода и свойствами жидкой пленки. Известно, что одним из источников волн в пленке могут явиться химические реакции на ее поверхности. При орошении вертикального канала водой при наличии восходящего потока воздуха простейшей реакцией на поверхности жидкой пленки может быть образование и разрушение димеров воды. В работе [2] было получено выражение второго вириального коэффициента $B(T)$ в виде $B = B_f + B_b + B_m$, где B_f – вклад исключенного объема атомов или молекул газа, $B_b = -K_{pb}(T)$ – вклад от наличия в газе связанных димеров, $B_m = -K_{pm}(T)$ – вклад от наличия в газе метастабильных димеров (вращательных пар), здесь K_{pb} и K_{pm} – константы равновесия

реакции димеризации с образованием связанных и метастабильных димеров соответственно. Расчеты, проведенные в настоящей работе, показали, что наибольший вклад в величину второго вириального коэффициента $B(T)$ в исследуемом диапазоне температур и для исследуемых веществ вносят связанные и метастабильные кластеры. В настоящей работе получена корреляционная зависимость Re_{cf} от $B_{bm} = B_b + B_m \approx B$ с коэффициентом статистической достоверности $R^2 = 0.8606$ вида $Re_{cf} = 10^{-5} B_{bm}^2 + 0.29 B_{bm} + 2243.9$. Эта корреляционная зависимость, возможно, указывает на источник начальных возмущений потока конечной величины, поскольку образующиеся и разрушающиеся кластеры обладают большой энергией, сосредоточенной в колебательных степенях свободы.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 08-01-00540).

Литература

1. Дытнерский Ю.И., Борисов Г.С. Гидродинамика и массоперенос в аппаратах пленочного типа // Тепло и массообмен при химических превращениях в технологии. Под ред. Лыков А.В. – Минск, 1966. - С.93-99.
2. Stogrin D.E., Hirschfelder J.O. Contribution of bound, metastable and free molecules to the second virial coefficient and some properties of double molecules // J. Chem. Phys. – 1959. – V.31, N.6. – P.1531-1545.

ПАРАМЕТРЫ ДВИЖЕНИЯ КАПЕЛЬ ПРОДУКТОВ НЕПОЛНОГО СГОРАНИЯ ТОПЛИВА, ВЫБРАСЫВАЕМЫХ ИЗ СОПЕЛ ЖРДМТ В КОСМОСЕ

Ю.И. Герасимов, А.Н. Крылов
РКК "Энергия" им. С.П. Королева, г. Королев
e-mail: andrey.n.krylov@rsce.ru

Для управления ориентацией космических кораблей (КК) и орбитальных станций (ОС) используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ). При работе ЖРДМТ часть компонентов топлива полностью не сгорает и выбрасывается из сопел в окружающее пространство (практически в полную сферу), оседая на внешних элементах конструкции. Продукты неполного сгорания (ПНС) выбрасываются в виде капель в приосевую и периферийную части струи и в виде молекулярных кластеров, которые летят вместе с потоком газовой фазы.

Выбросы ПНС загрязняют внешние элементы конструкции кораблей и станций. В сеансах работ экипажа в открытом космосе осадки высокотоксичных ПНС создают риск контактного загрязнения скафандров, на которых они могут попасть в обитаемый объем станции.

Количественные параметры выбросов ПНС из ЖРДМТ получены в сериях космических экспериментов, проведенных на ОС "Мир" и на международной космической станции (МКС) [1-3].

Одним из важных вопросов, связанных с выбросами из сопел ЖРДМТ капельной фракции ПНС, является потенциальная опасность ее эрозионного воздействия на поверхности неметаллических материалов, терморегулирующих покрытий и тепловую защиту элементов КК и ОС. Для прогноза уровня эрозии материалов необходимо, в частности, знать дисперсный состав капель и скорости их движения.

Результаты расчетных исследований параметров движения капель в соплах ЖРДМТ, вылетающих в приосевую часть струи за срезом сопла, изложены в [4].

В работе представлены результаты численных расчетов параметров движения капель в приосевой части струи и анализа видеоматериалов, полученных в полетах КК "Союз" и служебного модуля МКС. В этих видеоматериалах зафиксированы выбросы капель ПНС в центральные и в периферийные зоны течения струй ЖРДМТ тягой ~ 130 Н.

Приведены данные о границах зон выброса капель, дисперсном составе и скоростях их движения. Показано, что капли, срывающиеся с кромки сопла в периферийную часть струи, имеют скорости от 2 до 15 м/с.

Литература

1. Rebrov S., Gerasimov Y.. Investigation of the Contamination Properties of Bi-propellant Thrusters. AIAA 2001-2818 // 35th AIAA Thermophysics Conference. 2001. Anaheim, CA, p. 1.
2. Герасимов Ю.И., Ярыгин В.Н., Буряк А.К. и др. Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. 2. Натурные эксперименты // Теплофизика и аэромеханика, том 10, №4, Новосибирск, 2003, с. 575-586.
3. Герасимов Ю.И., Буряк А.К. Условия образования устойчивых осадков продуктов неполного сгорания топлива жидкостных ракетных двигателей на внешних элементах орбитальных станций // Химическая физика. 2008, том 27. № 10, с. 26-34.

4. Герасимов Ю.И. Параметры капель продуктов неполного сгорания в соплах жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Химическая. физика. 2006. том 25. № 11, с. 25-34.

ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

***С.В. Головастов, Д.И. Бакланов, В.В. Голуб, А.Ю. Микушкин
Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва
e-mail: golovastov@yandex.ru***

Тяга любого реактивного двигателя определяется характеристиками сопла. В том случае, если продукты сгорания истекают со сверхзвуковой скоростью, повышение тяги двигателя может быть достигнуто за счет увеличения площади среза сопла.

В данной работе исследовано влияние размеров сопла на значение тяги, создаваемой импульсным периодическим сжиганием топлива. Использовалось детонационное сжигание стехиометрической водородно-воздушной смеси в канале, обеспечивающем непрерывную раздельную подачу топлива в камеру сгорания, перемешивание, воспламенение компонентов топлива с помощью электрической искры и переход горения в детонацию на расстоянии до 100 калибров. Внутренний диаметр камеры сгорания составлял 16 мм.

Рассмотрены газодинамические сопла различных диаметров. Показано, что увеличение площади среза сопла приводило к увеличению тяги. Однако увеличение размеров сопла приводило к увеличению объема камеры сгорания и повышению расхода газа. Было обнаружено, что оптимальный диаметр сопла, при котором удельная тяга максимальна, равен 28 мм (~ 1.8 калибров).

Представленная зависимость удельной тяги (F/V) от площади среза сопла может оказаться характерной для пульсирующих двигателей.

**ДВУХТАКТНЫЙ ПУЛЬСИРУЮЩИЙ
ДЕТОНАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**

*С.В. Головастов, Д.И. Бакланов, В.В. Голуб,
И.Н. Тарасенко, Т.М. Фаляхов*

*Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва
e-mail: golovastov@yandex.ru*

В настоящее время на пути развития и применения пульсирующего детонационного двигателя (ПДД) стоят, по крайней мере, две актуальных проблемы: 1) возможность забора воздуха из атмосферы при нулевой или низкой скорости, когда интенсивность набегающего потока недостаточна для нормального функционирования двигателя [1, 2], и 2) снижение вибраций, возникающих при пульсирующем горении топлива.

В работе предложена новая концепция ПДД, согласно которой сжатие окислителя при нулевой скорости летательного аппарата осуществляется поршнем, приводимым в движение продуктами детонационного (дефлаграционного) сжигания. Создан экспериментальный стенд, моделирующий работу одного цикла. Тяговая стенка детонационной камеры представляла собой подвижный поршень, который сжимал атмосферный воздух, поступающий из атмосферы в камеру сжатия. При этом проблема вибраций решалась естественным путем в рамках данной концепции.

Длина детонационной камеры менялась от 80 до 2300 мм, а внутренний диаметр составлял 16÷20 мм. Инициирование детонации происходило в стехиометрической водородно-кислородной смеси при давлении 1 атм, в камере сжатия находился воздух под давлением 1 атм. Поршню, масса которого составляла 1.8÷4.0 г, придавалась скорость 30÷50 м/с.

Исследовано формирование детонационной волны и степень сжатия воздуха в камере сжатия при различных длинах детонационной камеры. Увеличение длины камеры сгорания приводило к увеличению времени воздействия продуктов сгорания на поршень и, как следствие, к увеличению степени сжатия воздуха. Максимальная степень сжатия воздуха равнялась 4.

Использование данной концепции может привести к росту давления в камере сгорания. Кроме того, возможно функционирование как с детонационным, так и с дефлаграционным горением.

Литература

1. *Frankey B., Schauer F., Bradley R., Hoke J.* Evaluation of a hybrid-piston pulsed detonation engine // AIAA-2002-0474.
2. *Hoke J., Bradley R., Stutrud J., Schauer F.* Integration of a pulsed detonation engine with an ejector pump and with a turbo-charger as methods to self-aspirate // AIAA-2002-0615.

ГАЗОВАЯ КОРРОЗИЯ И ЭРОЗИЯ ЖАРОПРОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ В ГИПЕРЗВУКОВОМ НЕРАВНОВЕСНОМ ПОТОКЕ**Б.Е. Жестков****ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский****e-mail: bzhestkov@mail.ru**

Рассмотрены основные условия моделирования при исследовании воздействия гиперзвукового высокоэнтальпийного воздушного потока на образцы теплозащитных материалов аэрокосмического аппарата. Приведены методика и техника экспериментов. Все исследования выполнены в аэродинамических трубах, оснащенных индукционными подогревателями газа, что позволило избежать загрязнения потока примесями и обеспечить хорошую стабильность и повторяемость режимов испытаний. На исследованных режимах моделируется воздействие на материалы высокотемпературного диссоциированного потока, формирующегося за головной ударной волной при входе аппарата в плотные слои атмосферы.

Исследовано воздействие гиперзвукового высокоэнтальпийного неравновесного воздушного потока на ряд жаропрочных углеродных материалов и керамик на режимах, моделирующих полет космического летательного аппарата при температурах поверхности образцов 600÷2500 К. Рассмотрено влияние механической нагрузки на унос массы исследуемых образцов. Основным механизмом разрушения материала на исследованных режимах является газовая коррозия в результате химических реакций атомов кислорода и азота с материалом. Определенный вклад вносит эрозия материала за счет сил трения и градиентов давления в потоке.

**СКОРОСТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПСЕВДОСКАЧКА
ПРИ ДРОССЕЛИРОВАНИИ И ПОДВОДЕ ЭНЕРГИИ**

В.А. Забайкин, А.А. Смоголев
ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, г. Новосибирск
e-mail: lab2@itam.nsc.ru

Псевдоскачковый режим течения возникает при сверхзвуковых скоростях полета в воздухозаборниках летательных аппаратов, при торможении потока в прямоточных камерах сгорания и в диффузорах аэродинамических труб, газодинамических лазеров и т.п.; при этом хорошо изучены только стационарные состояния псевдоскачка. В то же время практически не исследовано движение псевдоскачка при изменении внешних условий, в том числе при импульсном воздействии. В данной работе на сверхзвуковой воздушный поток с числом Маха $M = 2$ воздействовали путем механического дросселирования выходного сечения, а также энергетическим воздействием от периодического плазмотрона малой мощности (до 50 кВт). Двумя способами – по измерениям статического давления на стенке канала, а также применением скоростной шлирен-регистрации с экспозициями $10 \div 50$ мкс и скоростью съемки до 2000 кадров в секунду была определена скорость перемещения псевдоскачка вверх и вниз по потоку. Показано различие скоростей перемещения псевдоскачка при энергетическом воздействии (либо дросселировании) и снятии его: в зависимости от внешних условий скорость движения вверх по потоку достигает десятков метров в секунду, а вниз по потоку не превышает $2 \div 5$ м/с. Полученные результаты показывают возможность относительно низкочастотного воздействия на псевдоскачок для изменения его положения и последующего воздействия на структуру течения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 09-08-00998).

**О НОВЫХ СВОЙСТВАХ ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ
В СВЕРХЗВУКОВЫХ КОНИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЯХ ГАЗА НА ПОДСТИЛАЮЩЕЙ
ПОВЕРХНОСТИ С ИЗЛОМОМ**

М.А. Зубин, Н.А. Остапенко, А.А. Чулков

НИИ механики МГУ, г. Москва

e-mail: zubin@imec.msu.ru, ostap@imec.msu.ru, oil@imec.msu.ru

При экспериментальном исследовании обтекания V-образного крыла с прямой передней кромкой и углом раскрытия $2\pi/3$ потоком воздуха с числом Маха, равным 3, когда внутренний скачок уплотнения в маховской конфигурации головных ударных волн, падающий на подветренную консоль, генерирует отрыв турбулентного пограничного слоя, обнаружены режимы, когда линия присоединения оторвавшегося потока на указанной консоли отсутствует, о чем свидетельствуют картины предельных линий тока, хотя теневые снимки конического течения, полученные с использованием специальной лазерной технологии, указывают на расположение области отрыва, как в традиционном случае, в окрестности основания падающего скачка уплотнения. Расчеты геометрических характеристик области отрыва, выполненные по разработанной методике с учетом интенсивности падающего скачка уплотнения, определенной в численных расчетах обтекания крыла в рамках модели идеального газа, показали хорошее соответствие с экспериментальными данными по положению линий отрыва и присоединения относительно направления однородного потока за присоединенной к передней кромке подветренной консоли ударной волной, когда на этой же консоли наблюдается линия присоединения оторвавшегося потока. В случаях, когда, как указано выше, линия присоединения отсутствует на подветренной консоли, положение линии отрыва пограничного слоя опережает расчетные значения соответствующего угла по отношению к однородному потоку на консоли. Исследования, выполненные в широком диапазоне изменения углов атаки и скольжения крыла, позволяют предложить новую схему течения конического потока с отрывом пограничного слоя. Если область отрыва по-прежнему располагается на подветренной консоли, где падающий скачок уплотнения генерирует отрыв турбулентного пограничного слоя, а линия растекания потока реализуется на наветренной консоли в некоторой окрестности линии излома крыла, это означает, что на наветренную консоль крыла приходит не поверхность тока из области смешения потоков, образующих область

отрыва, а некоторая поверхность тока из их множества, располагающегося над областью отрыва и ниже тройной точки λ -конфигурации ударных волн, сопутствующей отрыву пограничного слоя. Причем величина давления на линии растекания (присоединения) в этом случае выше, чем был бы его уровень на линии присоединения поверхности тока из области смешения потоков, образующих область отрыва. Частицы газа, текущие от линии растекания на наветренной консоли в сторону центральной хорды, а затем от центральной хорды в сторону области отрыва пограничного слоя, располагая большим полным давлением, чем частицы из области смешения потоков, образующих область отрыва, оттесняют область отрыва от поверхности подветренной консоли и приводят к образованию линии отрыва, располагающейся выше по потоку за присоединенной к передней кромке ударной волной. Течение с такой же природой реализуется и в случаях, когда область отрыва своим телом частично перемещается на наветренную консоль.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 09-01-00202) и гранта Президента РФ для поддержки ведущих научных школ (НШ-2414.2008.1).

ЧИСЛЕННАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ УСТРОЙСТВ – УСКОРТЕЛЕЙ ПЛАМЕНИ

В.С. Иванов, А.А. Скрипник, В.А. Сметанюк, С.М. Фролов
Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва
e-mail: smfrol@chph.ras.ru

В фундаментальной науке известно, что из всех термодинамических циклов горения топлив теоретически наиболее эффективным является цикл с управляемым детонационным сжиганием топлива (импульсно-детонационное горение). Известно также, что для прямого инициирования детонации в топливно-воздушных смесях требуются источники с очень большой энергией и, следовательно, наиболее перспективным способом получения импульсной детонации в практических устройствах следует рассматривать управляемый переход горения в детонацию (ПГД). Один из наиболее перспективных способов организации ПГД – ускорение пламени в трубе с регулярными препятствиями типа спирали Щелкина или набора кольцевых вставок.

Цель данной работы – численная оптимизация устройств-ускорителей пламени для обеспечения ПГД в метано-воздушной смеси на кратчайших расстояниях.

Для достижения поставленной цели проведены многомерные расчеты нереагирующих (“холодных”) и реагирующих (“горячих”) течений в прямых трубах с регулярными и нерегулярными препятствиями разной формы и конфигурации. “Холодные” расчеты позволили отобрать форму и конфигурацию препятствий, обеспечивающие оптимальный уровень турбулентности течения в окрестности источника зажигания, наименьший размер начального участка течения и максимальный уровень турбулентности в ядре потока. Дальнейшая оптимизация конфигураций препятствий проведена с помощью “горячих” расчетов, в которых учитывалось прогрессирующее вытеснение свежей смеси ускоряющимся пламенем. “Горячие” расчеты проводились с использованием “подсеточной” модели горения с выделением фронта пламени, разработанной в ИХФ РАН. В результате расчетов получены конфигурации препятствий-турбулизаторов, позволяющие на кратчайших расстояниях (10–20 калибров трубы) ускорить пламя в стехиометрической метано-воздушной смеси до видимой скорости на уровне 1000 м/с.

Работа выполнена в рамках Государственных контрактов № П502 “Разработка методов численного моделирования нестационарного горения и детонации газов и капельных смесей в каналах сложной геометрии и полуограниченных объемах для применения в импульсно-детонационных энергетических установках” и № 02.516.12.6026 “Разработка процесса импульсного детонационного горения природного газа для повышения эффективности работы энергетических установок”.

**ВЛИЯНИЕ СЛАБЫХ ВОЛН СЖАТИЯ И АКУСТИЧЕСКИХ КОЛЕБАНИЙ НА
ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ГАЗОВОЙ СМЕСИ И РАСПРОСТРАНЕНИЕ ФРОНТА
ПЛАМЕНИ**

К.В. Иванов^{1,2,3}, С.В. Головастов^{1,2}, В.В. Голуб², Д.И. Бакланов²
¹ *Московский физико-технический институт (НИУ), г. Долгопрудный*
² *Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва*
e-mail: kirill@phystech.edu

Развитие турбулентности фронта пламени может быть вызвано взаимодействием фронта пламени с гидродинамическими возмущениями, такими как слабые волны сжатия или акустические колебания. Т.к. турбулизация зоны горения влечет за собой увеличение площади поверхности пламени и усиление теплопроводности и диффузии, то возникающее усиление нелинейных процессов на фронте горения приводит к дальнейшему развитию турбулентности и, в итоге, к значительному ускорению пламени вплоть до детонации. При сгорании топлива в каналах основным фактором, влияющим на переотражение волн сжатия, генерируемых пламенем, и их взаимодействие с фронтом горения является наличие или отсутствие торцевых стенок.

Влияние гидродинамических возмущений на режим поджига и начальную стадию горения изучено не в полной мере. Согласно общей теории, разработанной Д.А. Франк-Каменецким, механизм воспламенения газовой смеси обусловлен в основном теплопроводностью. В то же время, если область горючей смеси, охваченная горением, достаточно мала, то усиление перемешивания среды, вызванное регулярными гидродинамическими возмущениями, такими как акустика, может привести к увеличению оттока тепла от области энерговложения и нарушению баланса между энергией, выделяющейся за счет химических реакций, и энергией, переносимой из этой области к окружающему холодному газу. Это может приводить к падению температуры в зоне воспламенения и даже, возможно, к затуханию реакции. Описанный процесс может быть осуществлен только на стадии поджига горючей смеси, когда зона горения весьма ограничена.

Эксперимент, проведенный в неподвижной пропан-бутан-воздушной смеси в ударных трубах: полностью закрытой, открытой с одной стороны, открытой с обеих сторон, – показал существенное влияние формы детонационной трубы на воспламенение горючей смеси и распространение фронта пламени. По измеренным скоростям фронта пла-

мени при наличии или отсутствии ультразвукового акустического поля сделаны выводы о влиянии акустического воздействия на режим распространения фронта горения.

РАЗВИТИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ В ЗАКРЫТЫХ ОБЪЕМАХ

М.Ф. Иванов, А.Д. Киверин, Ю.В. Рыков
Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва
e-mail: ivanov_mf@mail.ru, alexeykiverin@gmail.com

Исследование газодинамики процессов горения в замкнутых объемах является фундаментальной научной основой для разработки оптимальных режимов горения топлив в камерах сгорания двигателей и других энергопроизводящих технических систем. Этим объясняется постоянный интерес к горению газообразных смесей в каналах и трубах. В ряде исследований методами численного моделирования проведен достаточно детальный анализ нелинейной стадии горения в открытых и полукрытых каналах, что позволило объяснить основные тенденции развития нестационарных процессов ускорения пламени и перехода его в детонационный режим [1]. Однако динамика пламени в закрытых объемах (каналах) определяется более сложным сочетанием физических процессов, что значительно менее освещено в современной литературе. Наряду с неустойчивостью Дарье–Ландау (ДЛ) фронт пламени подвержен теперь воздействию акустических волн, которые генерируются самим распространяющимся пламенем и далее неоднократно преотражаются от стенок [2]. При этом пламя распространяется в условиях возвратных течений и непрерывного повышающегося давления за счет энергосвободы в замкнутом объеме. Совместное влияние ДЛ-неустойчивости и акустических возмущений создает достаточно сложную картину эволюции фронта пламени в процессе его продвижения по замкнутому каналу.

В настоящей работе численно исследован процесс распространения пламени в закрытом канале, заполненном водородосодержащей горючей смесью. В основу настоящих численных расчетов была положена физико-математическая модель, учитывающая конвективный перенос, теплопроводность, многокомпонентную диффузию и энергосвободу за счет химических реакций [1]. Коэффициенты переноса, а также уравнения состояния горючей смеси и продуктов горения рассчи-

тывались в соответствии параметрам реальных смесей. Кинетика окисления водорода описывалась хорошо зарекомендовавшей себя редуцированной схемой из девяти реакций.

Проведенное численное моделирование дало результаты, качественно совпадающие с имеющимися экспериментальными данными. Показано, что при нарастании колебаний фронта пламени, в результате воздействия акустических и слабых ударных волн, пиковые значения скорости могут превосходить ламинарную скорость в десятки и сотни раз, причем максимальные флуктуации скорости наблюдаются в пристеночной области. Эти флуктуации тем больше, чем больше ширина канала. Удовлетворительное совпадение имеющихся теоретических оценок величины усредненной скорости пламени при его продвижении по каналу с результатами численного моделирования имеет место только в случае одномерной постановки задачи, когда фронт пламени можно считать близким к невозмущенному. В реальном случае влияние геометрических факторов весьма значительно и определяет степень развития неустойчивостей, их стабилизацию или их усиление под действием акустических волн, генерируемых фронтом пламени. Вычислительные эксперименты показали, что качественная картина распространения горения по каналу и количественные характеристики этого процесса существенным образом зависят от термодинамических параметров и особенно от кинетики химических превращений реальных горючих смесей.

Литература

1. *M.F. Ivanov, A.D. Kiverin, V.A. Galburt.* Explosive mixture composition influence on flame evolution./ 27-th International Symposium on Shock Waves. 2009. p.46.
2. *Gonzalez M.* Acoustic instability of a premixed flame propagation in a tube.// *Combust. Flame.* 1996. V.107. pp. 245-259.

**ЗАКОНЫ СОХРАНЕНИЯ И ТЕРМОДИНАМИКА РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГТД**

М.Я. Иванов
ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва
e-mail: ivanov@ciam.ru

Начало изучению термодинамически согласованных законов сохранения механики сплошной среды было положено работами С.К. Годунова на рубеже 60-х гг. прошедшего столетия [1]. Этот вопрос возник, в частности, при разработке разностных схем сквозного счета и был связан с изучением обобщенных решений квазилинейных уравнений газовой динамики, имеющих вид законов сохранения [2]. Сходная проблема согласованности законов сохранения газовой динамики и термодинамики теплового процесса остро встает при разработке современных высокотемпературных газотурбинных двигателей (ГТД). Практика их создания наглядно демонстрирует тот факт, что теоретически рассчитанные на этапе проектирования параметры узлов и в целом всего двигателя существенно отличаются от экспериментально регистрируемых своих значений на первых опытных образцах. В частности, обычно регистрируется заметное превышение и иногда просто недопустимо высокое значение температуры газа на входе в турбинный узел двигателя. Данное обстоятельство обуславливает длительную дорогостоящую доводку новых высокотемпературных ГТД.

В настоящей работе анализируются особенности согласования узлов горячей части двигателя в плане более аккуратного учета выполнения законов сохранения и термодинамики при подводе тепла к газовому потоку и при охлаждении горячих элементов двигателя. Для классических дифференцируемых решений из законов сохранения, описывающих движение идеального газа, следует соотношение (в общепринятых обозначениях)

$$\frac{de}{dt} + p \frac{dv}{dt} + \frac{d(V^2/2)}{dt} + \frac{1}{\rho} (\bar{V} \cdot \text{grad } p) = 0. \quad (1)$$

В силу выполнения закона сохранения импульса для гладких решений сумма последних двух слагаемых в (1) равна нулю. Тогда из (1) получаем дополнительный закон сохранения энтропии $dS = 0$. Подчеркнем еще раз хорошо известный факт, что энтропия сохраняется вдоль линий тока только для гладких течений идеального (невязкого и нетеплопроводного) газа. В случае разрывных решений часть механической

энергии потока рассеивается [3]. Уменьшение кинетической энергии в частице (значения $d(V^2/2)/dt$) на разрыве не может быть скомпенсировано ростом давления (как в случае гладких решений). В итоге получаем дополнительные тепловые потери и рост энтропии.

Далее в работе на конкретных примерах проектирования современных ГТД демонстрируется, каким образом следует согласовывать термодинамику теплового процесса с законами сохранения, описывающими движение рабочего тела по тракту двигателя. Отметим в связи с данной проблемой статью Б.С. Стечкина [4].

Литература

1. Годунов С.К. Термодинамика газов и дифференциальные уравнения. // Успехи математических наук. 1959, т. XIV, вып. 5(89), с. 97-116.
2. Годунов С.К. О понятии обобщенного решения. ДАН, 1960, т. 134, №6, с. 1279-1282.
3. Томсон В. О проявляющейся в природе общей тенденции к рассеянию механической энергии. В сб. "Второе начало термодинамики". – М-Л: ГТТИ, 1934, с. 180-182 ("Proceed of the Royal Society", 1852).
4. Стечкин Б.С. О первом уравнении термодинамики для движущейся массы газа. / Теория тепловых двигателей. Избранные труды – М.: Наука, 1977, с. 322-326.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И ДЕТОНАЦИИ НА ОСНОВЕ КЛАССИЧЕСКОГО И КВАНТОВОГО ОПИСАНИЯ

М.Я. Иванов, А.В. Малинин
ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва
e-mail: ivanov@ciam.ru

Впечатляющие успехи последних лет в области нанотехнологий и сканирующей зондовой микроскопии позволили исследовать свойства и выполнить визуализацию многих молекулярных соединений, вплоть до определения формы отдельных атомов и молекул. Регистрация близкой к шарообразной формы отдельных атомов наглядно подтвердила существование ван-дер-ваальсовых сфер, приближенно определяющих размеры атомов и молекул [1]. В настоящей работе рассмотрены классические и квантовые подходы к моделированию структуры атомов и молекул [2], основанные на экспериментальных достижениях последних лет. Получены уравнения, описывающие распределение

электрического потенциала внутри ван-дер-ваальсовых сфер атомов и молекул. На основе решения этих уравнений моделируются элементарные процессы горения и детонации углеводородных топлив [3]. Рассматривается возможность расчёта возбуждённых состояний атомов и молекул. Предложенное моделирование сопоставляется с традиционным квантовым описанием элементарных процессов преобразования атомов и молекул, участвующих в химических реакциях.

На основе классического подхода продемонстрирован характер различных валентных связей (ковалентных, ионных, водородных, металллических и др.). Рассмотрена и объяснена топологическая структура молекул углеводородов (бензола, толуола, нафталина и т.п.). Для случая боросодержащих топлив проанализирован механизм “электронодефицитных” молекулярных связей и показана типичная форма их молекул.

В работе демонстрируются также характерные структуры молекул исходных и конечных продуктов сгорания углеводородных топлив. Представлены примеры моделирования процесса в пересжатых и недосжатых детонационных волнах. Предложена модель “искрового” сгорания в ячеистом слое детонационной волны. С помощью этой модели дано качественное объяснение ряду экспериментальных результатов по исследованию детонационных волн.

Литература

1. Зефилов Ю.В., Зоркий П.М. Ван-дер-ваальсовы радиусы атомов в кристаллохимии и структурной химии // Успехи химии. 1989. Т. 58, № 5. С. 713-746.
2. Иванов М.Я. О физических моделях ван-дер-ваальсовых сфер атомов и структуры молекул // Конверсия в машиностроении. 2008. № 2. С. 35-41.
3. Иванов М.Я., Малинин А.В., Яновский Л.С. К моделированию наноструктуры некоторых углеводородов – компонентов авиационных топлив // ЦИАМ. Основные результаты научно-технической деятельности. 2008. С. 381.

**ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ
РАБОТЫ ГАЗОХОДА ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ
ПРИ ОТВОДЕ И ОХЛАЖДЕНИИ ГОРЯЧИХ ГАЗОВ
ТЕХНИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

А.В. Козлова, В.Я. Модорский
Пермский государственный технический университет, г. Пермь
e-mail: modorsky@pstu.ru

В настоящее время в технике широко используются газоходы для отвода и охлаждения высокотемпературных и высокоскоростных потоков газов, истекающих при работе технических установок различного назначения. Вместе с тем, при эксплуатации газоходов возможно возникновение непрогнозируемых режимов, сопровождающихся снижением уровня технической и экологической безопасности. Необходимо обеспечить защиту самого газохода и исключить его влияние на технические параметры всей системы. При этом недостаточно исследовано динамическое влияние высокотемпературного потока на работу установки. Отсутствуют методики по настройке системы подачи воды в газоход при отводе и охлаждении горячих газов технических установок. Таким образом, задачи моделирования нестационарных газогидродинамических процессов в канале переменного сечения газохода и определения областей его допустимой работы при эксплуатации являются актуальными.

Эффективным инструментом исследования процессов в технических установках является вычислительный эксперимент. Исследование модели, а не самого объекта дает возможность снизить материальные и временные затраты, исследовать свойства процесса на различных режимах, в том числе экстремальных.

Объектом исследования является канал переменного сечения газохода, особенностью которого является наличие газожидкостного эжектора (ГЖЭ). Газоход состоит из нескольких секций переменного сечения. Через форсунки, расположенные на корпусе газохода, подается вода для охлаждения горячих газов и снижения скорости потока.

Сформулирована следующая физическая модель: процессы рассматриваются в трехмерной динамической постановке. Учитываются: многофазность; процессы движения, нагревания и испарения капель воды; взаимное влияние фаз; стандартная $k-\epsilon$ модель турбулентности.

В соответствии с принятой физической моделью разработана математическая модель, которая базируется на законах сохранения массы, импульса и энергии, замыкается уравнением состояния идеального сжимаемого газа, а также начальными и граничными условиями.

По результатам вычислительных экспериментов разработана инженерная методика определения допустимых режимов работы газохода. Построена многопараметрическая область работы газохода. Параметрами области являются массовая скорость истечения горячего газа, соотношение массовых секундных расходов воды и горячего газа и температура потока вблизи стенки и на выходе из газохода. Построены номограммы для определения температуры потока вблизи стенки и на выходе из газохода и определения минимального соотношения массовых секундных расходов воды и горячего газа, необходимого для достижения требуемого температурного режима вблизи стенки и на выходе из газохода. Данная методика сформулирована при условии постоянства температуры потока горячего газа на входе в газоход. При ее увеличении происходит увеличение температуры потока на выходе, что приводит, соответственно, к увеличению массового секундного расхода воды, необходимого для обеспечения требуемого режима работы газохода.

Кроме того, разработана инженерная методика определения настроек подачи воды по поясам и секциям ГЖЭ. Получено распределение минимального расхода воды через форсунки газохода по поясам. Вместе с тем данный расход является достаточным для обеспечения требуемого режима работы газохода. Построена область, которая позволяет применить одинаковые настройки впрыска воды по поясам и секциям (постоянный суммарный расход воды) при проведении серии работ с техническими установками, имеющими различные массовые скорости истечения горячего газа. При этом значение температуры потока на выходе из газохода для всех технических установок не будет превышать допустимое.

Достоверность разработанных моделей и инженерных методик расчета нестационарных газогидродинамических процессов в канале переменного сечения газохода при отводе и охлаждении горячего газа технических установок подтверждается совпадением результатов вычислительных экспериментов с аналитическими решениями, численными расчетами в других инженерных пакетах прикладных программ и результатами физических экспериментов.

**УСТРОЙСТВО ОПРЕДЕЛЕНИЯ СКОРОСТИ И РАЗМЕРОВ ЧАСТИЦ В
ДВУХФАЗНОМ ПОТОКЕ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ**

*Д.В. Корнилин, И.А. Кудрявцев, Л.М. Логвинов
СГАУ им. академика С.П. Королева, г. Самара
e-mail: kornilin@mail.ru*

В настоящее время технологии, применяемые в ракетных двигателях, широко используются также для механической обработки материалов. В качестве примера следует привести создание устройств для газоструйной резки материалов и химических генераторов концентрированных потоков энергии для нанесения покрытий, очистки поверхностей, струйно-абразивной обработки материалов, парогенерации, пожаротушения. Разработкой и внедрением таких устройств в СГАУ активно занимаются в ОНИЛ-3 под руководством д.т.н, проф. А.Н. Первышина. Устройства для газоструйной резки материалов применялись для ликвидации последствий аварии на Чернобыльской АЭС.

Принцип работы таких устройств основан на введении непосредственно в камеру сгорания твердых частиц, капель воды и других веществ.

Для оценки эффективности работы газогенераторов необходимо определять параметры дисперсной фазы (скорость и эквивалентный диаметр твердых частиц, капель воды) в двухфазном потоке сверхзвуковой струи. Под эффективностью работы понимается достижение оптимальных расходов газа и окислителя, давления в ракетной камере, размера частиц, их скорости. От этих параметров зависит производительность и экономичность указанных устройств.

В результате экспериментальных и теоретических исследований авторами разработано фотоэлектрическое устройство контроля параметров дисперсной фазы "УК-905", определяющее указанные параметры дисперсной фазы. При пролете частицы через измерительный объем, на выходе фотоэлектрического преобразователя (пары расположенных друг напротив друга светодиода и фотодиода) появляется импульс, амплитуда которого пропорциональна квадрату диаметра частицы, а длительность – скорости. Выходная информация представляет собой двумерный массив диаметров и скоростей частиц, также возможен просмотр осциллограмм. Вывод информации осуществляется на компьютер.

Разработанное устройство впервые использовалось в серии экспериментов по исследованию пескоструйной камеры на основе газогенератора на холодном (воздух) и горячем (пропан) пуске. При этом оказалось возможным выделение информации о размерах и скоростях частиц на фоне шума от пламени. Калибровка прибора для пескоструйной камеры производилась на твердых частицах эталонных размеров (100, 150, 200 мкм), а для установки пожаротушения на каплях воды, получаемых с помощью микрошприца. По итогам испытаний устройство продемонстрировало следующие параметры: диапазон измеряемых размеров частиц (диаметров) от 100 до 1000 мкм, максимальная концентрация частиц до 200 г/м^3 , диапазон измеряемых скоростей частиц, от 10 до 1000 м/с. Устройство также позволяет оценивать расход вещества, исходя из известного измерительного объема и фиксированного времени анализа. В работе представлены графики зависимости скоростей частиц от диаметра для различных режимов работы пескоструйной камеры, а также для капель воды установки пожаротушения. Авторами предложена методика повышения предельной измеряемой концентрации путем обработки выходной информации.

По результатам испытаний разработанные математические модели показали хорошую корреляцию с экспериментом.

ЭФФЕКТЫ ДИСПЕРСИИ ПРИ РАСПРОСТРАНЕНИИ НЕЛИНЕЙНЫХ И УДАРНЫХ ВОЛН В ГАЗЕ С ТЕПЛОПРОВОДОМ ОТ ВНЕШНИХ ИСТОЧНИКОВ

Г.Ю. Котова¹, К.В. Краснобаев^{2,3}

¹ **МАДИ (ГТУ), г. Москва**

² **МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва**

³ **ИКИ РАН, г. Москва**

e-mail: gviana.k@gmail.com, kvk-kras@list.ru

Аналитически и численно исследуется распространение волн конечной амплитуды в среде, стационарное состояние которой определяется балансом между подводимой от внешнего источника энергией и потерей тепла вследствие радиационного охлаждения. Основное внимание уделяется проблеме взаимодействия крупномасштабных возмущений, близких к изотермическим, с адиабатическими волнами. Представлены аналитические решения, отвечающие стационарным волнам малой конечной амплитуды. Структура этих волн зависит от характери-

стик источника теплоподвода. Выполнено численное моделирование эволюции начального возмущения в неограниченной среде, а также проведены расчеты течения, возникающего при перемещении поршня в занимаемой газом полубесконечной области. Показано, что присутствие длинноволновых возмущений обуславливает возникновение последовательности квазиadiaбатических волн с последующим образованием ударных фронтов.

ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КОНИЧЕСКИМ СТАБИЛИЗАТОРОМ

А.Н. Кравцов, Т.Ю. Мельничук
ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский
e-mail: kravcov-an@rambler.ru

Стабилизирующие и управляющие устройства ракет располагают в кормовой части их корпуса, представляющего собой тело вращения большого удлинения. При больших числах Маха набегающего потока ($M_\infty > 3$) для увеличения продольной устойчивости летательного аппарата (ЛА) вместо классического управляющего устройства используется хвостовой усеченный конус (юбка), играющий роль стабилизатора.

В настоящей работе рассматриваются вопросы, связанные с использованием конического стабилизатора. Проведены расчетные исследования аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса (юбки) в системе ЛА, не имеющего крыльев.

Численные расчеты аэродинамических характеристик конфигурации с хвостовым стабилизирующим устройством в виде усеченного конуса проводились в рамках системы уравнений Эйлера [1]. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Интегрирование уравнений Эйлера осуществлялось при помощи явной конечно-разностной схемы Мак-Кормака. Коэффициент сопротивления трения вычислялся по инженерной методике, с заданием условия перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при значении местного числа Рейнольдса $Re = 10^6$. Значения коэффициента сопротивления трения подсчитывались с учетом локальных параметров потока (значений местных чисел Маха и местного скоростного напора) на внешней границе пограничного слоя. При этом числа Рейнольдса Re определялись по

параметрам набегающего потока и характерному линейному размеру, равному диаметру донного среза рассматриваемой аэродинамической конфигурации.

В работе исследуются параметры конического стабилизатора и его влияние на аэродинамические характеристики летательного аппарата в целом. Проведен анализ особенностей обтекания летательного аппарата с коническим стабилизирующим устройством. Представлены продольные и поперечные поля статического давления P/P_∞ , пространственные распределения газодинамических параметров в потоке и на поверхности ЛА с коническим стабилизатором. Результаты расчетных исследований сопоставлены с экспериментальными данными.

Рассматриваются качественные особенности сверхзвукового обтекания, связанные с характеристиками сопротивления аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующие устройства в виде усеченного конуса. Особое внимание обращено на физическую сторону вопросов обтекания рассматриваемых конфигураций и выяснению механизмов возникновения минимума у коэффициента сопротивления компоновки ЛА, не имеющего крыльев.

Выявленные при сверхзвуковом обтекании особенности возникновения минимума у коэффициента сопротивления аэродинамической конфигурации со стабилизирующим устройством в виде усеченного хвостового конуса представляют теоретический интерес и имеют практическое значение при выборе рациональных параметров ЛА, не имеющего крыльев.

Литература

1. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе // Ученые записки ЦАГИ. 1998. Т. XXIX. № 3–4. С. 111–122.

ОТДЕЛЬНЫЕ СТРУКТУРНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ ИМПУЛЬСНОГО ФАКЕЛА КАПИЛЛЯРНОГО РАЗРЯДА

В.В. Кузенов

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва

e-mail: kuzenov@ipmnet.ru

Импульсный капиллярный разряд характеризуется продолжительной, достаточно устойчивой в атмосфере плазменной структурой им-

пульсной струи. Математическая модель процессов, протекающих в плазме капиллярного разряда, основана на многокомпонентных радиационных уравнениях Рейнольдса. Уравнение переноса излучения представлено в виде системы уравнений диффузионного многогруппового приближения: Турбулентные коэффициенты вязкости и теплопроводности μ_Σ и λ_Σ рассчитываются с привлечением уравнений $q-\omega$ дифференциальной модели Кокли в криволинейной системе координат ξ, η . Численное решение разработанной нестационарной двумерной радиационно-газодинамической модели базируется на методе расщепления по физическим процессам и пространственным направлениям. Для конвективной части уравнений Рейнольдса использована нелинейная квазимоноотонная компактная разностная схема повышенного порядка точности, разработанная в данной работе и [1], которая в пространственно гладкой части численного решения позволяет достигнуть 6-го порядка точности: При расчетах окружающей среды являлся воздух.

Работа выполнена в рамках проекта РФФИ № 09-08-92422-КЭ_а (совместный проект РФФИ – Consortium E.I.N.S.T.E.I.N. (Италия)), Программы фундаментальных исследований РАН и Целевой программы РНПВШ 2.1.1/4693.

Литература

1. Surzhikov S.T., Kuzenov V. V., Petrusev A.S. Radiation Gas Dynamics of Aluminium Laser Plume in Air // AIAA 2008-1108, p. 1-8.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИФФУЗИОННОГО САМОВОСПЛАМЕНЕНИЯ ВОДОРОДА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ В КАНАЛ ЗАПОЛНЕННЫЙ ВОЗДУХОМ

Д.А. Ленкевич^{1,2}, В.В. Володин¹, С.В. Головастов^{1,2},

Д.А. Бакланов¹, В.В. Голуб¹

¹ ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва

² Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный

e-mail: dm.lenkevich@gmail.com

Водород является крайне перспективным экологически чистым топливом с широкими перспективами использования в космической отрасли. Водород обладает высокой удельной массовой энергией сгорания, и основным продуктом горения водородно-воздушной смеси

является вода, которая может быть сброшена в атмосферу без экологических последствий. Актуальной задачей является безопасное использование водорода, необходимым условием которого является исследование условий самовоспламенения водорода.

Самовоспламенение водорода в предварительно перемешанной смеси с окислителем изучено достаточно подробно. Характерным параметром самовоспламенения является период индукции, а важным показателем безопасности топлива – концентрационные пределы воспламенения, которые для водородно-воздушной смеси составляют 4.1÷75% в объемном соотношении. В [1] приведены константы скоростей реакций горения водорода.

В [2] приведены различные случаи и причины непреднамеренного взрыва водородно-воздушных смесей, во многих из которых источник воспламенения не выявлен. Анализируя причины несчастных случаев, вызванных взрывом водородно-воздушных смесей, авторы пришли к выводу, что во многих (до 70%) случаях источник воспламенения остается невыясненным.

Одним из механизмов воспламенения водорода может быть диффузионное самовоспламенение, возникающее на границе истекающего водорода с воздухом или кислородом, без предварительного перемешивания. Явление впервые было открыто *Wolański and Wójcicki* [3], которые показали, что воспламенение возникает в том случае, когда водород, истекая под высоким давлением в трубу, заполненную воздухом или кислородом, создает ударную волну.

В работе изложен механизм диффузионного самовоспламенения водорода. Экспериментально получены задержки воспламенения водорода при импульсном истечении в канал заполненный воздухом при начальном давлении водорода до 50 атм. Геометрия канала низкого давления была выполнена по образцу предохранительного клапана сброса давления. В ходе работы было исследовано влияние геометрии канала на время задержки воспламенения.

Литература

1. П. Теснер, С. Шурупов, Кинетика и катализ, Moscow, 36 (4) (1995) 485–489.
2. Astbury G.R., Hawksworth S.J. Spontaneous ignition of hydrogen leaks: A review of postulated mechanisms // *In Proc. of The International Conference on Hydrogen Safety, Pisa, 2005*. P.11.

3. Wolanski P., Wojcicki S. Investigation into the mechanism of the diffusion ignition of a combustible gas flowing into an oxidizing atmosphere // *In Proc. of The 14th Int. Symp. on Comb., 1973, p. 1217.*

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ТЕПЛООБМЕНА
ЗА СЧЁТ ТУРБУЛИЗАЦИИ ПОТОКА
ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ В ПЛОСКИХ КАНАЛАХ
С ТУРБУЛИЗАТОРАМИ**

И.Е. Лобанов

***Московский авиационный институт, г. Москва
e-mail: lloobbaannooff@live.ru, heat204@mai.ru***

Интенсификация теплообмена путем турбулизации потока не требует существенного увеличения внешних размеров плоских каналов и поэтому применима в любых плоских каналах. Изготовление турбулизаторов на наружной поверхности труб не связано со значительными технологическими трудностями.

При моделировании предельного теплообмена для плоского канала, интенсифицированного посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов, будут справедливы все допущения, применяемые при расчете предельного теплообмена для круглых труб и кольцевых каналов с турбулизаторами. При интенсификации теплообмена высота максимальной скорости в плоском канале, интенсифицированном посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов, смещается в сторону поверхности, с меньшим коэффициентом сопротивления. Положение высоты максимальной скорости детерминируется эмпирической формулой, полученной на основе обработки эксперимента. В дальнейшем применяется метод, применимый для случая моделирования предельного теплообмена в круглой трубе с турбулизаторами. Принято, что диаметр гладкого канала равен диаметру канала, несущего ребрение, а скорость потока определялась по сечению канала, которое было бы при отсутствии ребрения. Вышеуказанный подход в полной мере правомерен, поскольку при рассматриваемом типе предельной турбулизации используются относительно невысокие выступы. Получено, что предельное течение для плоской трубы с турбулизаторами обладает более высоким относительным сопротивлением. Численное решение нелинейного уравнения для предельного коэффициента гидравлического сопротивления для плоского

канала позволяет определить предельный теплообмен для этих условий. Для расчета предельного теплообмена в плоском канале с турбулизаторами необходимо детерминировать интеграл для числа Нуссельта для всего плоского канала. Для этого плоский канал разбивается на три подслоя с каждой из сторон, т.е. моделируется шестислойной схемой турбулентного пограничного слоя: для гладкой и интенсифицированной сторон – вязкий подслой, промежуточный подслой, турбулентное ядро. При соответствующих допущениях были получены аналитические решения задачи о предельном теплообмене для плоского канала с турбулизаторами с двусторонним подводом тепла.

Приведено сравнение теоретических данных по предельному теплообмену для плоского канала с теоретическими данными для круглой трубы и с кольцевым каналом, а также с соответствующими существующими экспериментальными данными: когда турбулизаторы выходят за пределы ламинарного и переходного слоев, достигнут рост теплоотдачи в $2\div 2.8$ раза при росте гидравлического сопротивления в $3.35\div 6$ раз, в то время как теоретическое значение предельного теплообмена, полученное по методике, разработанной в рамках данной работы, равно 2.9. Следовательно, теоретические данные, хорошо коррелируя с экспериментальными, указывают на то, что при данном методе интенсификации теплообмена выявлены почти все его резервы.

Теоретически исследована предельная интенсификация посредством периодически расположенных поверхностных турбулизаторов на внутренней поверхности. Значения относительного предельного теплообмена для плоских каналов несколько выше, чем для кольцевых и всегда ниже, чем для круглой трубы. Для плоских каналов предельный перенос теплоты не может преобладать над переносом импульса, в то время как для круглых труб в определенной области чисел Рейнольдса это возможно.

**БАЗА ДАННЫХ ХИМИЧЕСКИХ И ПЛАЗМОХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ С
ЭЛЕКТРОННО-ВОЗБУЖДЕННЫМИ АТОМАМИ
И МОЛЕКУЛАМИ В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОМ ВОЗДУХЕ**

С.А. Лосев¹, В.Н. Ярыгина²

¹ *Институт механики МГУ, г. Москва*

² *ФГУП ГНПП "Базальт", г. Москва*

e-mail: losev@imec.msu.ru, vika-yarygina@yandex.ru

При моделировании физико-химических процессов гиперзвукового обтекания космических аппаратов в верхних слоях атмосферы большое значение имеет учет химических реакций в высокотемпературном воздухе. При этом необходимо учитывать не только основные, но и электронно-возбужденные состояния атомов и молекул. В базе данных химических реакций с электронно-возбужденными атомами и молекулами в воздухе представлены сведения о константах скорости реакций в смесях компонентов O, O₂, N, N₂, NO. При описании процессов в высокотемпературном воздухе при движении аппаратов в верхних слоях атмосферы рассматриваются и другие компоненты – озон O₃, окислы азота NO₂ и N₂O, а также ионизованные компоненты – положительные и отрицательные ионы и электроны. Основной целью формирования базы данных является рассмотрение химических и плазмохимических реакций с электронно-возбужденными атомами и молекулами, а также указанными компонентами воздуха в основных состояниях.

В высокотемпературном воздухе образование электронно-возбужденных атомов и молекул происходит в результате диссоциации и рекомбинации, при электронном обмене энергией и в химических реакциях. Тушение метастабильных частиц происходит при столкновениях частиц, при диссоциации и рекомбинации и в реакциях обмена. При рассмотрении плазмохимических реакций с электронно-возбужденными атомами и молекулами база данных дополняется реакциями диссоциации и ионизация нейтральных частиц электронным ударом, ассоциативной ионизации, рекомбинации электронов и положительных ионов, процессами прилипания и отлипания электронов для отрицательных ионов, конверсии положительных и отрицательных ионов. Приведены данные о вкладе колебательного энергообмена в электронно-химические реакции.

Детальный учет процессов с участием атомов и молекул в возбужденных электронных состояниях наряду с рассмотрением колебатель-

ного возбуждения молекул делает моделирование релаксирующего и реагирующего газа за фронтом сильной ударной волны более приближенным к действительности.

ВОСПЛАМЕНЕНИЕ ВОДОРОДО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ В ПОТОКЕ НАД НАГРЕТОЙ КАТАЛИТИЧЕСКОЙ ПЛАСТИНОЙ

С.Н. Медведев, В.А. Сметанюк, С.М. Фролов

Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва

e-mail: medvedevs@chph.ras.ru

Гетерогенное воспламенение топливно-воздушных смесей на каталитических поверхностях рассматривается, с одной стороны, как потенциальная причина аварийных взрывов в промышленности и, с другой стороны, как перспективный подход к управлению горением в аэрокосмической технике. Одно из важнейших свойств каталитического воспламенения и горения – расширение нижнего предела горения газовых смесей. Каталитические поверхности используют для снижения эмиссии вредных веществ в силовых установках разного назначения. Цель данной работы – создание вычислительной программы для детальных исследований многомерных реагирующих газовых течений с гомогенно-гетерогенными физико-химическими превращениями.

Рассматривается задача о продольном обтекании водородо-воздушной смесью нагретой тонкой каталитической пластины конечной длины. Считается, что пластина покрыта платиновым катализатором с постоянной плотностью сайтов. В результате взаимодействия холодного вязкого газового потока с горячей поверхностью на пластине возникает ламинарный (тепловой и динамический) пограничный слой, в котором газ нагревается и воспламеняется на определенном расстоянии от края пластины. Расстояние вдоль пластины, на котором происходит воспламенение газа, называемое расстоянием до воспламенения, зависит от множества определяющих параметров задачи и рассчитывается на основе детального химического механизма гомогенных и гетерогенных реакций окисления водорода.

Расчеты показали, что учет каталитических реакций на поверхности пластины приводит к заметному уменьшению расстояния до воспламенения по сравнению с чисто гомогенным воспламенением. Смесей, обедненные горючим, воспламеняются раньше, чем

стехиометрическая смесь. Обсуждаются вопросы управления воспламенением с помощью стратификации течения и воздействий, влияющих на распределение скорости газа в окрестности пластины.

Работа выполнена в рамках Государственного контракта № П502 “Разработка методов численного моделирования нестационарного горения и детонации газов и капельных смесей в каналах сложной геометрии и полуограниченных объемах для применения в импульсно-детонационных энергетических установках”.

РАЗВИТИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ГОРЕНИЯ ЗА УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ

И.М. Набоко

*Объединенный институт высоких температур РАН, г. Москва
e-mail: idnaboko@yandex.ru*

В работе представлены результаты анализа экспериментов по исследованию развития режимов горения водородосодержащих смесей в трубах при воспламенении внешним источником и падающими, отраженными, взаимодействующими между собой и фронтом пламени ударными волнами. Целесообразность такого анализа продиктована обсуждением исследований процессов горения на ICDEERS-22 (2009).

22 Международный Коллоквиум по газодинамике взрыва и реагирующих систем, ICDEERS-22, прошедший 26–30 июля 2009 г. в Минске, продемонстрировал вновь возросший интерес специалистов к процессам сверхзвукового детонационно-подобного горения, параметрам этого процесса и его развитию при взрыве газового заряда и переходе дефлаграционного горения в детонацию. Были представлены работы, посвященные внимательному исследованию отдельных аспектов газокинетических процессов горения газофазных и гетерогенных углеводородных и водородосодержащих смесей и динамике структур реагирующих объемов.

Новых результатов физических экспериментов, к сожалению, мало. В работах сообщается о новых экспериментальных установках, оснащенных новыми и усовершенствованными методами диагностики и пилотных результатах, демонстрирующих возможности лабораторных установок и стендов, и планы их дальнейшего использования. Такое содержание докладов практично и направлено на то, чтобы заинтере-

совать инвесторов возможностями исследований для решения прикладных задач. Принципиально новых знаний о газодинамике и кинетике процессов горения так представляемая информация не несет.

В докладах широко представлены результаты вычислительных экспериментов с использованием известных и разрабатываемых программных продуктов и банков данных, много анимационных демонстраций. Анимация завораживает, но как бы красива она ни была, не может, однако, добавить фундаментальных знаний об исследуемом процессе, а иногда и мешает установлению истины. По ее результатам невозможно ответить на вопрос “а как оно на самом деле?” в задачах, которые в физических экспериментах устойчиво дают большой разброс и показывают принципиальную зависимость результатов от случайной вариации условий.

Являясь инструментом в решении прикладных задач, при допустимости большого “запаса” – разброса в прогнозах, численное моделирование сегодня не в состоянии дать убедительный ответ на вопрос о развитии сверхзвукового горения и его законах. Вклад в знания об этом может дать только физический эксперимент.

Обзор результатов, представленных на ICDERS-22, по давно поставленному и до сих пор не закрытому вопросу о возникновении детонации в трубах и переходе дефлаграции в детонацию дает основания обратиться к массиву данных физических экспериментов, полученных в разное время, прежде всего, методами визуализации этого процесса. Наглядность этих результатов может и должна помочь в оценках правдоподобности результатов вычислительных экспериментов.

Анализ и сопоставление результатов физических экспериментов (оригинальных данных автора настоящей работы и данных, представленных в литературных источниках), дает основания утверждать следующее:

1. Установившийся детонационный режим реализуется в трубах на расстоянии не менее 50 калибров от источника инициирования или зоны зарождения очагов воспламенения.

2. Переходные режимы нестационарного сверхзвукового горения, их характер и параметры определяются особенностями зоны течения, в которой они развиваются, и в частности, градиентами параметров потока. Эти режимы являются труднопредсказуемыми не только в силу флуктуаций параметров течения, но и в результате возможности проявления флуктуационности газокинетических процессов (флуктуационной кинетики).

3. Воздействие на режим горения с целью ускорения развития детонации приводит к возникновению интенсивного сверхзвукового горения, не являющегося стационарным процессом детонации Чепмена–Жуге. При обсуждении таких режимов требуется исследование структуры фронта и, прежде всего, оценка полноты сгорания смеси во фронте такого дополнительно интенсифицированного горения. Результаты этих исследований необходимо рассматривать для всех режимов интенсифицированного горения, прежде чем рекомендовать их как целесообразный вариант форсированного сжигания топливных смесей в энергообменных установках. Эта же информация необходима и при оценке последствий аварийных ситуаций, возникающих в случаях утечки газообразного топлива в заполненный воздухом замкнутый объем, для которых так же возможно развитие нестационарного сверхзвукового горения.

При подготовке доклада привлечено более 50 источников информации об экспериментальном исследовании возникновения сверхзвукового горения и детонации газов.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗЕРКАЛЬНОСТИ ПОКРЫТИЙ АНТЕННЫХ ОБЛУЧАТЕЛЕЙ НА ТЕПЛОВОЙ РЕЖИМ ФОКАЛЬНОГО УЗЛА КРТ КА “СПЕКТР-Р”

С.Б. Новиков
ФГУП ЦНИИМаш, г. Королев

Расчеты теплового режима КА проводятся, как правило, для диффузной модели отражения его поверхностей. Для антенных облучателей фокального узла (ФУ) КРТ КА “Спектр-Р” предполагается использовать покрытия, имеющие $A_s = 0.3$, $\varepsilon = 0.05$ и зеркальный характер отражения. Расчеты теплового режима ФУ с учетом зеркальности покрытий его антенных облучателей [1] показали, что, по сравнению с результатами расчетов для диффузной модели отражения, уменьшение температур основных элементов ФУ может составить:

- для условий эксплуатации в рабочем диапазоне ориентаций КА на Солнце (в начале срока активного существования) – от 1 К до 9 К;
- для условий ТВИ теплового макета КА “Спектр-Р” в ВК 600/300 ФКП “НИЦ РКП” с учетом излучения от криоэкранов, неоднородности и непараллельности потока ИСИ ВК 600/300 – от 2 К до 11 К.

Литература

1. Новиков С.Б., Соловьев М.В., Ульянов В.А. Программа "Расчет теплового режима КА для условий их орбитального полета и ТВИ с учетом зеркально-диффузных отражений поверхностей КА и тепловакуумных камер – ТРТВИ". Пер. № 4090 от 04.09.2002 г. ФАП Роскосмоса.

**НЕЛИНЕЙНОЕ ИОННО–ЗВУКОВОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ
ПРИ ДЕТОНАЦИИ ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ**

Ю.Л. Серов

ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН, г. Санкт-Петербург

e-mail: yuserov@mail.ioffe.ru

Показано, что скорости детонации твёрдых и жидких взрывчатых веществ D совпадают с максимальными фазовыми скоростями ионно-звукового солитонного сгустка в газообразных продуктах разложения ($D = 1.63V_{is}$, V_{is} – скорость ионного звука). Рассматриваются схемы образования ионно-звукового солитонного сгустка для ряда нитросоединений, в том числе жидких (тетранитрометан, нитроглицерин и др.) и твёрдых взрывчатых веществ (тротил, тетрил, гексоген, октоген). Показано, что структура ионно-звукового взаимодействия в многожидкостной системе вблизи ударной волны проявляется в виде вариации скорости детонации взрывчатых веществ в зависимости от условий эксперимента. Известно, что при взрыве могут реализоваться различные скорости детонации. Согласно нелинейной плазменной модели набор скоростей детонации для рассмотренных взрывчатых веществ связан с ионным составом продуктов химического разложения на стадии детонации, а также электронами, образовавшимися при ударах второго рода с участием метастабильных уровней атомов азота, углерода и кислорода. Ионно-звуковая модель показывает, что, например, детонация тротила может реализоваться через метастабильное состояние атома азота ($E = 2.38$ эВ) при участии ионов кислорода ($D = 6.55$ км/с), радикала CN ($D = 6.85$ км/с) и углерода ($D = 7.1$ км/с).

Малоскоростная детонация нитросоединений в диапазоне скоростей $1\div 3$ км/с может быть связана со ступенчатым заселением метастабильных термов молекул окиси азота NO ($E = 4.7$ эВ) и кислорода ($E = 0.98$ эВ) и образованием тяжёлых ионов азота. Ударная волна, возникшая при взрыве, ускоряется до максимальной фазовой скорости ионно-звукового солитонного сгустка, определяющей скорость детона-

ции взрывчатого вещества. Последующий коллапс солитонного сгустка приводит к опрокидыванию ударной волны и прекращению детонации. Таким образом, по своему физическому механизму детонация является аналогом известного эффекта ионизационной неустойчивости ударных волн, что впервые отметил В.Е. Гордеев (ДАН, 1978 г.).

ТРЕХМЕРНАЯ МОДЕЛЬ ГОРЕНИЯ С ВЫДЕЛЕНИЕМ ФРОНТА ПЛАМЕНИ

В.А. Сметанюк, В.С. Иванов, С.М. Фролов
Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва
e-mail: smetanuk@chph.ras.ru

Для отработки эффективных систем, обеспечивающих переход горения в детонацию (ПГД) в перспективных импульсно-детонационных двигателях и горелочных устройствах, требуются расчетно-экспериментальные исследования, которые позволят подобрать оптимальные геометрические и режимные параметры камер сгорания и всего процесса в целом. Основная нерешенная проблема при численном моделировании ПГД в гомогенных газовых смесях – одновременное разрешение широкого спектра характерных временных и пространственных масштабов, сопутствующих турбулентному горению с предпламенным самовоспламенением.

Цель данной работы – создание “подсеточной” математической модели и параллельного трехмерного численного алгоритма для расчетов начальной стадии ускорения пламени и ПГД в газовой взрывчатой смеси, основанного на явном выделении поверхности пламени в турбулентном потоке, а также на модели микроламинарного пламени, принципе суперпозиции Гюйгенса и методе Монте-Карло для пространственного и временного разрешения предпламенного самовоспламенения. В трехмерной геометрии фронт пламени внутри расчетной ячейки описывается набором элементарных поверхностей (треугольников). Каждая элементарная поверхность движется с нормальной скоростью, равной локальному мгновенному значению скорости ламинарного горения, и сносится газодинамическим потоком. В модели предусмотрена динамическая дискретизация искривленного фронта пламени с учетом его взаимодействия со стенками трубы и препятствиями. Кроме того, модель оптимизирует количество элементарных поверхностей

фронта внутри расчетной ячейки. Важную роль в реализации алгоритма играют электронные таблицы скорости ламинарного горения как функции температуры, давления и состава смеси. Они составлены на основе решения задачи о структуре плоского ламинарного пламени с использованием детальных и полуэмпирических кинетических механизмов. Созданный алгоритм адаптирован для использования многопроцессорных вычислительных систем.

Работа выполнена в рамках Государственного контракта № 02.516.12.6026 “Разработка процесса импульсного детонационного горения природного газа для повышения эффективности работы энергетических установок”.

КИНЕТИКА ИОНИЗАЦИОННЫХ ПРОЦЕССОВ В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ RAM-C-II

С.Т. Суржигов

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва

e-mail: surg@ipmnet.ru

Тестирование модели физико-химической кинетики частично ионизованного газа NERAT [1] производилось на примере анализа летных данных, полученных и документированных в экспериментах, выполненных в США в 60-х годах прошлого века. Серия этих экспериментов была названа RAM-C: Radio Attenuation Measurement for Study Communication Blackout [2–4].

Главной целью данных экспериментов было измерение электронной концентрации в сжатом слое у космических аппаратов, входящих в плотные слои атмосферы с гиперзвуковой скоростью. Наиболее подробно документированы данные по второй серии испытаний (RAM-C-II). Измерения электронной концентрации проводилось по толщине сжатого слоя у поверхности затупленного конуса (радиус затупления 12.24 см) с углом наклона образующей 9°. Измерения производились в диапазоне высот 90–60 км при скорости входа 7.8 км/с. Экспериментальные данные указанного летного эксперимента имеют особую ценность из за того, что значительная доля данных отвечает условиям отсутствия термодинамического равновесия. В последние годы снова возрос интерес к указанным экспериментальным данным, что связано как с подготовкой новых летных экспериментов, так и с со-

вершинством расчетно-теоретических моделей неравновесной аэрофизики [2–4].

В данной работе представлены газодинамическая и кинетическая модели, использованные при интерпретации данных летного эксперимента, и сравнения с другими расчетными данными, которые появились в последнее время [3, 4]. Одним из важных результатов работы является рекомендованная к использованию модель физико-химической кинетики частично ионизованного воздуха в условиях гиперзвукового полета летательных аппаратов при скоростях орбитального входа.

Литература

1. Суржиков С.Т. Двумерная радиационно-газодинамическая модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов// В кн.: Актуальные проблемы механики. Механика жидкости, газа и плазмы. М.: Наука. 2008. С.20-59.
2. Candler G.V., MacCormack R.W. Computation of Weakly Ionized Hypersonic Flows in Thermochemical Nonequilibrium// J Thermophys. 1991. Vol.5. No.3. P. 266-273.
3. Josyula E., Bailey W.F. Governing Equations for Weakly Ionized Plasma Flowfields of Aerospace Vehicles// Journal of Spacecraft and Rockets. 2003. Vol.40. No.6. P. 845-857.
4. Boyd I.D. Modelling of associative ionization reactions in hypersonic rarefied flows// Physics of Fluids. 2007. Vol.19. 096102. 19 p.

РАДИАЦИОННАЯ ГАЗОВАЯ ДИНАМИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА STARDUST

С.Т. Суржиков

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, г. Москва
e-mail: surg@ipmnet.ru*

Активная часть исследовательской программы NASA под названием Stardust была начата 7 февраля 1999 года запуском космического аппарата (КА) с тем же названием для исследования кометы Wild-2. Космический аппарат выполнил пролет через тело кометы на расстоянии 149 км от ее ядра. В процессе полета космический аппарат осуществлял забор проб вещества из тела кометы в ее газопылевой области. Кроме захвата материала кометы проводилось накопление пылевой компоненты космического пространства на протяжении всех 7

лет полета. Подробный обзор исследовательской миссии Stardust представлен в работе [1].

Возвращение КА Stardust с образцами пыли межпланетного пространства и кометы на Землю произошло 15 января 1999 г. Спускаемый КА приземлился с использованием парашютной системы на базе ВВС США в штате Юта. Подробности выбора сценария посадки, включая данные по траектории торможения КА Stardust, приведены в [2]. В процессе входа в плотные слои атмосферы были получены экспериментальные данные по уносу тепловой защиты спускаемого аппарата. Обзор полученных данных представлен в работе [3].

В настоящей работе дан аэротермодинамический анализ наиболее теплонапряженного участка траектории спуска космического аппарата, начальная скорость которого составляла 12.9 км/с под углом входа к горизонту 8.2° .

Представлены расчетно-теоретические данные, полученные с использованием компьютерного кода NERAT [3]. Выполнено сопоставление с другими расчетными данными. Дана постановка актуальных задач неравновесной аэрофизики космических аппаратов применительно к проблеме интерпретации данных летного эксперимента Stardust.

Литература

1. Atkins K.L., Brownlee D.E., Duxbury T., Yen C.W., Tsou P, and Vollinga J.M. STARDUST: Discovery's Inter Stellar Dust and Cometary Sample Return Mission// 1997 IEEE Aerospace Conference. 1997. Vol.4. pp.229-245.
2. Helfrich C., Bhat R., Kangas J., Wilson R., Wong M., Potts C, Williams K. Manuever Analysis and Targeting Strategy for the Stardust Re-Entry Capsule// AIAA Paper 2006-6406. 2006.
3. Desai P.N., Lyons D.T., Tooley J., Kangas J. Entry, Descent, and Landing Operations Analysis for the Stardust Entry Capsule// J. of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol.45. No.6. P.1262-1268.
4. Суржиков С.Т. Двумерная радиационно-газодинамическая модель аэрофизики спускаемых космических аппаратов// В кн.: Актуальные проблемы механики. Механика жидкости, газа и плазмы. М.: Наука. 2008. С.20-59.

**ПЕРЕСТРОЙКА СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ
ПРИ ИМПУЛЬСНО-ПЕРИОДИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ**

П.К. Третьяков, В.А. Забайкин, А.А. Смоголев
ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, г. Новосибирск
e-mail: lab2@itam.nsc.ru, paveltr@itam.nsc.ru

При числах Маха полета от 5 до 8 в высокоскоростных ПВРД оптимальной является организация горения в камерах сгорания в псевдоскачке. Это способствует сокращению длины камеры сгорания вследствие высокой интенсивности процесса горения. Однако управление псевдоскачком представляет значительные трудности из-за его высокой чувствительности к малейшим изменениям параметров потока и любым неровностям внутри канала. Наиболее сложно управлять положением псевдоскачка в каналах постоянного сечения, где можно при одинаковых параметрах потока на входе в канал получить резко отличающиеся режимы от невоспламенения топлива до теплового запыриания. Обычные способы управления путем введения стабилизаторов (ниш, уступов и т.п.) приводят к значительным потерям полного давления, при этом положение псевдоскачка жестко фиксируется только в определенных местах. В связи с этим необходим поиск новых способов и принципов управления псевдоскачком.

В данной работе приведены результаты, полученные при периодическом изменении параметров течения, что достигалось двумя способами: механическом дросселировании потока в выходном сечении канала и импульсно-периодическим воздействием от плазмотрона в начальном либо конечном сечениях канала. Величины воздействия были выбраны такими, чтобы псевдоскачок, меняя своё положение, всегда оставался внутри канала постоянного сечения 20×40 мм, общей длиной 565 мм. Как дросселирование, так и периодический ввод плазмы приводили к перемещению псевдоскачка вверх и вниз по потоку. Боковые стенки, закрытые кварцевыми стёклами, позволяли наблюдать структуру псевдоскачка. Применение скоростной шлирен-регистрация дало информацию об изменении структуры и скорости передвижения псевдоскачка. Оказалось, что при частотах воздействия до 25 Гц псевдоскачок перемещается по каналу как единое целое, а скорость его перемещения достигает десятков метров в секунду. Найдено, что зависимости от частоты воздействия псевдоскачок может возвращаться в исходное положение либо колебаться вокруг нового, что показывает

возможность управления псевдоскачком импульсно-периодическим воздействием.

Работа выполнена при поддержке программы фундаментальных исследований РАН (проект № 11.13) и гранта Президента РФ для поддержки ведущих научных школ (НШ-2414.2008.1).
