

## Секция 7

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

### **ПРОСТРАНСТВЕННАЯ МОДЕЛЬ НАПРАВЛЕННОЙ ИЗЛУЧАТЕЛЬНОЙ СПОСОБНОСТИ СТРУЙ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ**

*С.Т. Суржиков*

*Институт проблем механики РАН, г. Москва*

*e-mail: surg@ipmnet.ru*

Создание вычислительных программ, предназначенных для предсказания спектральной направленной излучательной способности высокотемпературных излучающих объемов, предполагает объединение компьютерных моделей газодинамических, физико-химических и радиационных процессов. К такому расчетному комплексу программ предъявляются требования по возможности точного предсказания распределения температур, концентраций частиц и учета специфики переноса излучения вдоль сильно неоднородных оптических трасс с учетом линейчатой структуры молекулярного спектра.

С точки зрения теории переноса теплового излучения, задача нахождения направленной излучательной способности излучающих объектов имеет следующие особенности: первая из них связана с пространственным характером переноса излучения, а вторая – с сильной зависимостью оптических свойств излучающего объема и окружающей среды от длины волны излучения.

Задачи расчета направленной излучательной способности удобно разделить на два класса. К первому классу отнесем задачи предсказания направленной излучательной способности (сигнатур) излучающих объемов (струй продуктов сгорания ракетных двигателей, сжатого слоя и

следа вблизи космического аппарата). При расчете сигнатур излучение объема (или его частей) необходимо, как правило, предсказать на очень большом расстоянии  $L \gg D$ , где  $D$  есть характерный размер излучающего объема. В этом случае можно считать все исходящие из объема лучи параллельными. Второй класс задач, когда излучение от объема необходимо определить в непосредственной близости от него, также исключительно важен для аэрокосмических приложений. В этом случае необходимо учитывать взаимное расположение каждого элементарного излучающего объема и площадки, на которой регистрируется излучение.

Учет спектральной зависимости оптических свойств является одной из наиболее сложных проблем современной теории переноса теплового излучения. Классической задачей теории радиационного теплообмена является, как известно, определение лучистых тепловых потоков на заданных поверхностях. В этом случае селективные оптические свойства сред должны быть учтены настолько подробно, насколько это необходимо для решения исходной задачи. Как правило, достаточно рассмотреть  $10 \div 100$  спектральных диапазонов  $\Delta\omega_g$ .

При расчете сигнатур излучающих объемов в спектральном диапазоне  $\Delta\omega_g \approx 2000 \div 5000 \text{ см}^{-1}$  необходимо учитывать не менее  $100 \div 150$  спектральных диапазонов. Несложно убедиться в том, что типичный спектральный диапазон в этом случае составляет  $\Delta\omega_g \approx 20 \div 50 \text{ см}^{-1}$ . Это означает, что учитываемый спектр поглощения и испускания усреднен, так как в каждом спектральном диапазоне присутствует несколько сот вращательных линий молекулярного спектра, в каждой из которых спектральный коэффициент поглощения изменяется в  $10 \div 10^3$  раз.

Проблема расчета спектральной направленной излучательной способности произвольной трехмерной конфигурации струй продуктов сгорания решена с использованием специализированного алгоритма, основанного на методе Монте-Карло. Излагается метод расчета и приводятся результаты сравнения расчетных данных с экспериментальными данными по излучению струй продуктов сгорания, зарегистрированного с расстояний  $\sim 20$  км.

---

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ КИНЕТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ НА РАДИАЦИОННО-КОНВЕКТИВНЫЙ НАГРЕВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В ЛЕТНОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ FIRE-II**

*С.Т. Суржиков*

*Институт проблем механики РАН, г. Москва*

*e-mail: surg@ipmnet.ru*

Представлена пространственная радиационно-газодинамическая модель аэротермодинамики космических аппаратов, входящих в плотные слои атмосфер планет и возвращаемых на Землю со сверхорбитальными скоростями. Модель основана на уравнениях движения вязкой, теплопроводной, химически и физически неравновесной, излучающей и поглощающей сплошной среды и включает базы данных термодинамических, кинетических и радиационных свойств. Разработанная радиационно-газодинамическая модель позволяет предсказывать характеристики поля течения и теплового излучения не только в окрестности лобовой поверхности космического аппарата, но также в его ближнем и дальнем следе. Особенностью данной расчетной модели является объединение в единый расчетный комплекс вычислительных моделей газодинамических, кинетических и радиационных процессов, что позволяет анализировать течения химически-, ионизационно- и радиационно-неравновесного газа в многогрупповом и "line-by-line" приближениях переноса излучения.

Система уравнений радиационной газовой динамики интегрируется с использованием неявного алгоритма расщепления, многоблочной и многосеточной технологии.

Представлены результаты численного исследования большой неопределенности, вносимой в численные расчеты использованием различных (широко используемых в настоящее время) кинетических моделей диссоциированного и ионизованного воздуха. Обсуждаются пути преодоления указанной неопределенности.

**МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ В КОСМОСЕ ПАРАМЕТРОВ  
ВЫБРОСОВ ЗАГРЯЗНЯЮЩИХ ФРАКЦИЙ ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ  
ОРИЕНТАЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ, ОПЕРАТИВНОГО  
И ПОСЛЕПОЛЕТНОГО АНАЛИЗА ИХ РЕЗУЛЬТАТОВ**

*Ю.И. Герасимов\*, И.В. Ярыгин\*\**

*\* – РКК “Энергия” им. С.П. Королева, г. Королев  
e-mail: Yury.Gerasimov@rsce.ru*

*\*\* – Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН,  
г. Новосибирск*

Работа жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ), которые используются для управления ориентацией орбитальных станций (ОС), сопровождается выбросами из сопел в окружающее пространство продуктов неполного сгорания (ПНС) топлива. Осаждение высокотоксичных ПНС на поверхностях внешних приборов и элементов служебных систем снижает их рабочие характеристики, а при внесении их внутрь станции после проведения работ в открытом космосе ухудшается экология среды обитания экипажа.

В рамках работ по созданию и эксплуатации международной космической станции (МКС) проведены серии космических экспериментов (КЭ) “ДВИКОН” и “Кромка 1”, ориентированных на исследование динамики выбросов ПНС из сопел ЖРДМТ и последствий их осаждения на элементах станции [1, 2].

В настоящей работе приведены основные положения методики проведения КЭ:

1. Использование пассивных средств диагностики в виде образцов с покрытиями, которые в течение длительного периода экспонируются в зонах выбросов ПНС.
2. Выбор типа и марки покрытия образцов, свойства которого позволяет определять количественные характеристики выбросов ПНС, их качественный состав (капли, молекулярные кластеры) и химический состав устойчивых осадков.
3. Выбор абсорбционных материалов для регистрации суммарных массовых характеристик свежих осадков ПНС.
4. Установка планшетов с образцами в зоне видимости из иллюминаторов МКС для проведения регулярных сеансов их фотографирования.
5. Наземное сопровождение КЭ, заключающееся в сборе телеметрической информации о количестве и временах включений двигателей и о пространственной ориентации МКС.

6. Разработка методики проведения сеансов фотографирования планшетов, включающей выбор ориентации станции на орбитальном витке относительно Земли и Солнца, при которой полученные изображения отражают реальную картину состояния образцов.
7. Разработка методики определения количественных характеристик уровней осадка ПНС на образцах по фотографиям, полученным в полете и после возвращения планшета на Землю с использованием метода денситометрирования сканированных изображений контрольных поверхностей.

#### Литература

1. Rebrov S., Gerasimov Y. Investigation of the Contamination Properties of Bipropellant Thrusters. AIAA 2001-2818 // 35<sup>th</sup> 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. Т. 10, № 4. Новосибирск. 2003. С. 575-586.

### ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ МОЛЕКУЛЯРНОГО ОСАЖДЕНИЯ В СОБСТВЕННОЙ ВНЕШНЕЙ АТМОСФЕРЕ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

*А.Н. Крылов*

*РКК “Энергия” им. С.П. Королева, г. Королев*

*e-mail: Andrey.N.Krylov@rsce.ru*

В настоящей работе представлены результаты измерений молекулярного осаждения с использованием кварцевых микровесов (КМВ) на орбитальной станции (ОС) “МИР” и международной космической станции (МКС) и их анализ.

На модуле “Спектр” ОС “Мир” были установлены два датчика КМВ. В ходе летного эксперимента, названного “Астра-2”, проводились измерения скорости осаждения загрязнений в течение 2 лет [1]. Измерения в эксперименте “Астра-2” показали необычный и сложный характер изменения уровня осаждения загрязнений, отличающийся от модельных предсказаний. Эти измерения продемонстрировали сильное влияние солнечной экспозиции на результаты экспериментов.

В продолжение этих работ на МКС был установлен прибор БКДО для контроля уровня загрязнений поверхностей.

Эти измерения были принципиально важными для понимания уровней осаждения загрязнений в собственной внешней атмосфере ОС

и влияния воздействия солнечного излучения как на источник загрязнения, так и на показания КМВ. Кроме того, они показывают важность контроля уровней загрязнения при проведении научных экспериментов.

#### Литература

1. Душин В.К., Крылов А.Н., Мишина Л.В., Голубев Е.Н., Белоцерковский М.Б., Пылев В.П. Некоторые экспериментальные результаты измерений параметров собственной внешней атмосферы ОС “МИР” в эксперименте “Астра-2” // Космонавтика и ракетостроение, **17**, 148-158 (1999)

#### УСЛОВИЯ ОБРАЗОВАНИЯ УСТОЙЧИВЫХ ОСАДКОВ ПРОДУКТОВ НЕПОЛНОГО СГОРАНИЯ ТОПЛИВА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВНЕШНИХ ЭЛЕМЕНТАХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

*Ю.И. Герасимов\*, А.К. Буряк\*\**

*\* – РКК “Энергия” им. С.П. Королева, г. Королев  
e-mail: Yury.Gerasimov@rsce.ru*

*\*\* – Институт физической химии и электрохимии  
им. А.Н. Фрумкина РАН, г. Москва*

Для ориентации орбитальных станций (ОС) и других космических аппаратов используются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), работающие на самовоспламеняющихся высокотоксичных компонентах: несимметричном диметилгидразине и тетраоксиде азота. Расход топлива на ориентацию орбитальных станций, таких как “Мир” и МКС, составляет от 1000 до 2000 кг в год.

Работа двигателей ориентации на ОС осуществляется, в основном, сериями коротких импульсов, в которых часть компонентов топлива полностью не сгорает и выбрасывается из сопел в окружающее пространство (практически в полную сферу), оседая на внешних элементах. Продукты неполного сгорания (ПНС) загрязняют поверхность станции. В сеансах работ экипажа в открытом космосе осадки 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 (КЭ) “ДВИКОН”, “Кромка 1” [1-3] и в техническом эксперименте “ЛСВ ATV”, проведенных на ОС “Мир” и МКС.

В экспериментах осуществлялось длительное экспонирование контрольных элементов со специальными покрытиями в зонах выбросов

ПНС из сопел ЖРДМТ. Проведением хромато-масс-спектрометрических исследований возвращенных на Землю загрязненных поверхностей контрольных элементов было установлено, что не в каждом случае в смывах с экспонированных образцов обнаруживаются соединения ПНС.

В настоящей работе представлены условия проведения КЭ, результаты анализа состояния загрязненных элементов оборудования и их сопоставление с режимами работы двигателей и интенсивностью прихода свежих (жидких) ПНС к контрольным элементам.

Показано, что устойчивый (сухой) осадок ПНС образуется в том случае, когда значения средних (за цикл КЭ) величин массы прихода свежих ПНС на поверхность превышает  $1.5 \text{ г}/(\text{м}^2\cdot\text{сутки})$  или  $\sim 100 \text{ мг}/\text{м}^2$  за виток полета.

#### Литература

1. Rebrov S., Gerasimov Y. Investigation of the Contamination Properties of Bipropellant Thrusters. AIAA 2001-2818 // 35<sup>th</sup> 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. Т. 10, № 4. Новосибирск, 2003. С. 575-586.
3. Герасимов Ю.И. Динамика испарения осадков продуктов неполного сгорания топлива жидкостных ракетных двигателей при эксплуатации орбитальных станций // Космонавтика и ракетостроение. №4 (33). 2003. С. 151-158.

#### ВЛИЯНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ, ЛОКАЛИЗОВАННЫХ В ЗОНЕ ГОРЕНИЯ, НА ТЕПЛОДИФфуЗИОННУЮ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ ПЛОСКОГО ФРОНТА ПЛАМЕНИ

*С.В. Ильин<sup>\*</sup>, Н.И. Кидин<sup>\*\*</sup>*

*<sup>\*</sup> – ФГОУ ВПО Чувашский госуниверситет, г. Чебоксары  
e-mail: st-ilyin@rambler.ru*

*<sup>\*\*</sup> – Институт проблем механики РАН, г. Москва  
e-mail: kidin@ipmnet.ru*

В настоящей работе в рамках линейной теплодиффузионной модели в приближении бесконечно узкой зоны химической реакции исследовано влияние локализованных в зоне горения электрических разрядов на устойчивость плоской волны горения. Показано, что разряд, стабилизированный по напряжению, раскачивает аperiodические неустойчивости волны горения относительно пространственных возмущений, и

наоборот, разряд, стабилизированный по току, подавляет их. Для обоих случаев получены дисперсионные уравнения, позволяющие определить инкременты и декременты аperiodических возмущений в зависимости от длины волны, относительной доли энергии, вкладываемой в зону горения разрядом, числа Льюиса и других параметров горючей смеси. Численное решение этих дисперсионных уравнений показало, что для стабилизированного по напряжению разряда усиливаются только возмущения с длинами волн, большими некоторой предельной длины волны, зависящей от величины энергии, вкладываемой разрядом в зону горения. Для случая стабилизированного по току разряда пространственные возмущения затухают с длиной волны, большей некоторой предельной, зависящей также от величины энергии, вкладываемой разрядом, возмущения с меньшими длинами волн вообще не существуют. Исследовано влияние относительной доли энергии, вкладываемой в зону горения разрядом, на границы аperiodической неустойчивости.

Исследовано влияние электрических разрядов на границы возникновения колебательной неустойчивости волны горения при числах Льюиса, значительно меньших единицы.

Установлено, что тенденции влияния электрических разрядов на колебательную неустойчивость в рамках линейной теплодиффузионной модели остаются такими же, как и для развития аperiodической неустойчивости.

По результатам работы можно сделать следующие выводы. В рамках линейной диффузионно-тепловой теории показано, что разряд, стабилизированный по напряжению, приводит к развитию неустойчивости поверхности пламени, и наоборот, разряд, стабилизированный по току, увеличивает ее устойчивость. Полученные результаты показывают, что с помощью разрядов можно управлять неустойчивостью горения. Эти результаты могут объяснить недавние эксперименты по управлению неустойчивым горением в модельных камерах сгорания и турбулентной скоростью горения в полужакрытых каналах с помощью электрических разрядов, полученные авторами данной работы совместно с другими исследователями.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 05-03-32900а).

**НЕЛИНЕЙНЫЕ ДЕФОРМАЦИИ УСКОРЕННО ДВИЖУЩЕЙСЯ  
ИЗЛУЧАЮЩЕЙ ГАЗОВОЙ ОБОЛОЧКИ**

*Г.Ю. Котова, К.В. Краснобаев*  
*МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва*  
*e-mail: gviana2005@gmail.com*

Численно моделируется двумерное неустановившееся движение плотной холодной оболочки, ускоряемой под действием давления разреженного горячего газа. Цель исследования заключается в анализе влияния радиационного охлаждения на проявление кумулятивных эффектов, предсказываемых инерционной моделью [1].

Предполагается, что основным компонентом среды является водород с малыми примесями кислорода, азота, углерода, кремния, железа. Учитываются радиационные потери энергии, обусловленные фоторекомбинациями и возбуждением с последующим высвечиванием метастабильных уровней примесных ионов.

Предложена и реализована аппроксимация функции охлаждения, допускающая проведение расчетов в широком диапазоне изменения степени ионизации и температуры газа. Для осесимметричных возмущений параметров оболочки выявлены характерные масштабы неустойчивых движений в зависимости от темпа охлаждения, а также исследовано влияние толщины оболочки на структуру конденсаций, образующихся из-за неустойчивости. Проведено сопоставление результатов расчетов с результатами, получаемыми в рамках упрощенных моделей.

**Литература**

1. А.Н. Голубятников, С.И. Зоненко, Г.Г. Черный. Успехи механики, 2005, т. 3, № 1.

**УПРАВЛЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОЙ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ  
КОНФИГУРАЦИЕЙ С ПОМОЩЬЮ ИМПУЛЬСНОГО  
ГАЗОВОГО РАЗРЯДА**

*В.П. Фокеев*  
*Институт механики МГУ, г. Москва*  
*e-mail: vfokeev@imec.msu.ru*

Задача воздействия на нестационарные ударно-волновые конфигурации, формирующиеся при распространении ударных волн в каналах, при падении их на препятствия, при взаимодействии их между собой и во многих других случаях, является фундаментальной и актуальной для многих приложений. В работе представлены новые экспериментальные результаты по воздействию импульсного газового разряда на нестацио-

нарную трехударную конфигурацию на примере классической задачи нерегулярного отражения ударной волны от клина. Эксперименты проведены в ударной трубе для числа Маха падающей ударной волны 2.4 в воздухе при начальном давлении 2670 Па (20 торр). В экспериментальной секции ударной трубы располагался отражающий клин с углом при вершине  $47^\circ$ , вблизи отражающей поверхности которого инициировался перед приходом ударной волны импульсный газовый разряд с длительностью в интервале 0.1÷2.6 мсек. Величина энергии, вкладываемой в область разряда, – 0.1÷1 Дж. В результате воздействия импульсного газового разряда выявлены существенная трансформация маховской конфигурации, значительное увеличение пространственных характеристик новой маховской конфигурации, формирование вторичной трехударной конфигурации на ведущем фронте. Выявлена эволюция возникшей конфигурации при ее распространении по области разряда и в зависимости от величины энерговклада.

#### **МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК**

*В.Ю. Гидаснов, И.Э. Иванов, У.Г. Пирумов, А.В. Хохлов*

*МАИ, г. Москва*

*e-mail: ivanovmai@mail.ru, ivanov@k806.mainet.msk.su*

Обсуждаются методики и результаты математического моделирования многофазных реагирующих течений в элементах конструкций двигательных установок.

В работе рассмотрены четыре задачи:

1. Исследование течения в газодинамическом воспламенителе.
2. Исследование течения в модельном детонационном двигателе.
3. Моделирование течения в сопле и струе ракетного двигателя малой тяги.
4. Моделирование течения в камере сгорания воздушно-реактивного двигателя.

При решении первых трех задач основу математической модели составляли двумерные нестационарные уравнения Эйлера для химически реагирующей газовой смеси, при решении третьей задачи дополнительно использовались уравнения для пограничного слоя. При решении четвертой – использовались осредненные по Фавру трехмерные нестационарные уравнения Навье–Стокса, уравнение переноса энергии, необходимое количество уравнений переноса реагирующих компонент и трехмерные уравнения теплопроводности для твердого тела. Для замы-

кания соответствующих систем дифференциальных уравнений в частных производных использовались модели термодинамики, равновесной и неравновесной химической кинетики, турбулентности (третья и четвертая задачи), коэффициентов молекулярного переноса. Для случая двухфазных течений (третья и четвертая задачи) дополнительно использовались модели сопротивления и теплообмена капель. Также использовались соответствующие рассматриваемым задачам начальные и краевые условия.

Для решения нелинейной системы дифференциальных уравнений в частных производных с замыкающими соотношениями были разработаны вычислительные алгоритмы и комплексы программ.

Приводятся результаты как тестирования отдельных подмоделей замыкающих соотношений, так и комплексного тестирования полной математической модели.

Результаты математического моделирования были использованы при проектировании и опытной отработке рассматриваемых энергетических установок.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 06-01-00390 и 06-08-01528).

#### **ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОТОЧНЫХ МЕТОДОВ В ЗАДАЧАХ АЭРОГИДРОДИНАМИКИ**

*А.И. Толстых, М.В. Липавский, А.Д. Савельев,  
Е.Н. Чигерев, Д.А. Ширококов*

*Вычислительный центр им. А.А. Дородницына РАН, г. Москва  
e-mail: tol@ccas.ru*

В настоящее время численные методы, наряду с экспериментом, являются одним из главных инструментов аэродинамических исследований. Основное распространение получили методы второго порядка, то есть методы, погрешность которых убывает как квадрат шага пространственной дискретизации. Они входят практически во все коммерческие пакеты программ. К сожалению, они мало пригодны для решения некоторых классов актуальных задач. К последним можно отнести многие нестационарные задачи для больших интервалов времени, численное моделирование акустических полей, исследование турбулентных течений на основе методик LES и DNS, исследование вихревых следов большой протяженности и т.д. В этих и других случаях требуется хорошее разрешение мелкомасштабных структур и/или правильное их описание в течение больших промежутков времени.

В настоящей работе приводится краткое описание разработанных коллективом авторов оригинальных расчетных методик для уравнений Эйлера и Навье–Стокса, основанных на семействах так называемых аппроксимаций, имеющих высокие порядки точности. Эти разработки включают в себя схемы 7-го и 9-го порядков для параллельных вычислений как конкретные реализации предложенного принципа построения схем произвольного порядка. В настоящее время такие схемы превосходят по своей эффективности активно развиваемые и используемые за рубежом методы высокой точности.

Приводятся результаты применения разработанных методов при решении некоторых классов задач. Они включают в себя:

- течения с отрывом турбулентного пограничного слоя;
- истечение турбулентных струй из сопел;
- прямое численное моделирование неустойчивости сверхзвуковых и дозвуковых струй с генерацией акустических полей;
- прямое численное моделирование возбуждения и затухания турбулентности в процессе развития неустойчивости сдвиговых слоев с полным разрешением всех масштабов.

Приводится обсуждение представленных результатов.

#### **АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПОЛЕЙ ТЕМПЕРАТУР И ГРАДИЕНТОВ ТЕМПЕРАТУР В МНОГОСЛОЙНОМ КОРПУСЕ ГЛА**

*А.А. Коробков*

*МОУ “Институт инженерной физики”, г. Серпухов*

*e-mail: korobkow@mail.ru*

Для существующих гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), выводящихся на маршевые траектории при помощи различных носителей (в т.ч. и ракет), проблема минимизации массы продолжает оставаться актуальной, т.к. масса полезной нагрузки не превышает 10% (у самых энерговыгодных ракет) от стартовой массы носителя.

На теплозащиту современных ГЛА (аэро ракетного (аэродинамического) типа), а также перспективных ГЛА (аэробаллистического типа) приходится до 50% массы всего ЛА, поэтому особое место занимает задача оптимизации массы теплозащиты в условиях ограничений на дальность полета, температуру внутренней стенки теплозащитного покрытия (ТЗП), тепловой поток, подводимый к поверхности ЛА.

Основой при решении задачи проектирования тепловой защиты гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) является расчет параметров температурных полей, возникающих в конструкции при воздей-

ствии теплового потока обтекающего газа и, в общем случае, объемного теплового источника при воздействии средств поражения.

Решение задачи проектирования тепловой защиты ГЛА предполагает целенаправленный перебор вариантов материалов слоев тепловой защиты, соотношения их толщин при ограничениях по величине параметров, определяющих работоспособность конструкции.

В настоящей работе использована линеаризованная конечно-разностная схема в комбинации с итерационным процессом для нелинейных членов уравнения. Для решения линеаризованной системы уравнений (1)–(2) [1, гл. IX] используется чисто неявная схема, которая устойчива и монотонна при любых шагах по пространственной и временной координатам.

Граничным условием на внутренней поверхности корпуса ГЛА является условие теплообмена с воздухом внутри отсека. Плотность теплового потока между внутренней поверхностью корпуса ГЛА и воздухом внутри отсека, в соответствии с законом Ньютона, пропорциональна разности температур. Основой для вычисления температуры внутри отсека ГЛА, в общем случае, является уравнение баланса, учитывающее выделение тепловой энергии при работе системы управления, приводов органов управления и иных тепловых источников внутри отсека, а также тепловую энергию, поглощаемую системой термостатирования. При решении задачи проектирования тепловой защиты предполагалось, что система термостатирования является “идеальной” и обеспечивает постоянство температуры внутри отсека на всей протяженности полета равное величине  $T_{отс}$ .

Таким образом, на основе неявной конечно-разностной схемы разработан алгоритм расчета полей температур и градиентов температур в многослойном корпусе ГЛА. Построенная конечно-разностная схема имеет второй порядок аппроксимации  $O(\tau^2 + h_n^2)$  как по времени, так и по пространственной координате за счет использования соответствующих квадратурных формул. Доказано [2], что неявные схемы используемого типа абсолютно устойчивы при любом соотношении шагов. По завершении итерационного процесса по формуле (6) [1, гл. IX] вычисляются значения тепловых потоков в центрах ячеек, а температуры – в узлах.

#### Литература

1. Калиткин Н.Н. Численные методы. – М.: Наука, 1978.

2. Самарский А.А., Николаев Е.С. Методы решения сеточных уравнений. – М.: Наука, 1978. 589 с.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТУРБУЛЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ В СОПЛАХ  
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ОГРАНИЧЕННЫМ  
И НЕОГРАНИЧЕННЫМ ОТРЫВОМ**

*Г.С. Глушко<sup>\*</sup>, И.Э. Иванов<sup>\*\*</sup>, И.А. Крюков<sup>\*</sup>, И.В. Терехов<sup>\*\*</sup>*

*<sup>\*</sup> – Институт проблем механики РАН, г. Москва*

*e-mail: [glushko@ipmnet.ru](mailto:glushko@ipmnet.ru), [kryukov@ipmnet.ru](mailto:kryukov@ipmnet.ru)*

*<sup>\*\*</sup> – МАИ, г. Москва*

*e-mail: [ivanovmai@mail.ru](mailto:ivanovmai@mail.ru), [ivanov@k806.mainet.msk.su](mailto:ivanov@k806.mainet.msk.su)*

Возрастание требований к характеристикам ракетных и авиационных двигателей требует разработки сопловых блоков с более высокими характеристиками, которые, в свою очередь, в основном, достигаются с помощью увеличения геометрической степени расширения сопла. Ранее экспериментально было установлено, что в некоторых круглых профилированных соплах большого удлинения (большой степени расширения) в зависимости от отношения значений давлений на входе в сопло и в окружающем пространстве (нерасчетности) могут реализовываться два характерных типа отрыва. Первый – это неограниченный отрыв, индуцированный ударной волной, при котором граница струи (зона смещения), оторвавшаяся от стенки, дальше вниз по потоку отделена от стенки развитой областью возвратного течения и поток газа далее распространяется как свободная струя. Второй тип – это ограниченный отрыв, в этом случае после отрыва пограничного слоя от стенки сопла происходит его присоединение к стенке на некотором расстоянии ниже по потоку и затем возможны новые отрывы и присоединения. Ограниченный отрыв возникает, когда зона отрыва располагается вблизи кромки сопла и сопровождается резкими изменениями давления на стенке, причем пиковые значения давления могут существенно превышать давления в окружающей среде. Возможно появление боковых нагрузок (из-за нарушений осесимметричности течения) и реализация нестационарного процесса течения.

В работе численно исследуется явление неограниченного и ограниченного отрыва пограничного слоя в профилированных круглых соплах, выявляются определяющие условия, влияющие на возникновение того или иного типа отрыва, и изучаются условия перехода одного типа отрыва в другой.

Также в работе изучается явление гистерезиса отрывных течений. Это явление заключается в том, что переход от неограниченного отрыва к ограниченному происходит при значениях нерасчетности больших, чем в случае обратного перехода от ограниченного отрыва к неограниченному. Данный тип гистерезиса обусловлен глобальной перестройкой структуры течения газа в сопле при переходе к ограниченному отрыву (формирование большого прямого скачка уплотнения вблизи оси симметрии и обширной рециркуляционной зоны за ним) и последующим инерционным влиянием этой структуры на отрыв пограничного слоя от стенки.

Отрыв может как отрицательно, так и положительно влиять на характеристики сопел. Важно поэтому уменьшить его отрицательное влияние. В связи с этим, задача управления отрывом является весьма актуальной в настоящее время. В работе приводится исследование нескольких способов управления отрывом потока.

#### **ОСОБЕННОСТИ КОНИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ ГАЗА С УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ**

*М.А. Зубин, Н.А. Остапенко, А.М. Чайка, А.А. Чулков*  
*Институт механики МГУ, г. Москва*  
*e-mail: oil@imec.msu.ru*

Представлены результаты теоретических и экспериментальных исследований несимметричного обтекания V-образных крыльев с присоединенной к передним кромкам ударной волной. Обнаружены новые типы конических течений с выпуклой головной ударной волной и внутренним скачком уплотнения, падающим на одну из консолей крыла.

Обнаружены течения с висящим скачком уплотнения, исходящим из точки пересечения при регулярном или из одной из точек ветвления при маховском взаимодействии ударных волн, присоединенных к передним кромкам. Висящий скачок уплотнения оканчивается на конусе Маха предшествующего однородного потока. Область существования подобных режимов течения расположена между областями существования несимметричного регулярного или маховского взаимодействий с внутренними скачками уплотнения, имеющими конечную интенсивность на поверхности крыла, и центрированной волны разрежения над подветренной консолью.

Установлено, что окрестность точки взаимодействия мостообразного и внутреннего скачков уплотнения со слабой ударной волной, присоединенной к передней кромке, где их форма претерпевает конечное

возмущение, обусловленное неравномерной зависимостью возмущения ударной волны с дозвуковой скоростью за ней от интенсивности падающего скачка уплотнения, стремится к нулю вместе с интенсивностью указанной волны.

В топологии конических линий тока теоретически и экспериментально обнаружены особенности нового типа. Экспериментально установлено существование конических структур с образованием линий стекания и растекания на наветренной консоли крыла. Показано, что в численных расчетах невязкого обтекания крыла и в адекватных экспериментах имеют место конические течения с различной структурой, когда в реальном потоке на подветренной консоли под воздействием падающей ударной волны реализуется развитый отрыв пограничного слоя, приводящий к появлению поверхности интенсивного контактного разрыва на границе эллиптической области конического течения и, следовательно, к специальному краевому условию для внутренней невязкой задачи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 03-01-00041, 06-01-00055) и программы НШ-2001.2003.1.

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОКУСИРОВКИ ВОЛН**

*С.Б. Базаров\**, *И.М. Набоко\*\**

\* – *МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва*

*e-mail: schreiben@umail.ru*

\*\* – *ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва*

Анализ комплекса проблем по эксплуатации энергообменных, в том числе двигательных, аппаратов показывает, что практически достигнут предел совершенствования их при использовании процессов сравнительно медленного горения. Более эффективными могут быть энергообменные установки с применением детонационно-подобного сжигания газоздушных смесей.

Но такая интенсификация сжигания топлива и, особенно, обращение к водородной энергетике требует серьезного внимания к обеспечению и прогнозированию возникновения нештатных взрывоопасных ситуаций и их предотвращению.

В основе анализа проблем обеспечения взрывобезопасности работ лежат физические и численные исследования, которые проводятся для традиционных реакционных объемов: труб, сферических и цилиндрических бомб. На практике реакционные объемы и загазованные помеще-

ния имеют более сложные формы, поэтому необходимо прогнозирование процессов в объемах нетрадиционной геометрии.

В последнее время проводятся исследования распределений параметров и нагрузки на поверхности, создающихся при взрывах в конических и пирамидальных объемах [1, 2]. При планировании и анализе физических экспериментов очень существенна роль численного моделирования. В объемах, моделирующих по форме условия натурной реализации, расчету процессов в реакционно-способных газах следует предпочесть более доступный расчет для инертной среды, который обозначит основные газодинамические особенности процесса.

В работе рассматривается фокусировка волн взрывного типа, с короткой положительной фазой, в кубическом объеме. Моделирование осуществляется для невязкого сжимаемого идеального нетеплопроводного газа. Численное решение проводится методом С.К. Годунова [3].

Решается задача о разлете небольшого объема газа с повышенными параметрами (источника “взрывной волны”), находящегося внутри кубической области, ограниченной непроницаемыми стенками.

Результаты численных расчетов дают представление о развитии течения при их интерпретации в виде изолиний параметра течения (например, давления), распределения параметра вдоль линии (например, по оси  $Ox$ ), изменения параметра в какой либо фиксированной точке по времени (“датчик”). Определение максимального значения давления проводится как по всему расчетному полю, так и по значениям, зафиксированным датчиками. Получены зависимости степени повышения параметров от местоположения малого объема с повышенными параметрами.

Полученные данные предполагается использовать при анализе физических экспериментов, моделирующих условия, развивающиеся при инициировании горения волнами от первичного источника, в замкнутых объемах нетрадиционной геометрии.

#### Литература

1. Набоко И.М., Петухов В.А., Солнцев О.И., Гусев П.А. Химическая физика. 2006. Т. 25. № 4 С. 4-13.
2. С.Б. Базаров, П.А. Гусев, И.М. Набоко, В.А. Петухов, О.И. Солнцев. ИТЭС ОИВТ РАН. М.: 2003. С. 335-342.
3. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я. и др. Численное решение многомерных задач газовой динамики. – М.: Наука. 1976.

**АВТОКОЛЕБАТЕЛЬНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ  
НЕДОРАСШИРЕННОЙ СТРУИ С ПРЕГРАДОЙ*****О.В. Бочарова, М.Г. Лебедев******Факультет вычислительной математики и кибернетики МГУ,  
г. Москва******e-mail: somniac@rambler.ru***

Явление нестационарного (автоколебательного) взаимодействия звуковых и сверхзвуковых недорасширенных струй с преградами, обнаруженное почти век назад (Ю. Гартман), хотя и было неоднократно подтверждено экспериментально и используется во многих практических приложениях (например, является составной частью принципа работы пульсационно-детонационного двигателя), до сих пор не получило удовлетворительного теоретического объяснения. Возросшие за последние годы возможности вычислительной техники, вместе с современными технологиями программирования, позволяют надеяться на решение поставленного вопроса с использованием вычислительного эксперимента.

В работе численно исследованы стационарные и нестационарные процессы, сопровождающие истечение сверхзвуковых струй в атмосферу. Решения получены при помощи разностного метода Годунова на сетках, насчитывающих до  $10^6$  узлов.

Особое внимание уделено течению при наличии преграды, обтекаемой недорасширенной струей, когда в экспериментах наблюдается возбуждение автоколебаний. Ставилась цель исследовать возможность воспроизведения этого процесса при численном моделировании. Показано, что численные решения и, в частности, само возникновение автоколебаний, могут существенно зависеть от нефизических граничных условий, которые вынужденно ставятся на границах расчетной области. Проведено параметрическое (в зависимости от физических и геометрических параметров) исследование соударения звуковой недорасширенной струи с преградой; полученные результаты сопоставляются с экспериментальными данными по характеристикам автоколебательного процесса.

**СТРУКТУРА И ПРЕДЕЛЫ ГЕТЕРОГЕННОЙ ДЕТОНАЦИИ***С.М. Фролов**Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва**e-mail: smfrol@chph.ras.ru*

В последние годы возобновился интерес к разработке двигателей и энергетических установок с периодическим сжиганием топлива в бегущей детонационной волне [1]. Наиболее приемлемым способом сжигания топлива в таких устройствах считают гетерогенную детонацию дробленного жидкого топлива в воздухе. В существующих моделях гетерогенной детонации используют осредненное описание процессов в зоне реакции. Предполагают, что скорость тепловыделения определяется либо скоростью испарения капель (мелкие частицы), либо скоростью дробления капель (относительно крупные частицы), и кинетические особенности реакций окисления горючего вообще не принимают во внимание. В некоторых моделях учитывают существование периода индукции тепловыделения. Для этой цели используют эмпирические соотношения для задержки воспламенения, зависящие от средней температуры газа за ударной волной. Поскольку осредненное описание зоны реакции не вполне учитывает сложные физико-химические процессы, необходимы более точные модели явления, которые позволили бы определить пределы гетерогенной детонации для разных жидких топлив по отношению к начальному составу двухфазной смеси, давлению, температуре, размеру капель и степени предварительного испарения жидкости. Цель работы – предложить уточненную модель структуры и пределов гетерогенной детонации, учитывающую локальное самовоспламенение и диффузионно-лимитированное горение смеси в окрестности капель при переменных осредненных параметрах течения за ударной волной, ведущей детонацию.

Новая модель основана на совместном решении двух задач: (1) задачи об одномерном течении газа за ударной волной с распределенными источниками массы, количества движения и энергии и (2) задачи о самовоспламенении и горении капли горючего в однородной монодисперсной капельной газозвеси [2]. Скоростную неравновесность фаз не учитывали (мелкие капли). С одной стороны, источники массы, количества движения и энергии в уравнениях задачи (1) определяли из решения сопряженной задачи (2), т.е. учитывали локальный характер явления в окрестности капель. С другой стороны, давление и плотность частиц в газозвеси в задаче (2) определяли из решения задачи (1). Стационарное решение в новой модели существовало, если в конце зоны ре-

акции одновременно выполнялись два условия: средняя скорость течения была равна местной скорости звука и происходила смена знака теплового воздействия распределенных источников на осредненное течение.

Проведены расчеты скорости и структуры гетерогенной детонации для стехиометрических капельных смесей *n*-гептана и *n*-додекана в воздухе при нормальных начальных условиях и при разных степенях предварительного испарения капель. В расчетах использованы многостадийные механизмы химических реакций окисления указанных топлив. Определены пределы детонации по степени предварительного испарения горючего и начальному размеру капель.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 05-08-18200а) и МНТЦ (проект #2740).

#### Литература

1. Roy G.D., Frolov S.M., Borisov A.A., Netzer D.W. Pulse Detonation Propulsion: Challenges, Current Status, and Future Perspective. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2004, Vol. 30, Issue 6, pp. 545-672.
2. Фролов С.М., Басевич В.Я. Горение капель. В кн.: *Законы горения*. Под ред. Ю.В. Полежаева. – М.: УНПЦ “Энергомаш”. 2006. С. 130-159.

#### ИНИЦИИРОВАНИЕ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛЕ С ПРОФИЛИРОВАННЫМИ РЕГУЛЯРНЫМИ ПРЕПЯТСТВИЯМИ

*С.М. Фролов\**, *П.В. Комиссаров\**,  
*И.В. Семенов\*\**, *П.С. Уткин\*\**,  
*В.В. Марков\*\*\**

\* – *Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва*  
*smfrol@chph.ras.ru*

\*\* – *Институт автоматизации проектирования РАН, г. Москва*

\*\*\* – *Математический институт им. В.А. Стеклова РАН, г. Москва*

Экспериментальные исследования инициирования детонации в газах с помощью бегущих импульсов принудительного зажигания показывают [1], что при использовании распределенных источников зажигания можно значительно сократить длину и время перехода ударной волны в детонацию (ПУВД). Для этого необходимо тщательно синхронизировать момент зажигания с приходом ударной волны в сечении, где расположен источник. Согласно [1], эксперименты по ПУВД в трубах с регулярными препятствиями (например, со спиралью Щелкина) можно также рассматривать как инициирование детонации бегущим импуль-

сом зажигания. В этом случае зажигание вещества происходит не принудительно, а в результате отражений ударной волны от препятствий. Ввиду аналогии указанных явлений можно предположить, что при синхронизации прихода ударной волны на препятствие с локальным взрывом в окрестности препятствия следует ожидать быстрый ПУВД. Чтобы обеспечить необходимую синхронизацию, надо так спрофилировать регулярные препятствия, чтобы самопроизвольные локальные взрывы происходили вблизи бегущего ударного фронта в области кумуляции волн, отраженных от препятствия.

Для определения геометрической формы регулярных препятствий, обеспечивающей быстрый ПУВД, провели двумерные газодинамические расчеты для стехиометрической пропано-воздушной смеси при нормальных начальных условиях. В расчетах использовали одноступенчатый кинетический механизм окисления пропана. Рассматривали распространение ударной волны вдоль прямого плоского канала высотой 100 мм с препятствиями, контур которых образован двумя вогнутыми параболой. Препятствия устанавливали на нижней и верхней стенках канала. Формы наветренной и подветренной сторон препятствий могли отличаться. Высота препятствий оставалась постоянной по длине канала. В результате параметрических расчетов определили оптимальную геометрическую форму препятствий, при которой достигалось быстрое инициирование детонации ударной волной с начальным числом Маха 3.0. Для сравнения провели расчеты с прямоугольными препятствиями той же высоты при прочих равных условиях. Оказалось, что в канале с прямоугольными препятствиями ПУВД достигался лишь при числе Маха ударной волны, превышающем 3.5.

Для проверки расчетных результатов провели две серии экспериментов на ударной трубе квадратного сечения 100×100 мм с оптическим окном, используя стехиометрическую пропилено-воздушную смесь при нормальных начальных условиях. Регулярные препятствия имели форму и размеры, повторяющие форму и размеры препятствий в расчетах. Первую серию опытов проводили с профилированными препятствиями оптимальной формы, а вторую – с прямоугольными препятствиями. В экспериментах варьировали скорость инициирующей ударной волны. Система регистрации включала 6 пьезодатчиков давления и скоростную видеосъемку. При скорости инициирующей ударной волны выше 1050 м/с на выходе из канала с профилированными препятствиями регистрировали детонационную волну, распространяющаяся со скоростью

около 1600 м/с. При тех же условиях в канале с прямоугольными препятствиями ударная волна затухала.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 05-08-18200а и 05-08-50115а) и МНТЦ (проект #2740).

#### Литература

1. Frolov S.M. Initiation of Strong Reactive Shocks and Detonation by Traveling Ignition Pulses. J. Loss Prevention, 2005, Vol. 19/2-3, pp. 238-244.

### ИНИЦИИРОВАНИЕ ГАЗОВОЙ ДЕТОНАЦИИ В ТРУБАХ С КРУТЫМИ U-ОБРАЗНЫМИ ПОВОРОТАМИ ПРЕДЕЛЬНОЙ КРИВИЗНЫ

*С.М. Фролов, В.С. Аксенов, И.О. Шамшин*

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

Экспериментальные и расчетные исследования инициирования и распространения газовой и гетерогенной детонации до сих пор проводились в прямых трубах или в трубах с малой кривизной поворотов. Однако недавно выяснилось [1, 2], что крутые повороты и витки труб – элементы, которые способствуют переходу горения в детонацию (ПГД). В связи с возрождением интереса к импульсным детонационным двигателям для летательных аппаратов высказываются идеи о возможности использования компактных компоновок детонационных труб с одним или несколькими U-образными поворотами. С одной стороны, использование таких компоновок позволяет увеличить длину трубы и обеспечить ПГД. С другой стороны, U-образные повороты увеличивают гидравлическое сопротивление и осложняют циклическое заполнение трубы свежей смесью. Следовательно, для применения таких компоновок необходимо искать компромиссное решение. В практических приложениях целесообразно обеспечить ПГД на кратчайших расстояниях. Известно, что длина ПГД сокращается с уменьшением диаметра детонационной трубы. Однако существует минимальный (предельный) диаметр, в котором еще возможно распространение детонации. Цель работы – экспериментальное и расчетное исследование распространения ударных и детонационных волн в трубах околопредельного диаметра с двумя U-образными поворотами.

Эксперименты проводили со стехиометрической пропано-воздушной смесью при нормальных начальных условиях. Использовали трубы диаметром 50 и 40 мм с двумя U-образными поворотами предельной кривизны, обеспечивающими наиболее компактную компоновку трубы.

Длина каждого из трех прямых участков трубы была равна 1 м. В опытах использовали два типа генераторов первичной ударной волны (УВ): (1) пороховой газогенератор или (2) мощный электрический разряд. Использование двух генераторов позволяло варьировать длину фазы сжатия в первичной УВ. Эксперименты показали, что при скорости УВ выше 800 м/с в трубе за первым U-образным поворотом возникала детонационная волна, которая либо полностью разрушалась за вторым U-образным поворотом (в трубе диаметром 40 мм), либо проходила через второй U-образный поворот (в трубе диаметром 50 мм) после стадии ослабления и восстановления. В трубе диаметром 40 мм наблюдали затухание детонационных волн в первом U-образном повороте и восстановление детонации во втором повороте.

Для понимания изучаемых явлений провели двумерные газодинамические расчеты распространения ударных и детонационных волн в пропано-воздушной смеси при нормальных начальных условиях. В расчетах использовали одностадийные и многостадийные кинетические механизмы окисления пропана. Рассматривали течения в плоских каналах высотой 40 и 50 мм с двумя U-образными поворотами предельной кривизны. Расчеты подтвердили все основные закономерности наблюдаемых явлений и прояснили их механизмы. Кроме того, расчеты позволили выяснить влияние длительности фазы сжатия в первичной УВ на эволюцию волн разной интенсивности – эффект, который не был зарегистрирован экспериментально.

Работа выполнена при финансовой поддержке МНТЦ (проект #2740).

#### **Литература**

1. Фролов С.М., Аксенов В.С., Басевич В.Я. Сокращение преддетонационного участка в капельной взрывчатой смеси комбинированными средствами. ДАН, 2005, т. 401, № 2, с. 201-204.
2. Frolov S., Aksenov V., Shamshin I. Shock-to-Detonation Transition in Tubes with U-bends. In: Pulsed and Continuous Detonations, G. Roy, S. Frolov, J. Sinibaldi, Eds., Moscow, Torus Press, 2006, pp. 146-158.

### ОПТИМИЗАЦИЯ ЗАЖИГАТЕЛЬНОЙ СПОСОБНОСТИ ФОРКАМЕРНЫХ СТРУЙ

*Т.Н. Атаманюк, 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*

Начиная с 1930-х годов, в ИХФ АН СССР, а затем и в ИХФ РАН активно развивалось направление форкамерно-факельного зажигания (ФФЗ) применительно к поршневым двигателям внутреннего сгорания для авиации и наземного транспорта. На Западе это направление начало развиваться значительно позже – в конце 1970-х годов. В настоящее время интерес к ФФЗ возродился в связи с поиском эффективных средств повторного зажигания смеси при срыве пламени в камере сгорания ГТД, а также для инициирования детонации в перспективных импульсных детонационных двигателях. Несмотря на длительную историю исследований, физико-химические особенности ФФЗ изучены недостаточно. Цель работы – теоретическое и экспериментальное исследование процесса сгорания топливно-воздушной смеси (ТВС) в форкамере и оптимизация зажигательной способности форкамерных струй.

Предложен новый подход к оптимизации ФФЗ. Основное внимание уделено не самой форкамерной струе, а исходному процессу, влияющему на всю последующую динамику струи. Этот процесс – сгорание ТВС в форкамере, сообщающейся через сопло с основной камерой сгорания. При оптимизации процесса сгорания в форкамере исходили из того, что форкамера оптимальной конфигурации при заданном объеме должна обеспечить минимальное время истечения максимального количества продуктов горения. Указанный эвристический критерий оптимизации основан на том, что зажигательная способность струи определяется скоростью струи, ее суммарным теплосодержанием и концентрацией в ней активных центров (атомов и радикалов) и активных промежуточных продуктов горения. Высокая скорость струи обеспечивает высокую скорость смешения продуктов горения со свежей смесью. Скорость струи зависит от перепада давления на сопловом отверстии: чем больше перепад давления, тем больше скорость истечения. Перепад давления в камере тем больше, чем больше масса сгоревшего газа и чем меньше сопловое отверстие. Следовательно, при оптимизации параметров форкамеры необходимо стремиться к большей полноте сгорания вещества, первоначально заполняющего форкамеру, и к меньшему времени истечения, обеспечивающему и высокую скорость, и низкие суммарные

тепловые потери. Максимальная зажигательная способность форкамерной струи, по-видимому, должна достигаться при максимальном отношении полноты сгорания  $\eta$  к характерному времени истечения продуктов горения  $\tau$ , т.е. при  $\max(\eta/\tau)$ . Для проверки такого критерия оптимизации (1) предложена простая одномерная математическая модель ФФЗ, (2) проведены многомерные численные расчеты горения газа в форкамере с учетом струйного истечения, а также (3) проведены эксперименты по ФФЗ стехиометрической пропано-воздушной смеси с помощью цилиндрической форкамеры со сменными соплами.

Одномерные и многомерные расчеты показали, что максимальное отношение  $\eta/\tau$  достигается при некоторой оптимальной площади сечения сопла форкамеры. До настоящего времени экспериментальные данные по ФФЗ использовались для доводки модели турбулентного горения в форкамере, применяемой в многомерных численных расчетах. В дальнейшем планируется проведение экспериментов по проверке эвристического критерия зажигательной способности форкамерной струи путем ФФЗ предельно бедных ТВС.

Работа выполнена при финансовой поддержке МНТЦ (проект #2740).

**ОБ ОСОБЕННОСТЯХ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА  
В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИНАХ**  
*М.Я. Иванов, Б.И. Мамаев, Р.З. Нигматуллин, Л.В. Терентьева*  
*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*  
*e-mail: ivanov@ciam.ru*

Практика создания высокотемпературных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) наглядно продемонстрировала несовершенство современных подходов к теоретическому описанию термодинамического рабочего процесса, протекающего в газоздушном тракте двигателей. Теоретически рассчитанные на этапе проектирования и экспериментально измеряемые на первых опытных экземплярах двигателей параметры, как правило, существенно различаются. Это обстоятельство требует длительной дорогостоящей доводки новых высокотемпературных ГТД. Аналогичная ситуация имеет место для двигателей высокоскоростных летательных аппаратов, таких как прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) и гиперзвуковые ПВРД.

В настоящей работе проанализированы возможные причины указанного несоответствия. Помимо относительно легко устранимых причин отличия расчетных и реализованных геометрических или исходных газодинамических параметров двигателей, отмечается весьма вероятная

причина, связанная с определенным несовершенством теории термодинамического цикла, реализуемого в высокотемпературных авиационных двигателях.

Приведены результаты доводки до проектных параметров авиационных ГТД IV поколения. В качестве примера, в частности, взят один из вариантов турбо-винто-вентиляторного двигателя (ТВВД) семейства НК-93 со схемой турбины 1+1+3 (одноступенчатая турбина высокого давления (ТВД), одноступенчатая турбина среднего давления (ТСД) и трехступенчатая турбина низкого давления (ТНД) [1]. Термодинамические расчеты этого двигателя с разной степенью доводки узлов выполнялись на режимах с постоянной тягой по стандартной методике.

Анализ результатов доводки этого двигателя позволяет сделать некоторые важные выводы. Так, имеющиеся в первых опытных экземплярах двигателей недоборы КПД компрессоров и турбин, увеличенные зазоры и затраты воздуха на охлаждение привели к существенному повышению температуры  $T_T^*$  по сравнению с расчетной. Действенным средством повышения эффективности турбокомпрессора и снижения  $T_T^*$  является увеличение пропускной способности турбины. Из сопоставления полученных данных следует, что раскрытие аппаратов ТВД и ТНД на 6% привело к снижению рабочих температур  $T_T^*$  и  $T_0^*$  примерно на  $50^\circ$  и увеличению КПД.

Далее, приведены расчетные результаты влияния раскрытия соплового аппарата ТВД на структуру потока в газогенераторе авиационного двигателя. При получении этих результатов был использован метод объединенного моделирования течения в газоздушном тракте, изложенный в [2]. Проанализирован аномальный режим работы газогенератора в окрестности границы устойчивости КВД и эффективный способ повышения газодинамической устойчивости компрессора в системе газогенератора.

### Литература

1. Кузнецов Н.К., Стенькин Е.Д., Ключников В.В. и др. Газодинамический комплекс для создания конкурентоспособного газотурбинного двигателя // Техника воздушного флота. 1991, № 1, с. 119-122.
2. Abzalilov A.I., Ivanov M.Ja., Nigmatullin R.Z. Steady and Transient Working Mode Simulation for Turbojet Bypass Engines Based on Meridional Axisymmetric Approach. ISABE 2005-1083.

**К МОДЕЛИРОВАНИЮ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ГАЗОВОГО  
ПОТОКА В АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ КАНАЛАХ  
ПРИ ИНТЕНСИВНОМ ПОДВОДЕ ТЕПЛА**

*М.Я. Иванов, В.Л. Семенов, С.А. Щербаков*

*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

*e-mail: ivanov@ciam.ru*

Предложена модель сгорания высокоэнтальпийного топлива в газовом потоке, включающая элементы локального “искрового” сгорания по принципу постоянного объема при доминирующем дефлаграционном сгорании по принципу постоянного давления. Предложенная модель учитывает влияние интенсивности процесса сгорания и его распределения по объему зоны горения. С помощью условия обращения воздействий показана зависимость структуры потока от интенсивности процесса сгорания (в одномерном приближении). Путем численного решения системы уравнений газодинамики с учетом подвода энергии с переменным распределением интенсивности по объему канала продемонстрирована характерная картина течения в модуле прямогочного ВРД (в двумерном нестационарном приближении). С использованием предложенной модели рассмотрен также процесс детонационного сгорания на режимах с пересжатой детонацией, интересный в плане разработки пульсирующих детонационных ВРД. Обсужден вопрос возможного обоснования предлагаемой модели.

**РЕЖИМЫ ГОРЕНИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ**

*П.К. Третьяков*

*ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, г. Новосибирск*

*e-mail: paveltr@itam.nsc.ru*

Рассматриваются возможные режимы горения в камере сгорания со сверхзвуковой скоростью потока. Для анализа используются приведенные в литературе данные о протекании горения в ограниченном, высокоскоростном, высокотемпературном потоке при известных начальных параметрах. Основное внимание уделяется вопросам эффективной организации горения при таких начальных условиях, когда тепловыделения от протекания химической реакции достаточно для запираания течения. В этом случае локальная интенсивность тепловыделения в совокупности с другими особенностями организации процесса (геометрией канала, способами инициирования и стабилизации пламени, способами инжекции и качеством смешения горючего с окислителем) опре-

деляет газодинамический режим течения. Результаты экспериментальных исследований инъекции в поток плазменной струи различной относительной (к потоку в канале) мощности показали, что локальный теплоподвод приводит к эффекту дросселирования и распространению повышенного давления вверх по потоку с возможным формированием псевдоскачка. Высокая интенсивность тепловыделения может привести к дозвуковому течению за прямым скачком уплотнения при локализации горения (например, при горении струи водорода истекающей навстречу потоку). Переход к дозвуковому течению происходит при относительном тепловыделении меньшем, по сравнению с режимом течения, в котором горение приводит к “тепловому” закиранию со средним по сечению канала значением скорости потока, равным скорости звука. Подобный результат получен в расчетных исследованиях нестационарных процессов с локализованным источником тепловыделения в канале переменной геометрии. Максимальное увеличение температуры от горения для канала постоянного сечения может быть определено из одномерных законов сохранения массы, импульса и энергии:  $\Delta T/T_n^* = (M_n^2 - 1)^2 / ((k + 1) \cdot M_n^2 (2 + (k - 1)M_n^2))$ , здесь  $\Delta T$  – прирост температуры;  $T_n^*$ ,  $M_n$  – температура торможения потока и число Маха на входе в канал. Существуют экспериментальные данные, из которых следует, что режим с таким относительным приростом температуры реализуем. В этом случае горение происходит в псевдоскачке. Условием осуществления такого режима является вполне определенное значение средней по длине зоны горения скорости тепловыделения. Применяя для анализа выгорания свойства псевдоскачка (зависимость длины от числа Маха, универсальность распределения относительного давления от относительной длины, а также универсальность относительного изменения коэффициента неоднородности температуры торможения – комбинация коэффициентов неоднородности скорости и температуры, предложенных Крокко, от относительного давления), можно найти изменение средней скорости тепловыделения в сечении, используя распределение статического давления по длине канала. Скорость тепловыделения зависит от начальных параметров, коэффициента избытка воздуха и в сильной степени от рода топлива. Так, для одинаковых начальных условий ( $M_n = 2.4$ ,  $T_n^* = 1800$  К) и при одинаковом тепловыделении ( $\Delta T/T_n^* = 0.33$ ) скорость горения водорода в два раза превышает скорость горения керосина. Для водорода длина зоны горения минимальная. Горение сопровождается резким увеличением давления на стенке.

Это может быть причиной возникновения отрыва потока, пересжатия течения (в терминологии Е.С. Щегинкова, “пересжатая детонация” применительно к горению в псевдоскачке), перемещения псевдоскачка вверх по потоку от места инъекции, переходу к дозвуковой скорости. Эксперименты с горением керосина показали возможность режима с торможением потока до  $M = 1$ , причем повышение давления начиналось от места подачи топлива. Делается вывод, что излишняя интенсификация горения может привести к снижению тепловыделения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Гранта Президента НШ-8597.2006.1.

**ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБОГО РЕЖИМА  
ДЕТОНАЦИИ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО  
СЕЧЕНИЯ**

*Л.Г. Гвоздева, Д.И. Бакланов, Н.В. Тарусова*

*ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва*

*e-mail: gvozdevalg@mail.ru*

В работе аналитически исследован особый режим детонации в камере сгорания переменного сечения, экспериментально обнаруженный Баклановым и Гвоздевой [1, 2]. Было найдено, что при распространении детонации в камере при определенных условиях может возникнуть режим, когда при выходе из камеры возникает детонационная волна с параметрами много большими, чем параметры детонации Чепмена–Жуге. Теоретические исследования такого режима до сих пор проведены не были.

В данной работе излагаются результаты аналитического исследования данного эффекта. Рассматривается следующая волновая картина. При переходе детонационной волны в расширяющуюся часть канала в процессе дифракции детонационной волны происходит процесс ее распада. При этом возникает нестационарный комплекс, состоящий из ударной волны и зоны горения. Когда этот комплекс подходит к сужающейся части канала, то при отражении ударной волны возникает область повышенного давления и температуры. Если время пребывания газа в этой области больше времени индукции, то происходит самовоспламенение и возникает новая детонационная волна с параметрами много большими, чем параметры стационарной детонации Чепмена–Жуге. Это происходит благодаря тому, что детонация возникает не при начальных параметрах, а в уже нагретом и сжатом газе. Данный режим можно назвать многоступенчатой детонацией.

Последовательный расчет этих процессов проведен для смесей метана с кислородом  $\text{CH}_4 + 2\alpha\text{O}_2$  (коэффициент избытка окислителя  $\alpha$  варьировался от 0.5 до 2.0). Полученные результаты сравнены с экспериментами. Качественный расчет хорошо описывает картину, полученную экспериментально. Показано, что для получения количественного совпадения необходимо проводить расчеты с учетом реальных свойств газа.

#### Литература

1. Бакланов Д.И., Гвоздева Л.Г. Нестационарные процессы при распространении детонационных волн в каналах переменного сечения. 1995 г., Т 33, № 6, с. 958-966.
2. Бакланов Д.И., Гвоздева Л.Г. Влияние дополнительного поджига на устойчивость режима двойного нестационарного разрыва в камерах сгорания. 1996. ТВТ 34(2): 299–302.

#### НУКЛЕАЦИЯ ПАРОВ ВОДЫ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ

*Б.В. Егоров<sup>\*,\*\*</sup>, Ю.Е. Маркачев<sup>\*\*</sup>, В.И. Хромов<sup>\*\*\*</sup>, А.А. Соленек<sup>\*\*\*</sup>*

*\* – МФТИ, г. Жуковский*

*e-mail: boris.egorov@mail.ru*

*\*\* – ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский*

*\*\*\* – РХТУ им. Д.И. Менделеева, г. Москва*

В работе используется квазихимическая кластерная модель (КХКМ) для описания нуклеации водяного пара, состоящего из мономеров и молекулярных агрегатов – кластеров, являющихся примесью воздуха. Предполагается, что рост кластеров происходит за счет присоединения к ним мономера, а их разрушение – через потерю мономера.

На основании квантово-химических расчетов и метода нормальных колебаний в предыдущих наших работах [1, 2] были рассчитаны основные геометрические и энергетические характеристики кластеров, корректировка энергетических характеристик кластеров путем сравнения теоретических и экспериментальных значений скорости нуклеации позволила определить константы равновесия кластерных реакций, константы диссоциации и образования кластеров [3].

В настоящей работе проведены прямые численные расчеты кинетических уравнений совместно с уравнениями газодинамики, описывающими течение газа в сопле в стационарном квазиодномерном приближении. КХКМ использовалась и для описания процессов нуклеации паров воды при откачке газа с помощью форвакуумного насоса [4]. По-

скольку газодинамические процессы в форвакуумных насосах весьма сложны, моделирование процесса нуклеации в такого рода течениях происходило на фоне экспериментально измеренных изменений давления и температуры по времени.

Экспериментальное исследование процесса нуклеации при откачке влажного воздуха происходило с использованием прозрачной камеры. Для визуализации процесса нуклеации использовались лазеры, работающие на различных длинах волн видимого диапазона. Проведено сравнение полученных экспериментальных и теоретических результатов образования и разрушения кластеров исследуемого газа (например, паров воды) в процессе откачки и наполнения камеры.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 05-08-33663а и 06-0868/01).

#### Литература

1. Артюхин А.С., Егоров Б.В., Забабурин Е.А. и др. Кинетика формирования ультралегкой фракции нейтральных и заряженных кластеров в газодинамических потоках летательного аппарата // Химическая физика, 2004, том 23, № 4, с. 28-46.
2. Егоров Б.В., Маркачев Ю.Е., Плеханов Е.А. Квазихимическая модель нуклеации паров воды // Химическая физика, 2006, том 25, № 4, с. 61-70.
3. Егоров Б.В., Маркачев Ю.Е. Коррекция квазихимической кластерной модели нуклеации при сопоставлении с экспериментом // Химическая физика, 2006, том 25, № 11, с. 75-81.
4. Тагиров Р.Б., Илларионова В.А., Кислякова О.Н. Разрушение кластеров при расширении газов в вакуум // Письма в ЖТФ, 1981, т. 7, вып. 8, с. 487-491.

#### МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛЕТА ВЫСОКОСКОРОСТНОГО КРЫЛАТОГО ЛА В АТМОСФЕРЕ, СОДЕРЖАЩЕЙ ДИСПЕРСНЫЕ ЧАСТИЦЫ

*А.Б. Миллер*

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

*e-mail: alm@falt.ru*

При высокоскоростном полете летательного аппарата в облаках и атмосферной дымке возникают дополнительные факторы, воздействующие на элементы его конструкции. Среди них существенны обледенение в облаках, состоящих из капель переохлажденной воды, и эрозия поверхности летательного аппарата на относительно небольших сверхзвуковых скоростях полета, а также повышенный нагрев поверхности

совместно с ее эрозией при больших скоростях. Последний случай соответствует планирующему спуску КЛА в атмосфере Земли, содержащей большое количество аэрозольных частиц различного происхождения, и других планет. В частности, в атмосфере Марса частицы  $\text{Fe}_2\text{O}_3$  во время пылевых бурь благодаря слабому притяжению поднимаются в верхние слои атмосферы, Венера окутана многокилометровым слоем облаков из капелек серной кислоты, а наиболее интересный с исследовательской точки зрения спутник Сатурна Титан окружен плотным углеводородным смогом. Поэтому при разработке КЛА с планирующим спуском в атмосфере необходимо уделить особое внимание воздействию аэрозольной дымки на его конструкцию. Определение структуры обтекания ЛА сверхзвуковым газодисперсным потоком может указать области его поверхности, испытывающие наибольшие механические и тепловые нагрузки, и подсказать методы их защиты.

В работе ЛА моделируется треугольным крылом, летящим под углом атаки, условия полета соответствуют земным на высоте  $H = 30$  км, где концентрация аэрозоля уже достаточно высока, число Маха полета  $M_\infty = 6$ . Численное моделирование выполнено на основе решения полных нестационарных уравнений Навье–Стокса с использованием  $k-\varepsilon$  модели турбулентности методом конечного объема. Для описания динамики дисперсной фазы в рамках модели [1] были применены подходы как Лагранжа, так и Эйлера. Рассмотрены различные типы взаимодействия частиц с поверхностью летательного аппарата, соответствующие ряду значений коэффициентов восстановления нормальной и тангенциальной компонент импульса частицы после ее удара о поверхность в диапазоне от абсолютно упругого до абсолютно неупругого удара [2]. Анализируется структура течения газодисперсного потока у крыла и в его следе, указаны зоны повышенных тепловых и механических нагрузок.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 06-0868/01 (бывш. 05-01-00646) и 04-01-00817).

#### Литература

1. Г.В. Моллесон, А.Л. Стасенко. Трехмерное взаимодействие с преградами сверхзвуковой газокапельной струи с учетом фазовых переходов // Теплофизика высоких температур, 2003, **41**, № 6, с. 914-919.
2. А.Л. Стасенко. Эвристическая модель отражения частицы от твердого тела: от адгезии до эрозии. Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук – аэромеханика и летательная техника: Сборник трудов 49-й научной конференции МФТИ, Т. IV / МФТИ – М.: 2006.

**ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ УСКОРЕНИЕ МИКРОЧАСТИЦ  
И ИХ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ С ОБТЕКАЕМЫМ ТЕЛОМ***Г.В. Моллесон, А.Л. Стасенко**ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский**e-mail: stasenko@serpantin.ru*

Высокоэнтальпийный поток аэродинамической трубы рассматривается в качестве разгонного устройства микрочастиц для исследования взаимодействия последних с твердыми телами (проблема входа в запыленные атмосферы планет, технология обработки поверхностей). Рассмотрена установка с большим расширением сечения потока, в результате которого температура падает на несколько порядков. Это обстоятельство привело к необходимости учитывать в физико-математической модели двухфазного потока дебаевскую зависимость удельной теплоемкости (а также коэффициента теплопроводности) материала частицы от температуры, что потребовало существенной модификации соответствующего численного кода [1].

Численные исследования выполнены для случаев гелия (в качестве несущего газа) и ускоряемых диэлектрических частиц (окислов кремния, алюминия и урана) при параметрах торможения 60 атм и 1000 К.

Показано, что частицы радиусами 1÷10 мкм могут быть ускорены до 2÷3 км/с. При этом их температура падает до 15 К, что и делает необходимым учет квантовых свойств фононного “газа”, определяющих их теплофизические свойства.

Обнаружена сильная кумуляция частиц у оси, вызванная конфузорным потоком (перед критическим сечением сопла) и особенно яркая для наиболее плотных частиц. В результате образуется узкий жгут частиц с большими плотностями потоков импульса и энтальпии, который может быть полезен для многих научных и технических приложений.

При исследовании обтекания затупленного тела двухфазным потоком в качестве граничных условий использована простая эвристическая модель адгезии и отскока частиц от твердой поверхности [2]. Для “размазывания” особых поверхностей (с бесконечной плотностью частиц), образующихся в сжатом слое, использована стохастика локальной шероховатости.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 06-0868/01 (бывш. 05-01-00646) и 05-08-33663а).

**Литература**

1. Моллесон Г.В., Стасенко А.Л. Трехмерное взаимодействие с преградами сверхзвуковой газокапельной струи с учетом фазовых переходов // ТВТ, 2003, т. 41, № 6, с. 914-919.
2. А.Л. Стасенко. Эвристическая модель отражения частицы от твердого тела: от адгезии до эрозии. Современные проблемы фундаментальных и прикладных наук – аэромеханика и летательная техника: Сборник трудов 49-й научной конференции МФТИ, Т. IV / МФТИ – М.: 2006.

**ВЛИЯНИЕ НА МАССОВЫЙ СПЕКТР КАПЕЛЬ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА ПОВЕРХНОСТИ АППАРАТА, ДВИЖУЩЕГОСЯ В ПОЛИДИСПЕРСНОЙ АТМОСФЕРЕ**

*А.Г. Здор*<sup>\*,\*\*</sup>

<sup>\*</sup> – *МФТИ, г. Жуковский*

<sup>\*\*</sup> – *ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский*

*e-mail: cfd@tsagi.ru*

Рассмотрено взаимодействие ударно-волновой структуры следа высокоскоростного летательного аппарата с атмосферным аэрозолем и облаками верхнего эшелона. Результаты этих исследований могут оказаться полезными при рассмотрении разных задач (например, наблюдения за траекториями ЛА, химические реакции в следе).

Аэрозоль верхних слоев атмосферы состоит из переохлажденных капель чистой воды, которые могут дробиться при взаимных столкновениях, ударах о поверхность, а также при движении через сильные разрывы газодинамических величин поля обтекания ЛА. Также возможны процессы реконденсации в следе, как гомогенной, так и гетерогенной, причем ядрами в последнем случае могут служить заряженные частицы, образующиеся при ионизации воздуха и абляции покрытия поверхности ЛА. Все эти процессы приводят к изменению массового спектра частиц в следе по сравнению с “фоновым” и возникновению неоднородностей, которые могут вызвать заметный эффект отражения электромагнитных волн.

При численном анализе задачи использовались полные нестационарные уравнения Навье–Стокса. Для описания турбулентности была применена  $q-\omega$  модель. Рассматривалась модельная конфигурация ЛА – плоская пластина под углом атаки. Для описания динамики дисперсной фазы использовалась модель полидисперсного аэрозоля [1], учитывающая возможные скоростные и температурные отличия фракций конденсата от аналогичных параметров несущего газа, теплообмен с ним, влияние турбулентных пульсаций на частоту столкновений частиц.

В качестве численного алгоритма решения использовался метод крупных частиц. Существенную роль играет способ моделирования граничных условий взаимодействия дисперсной фазы с поверхностью ЛА. В работе исследованы различные законы соударения частиц с твердой стенкой и их влияние на получаемую картину течения. Полидисперсная смесь представлялась состоящей из нескольких фракций, причем часть из них рассматривалась как порожденная в результате отражения капель от стенки.

Получена газодинамическая картина обтекания пластины под углом атаки на различных режимах с использованием двухпараметрической модели турбулентности, поля величин, характеризующих динамику дисперсной фазы, а также сделаны оценки оптических характеристик полидисперсного следа.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №04-01-00817).

#### **Литература**

1. Стасенко А.Л. Физическая механика многофазных потоков. – М.: Издательство МФТИ, 2004. –136 с.

#### **МОДЕЛЬ ИСПАРЕНИЯ КАПЕЛЬ В ГАЗОВЗВЕСИ**

*Ф.С. Фролов, В.А. Сметанюк, С.М. Фролов*

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

В плотных топливных струях, в которых расстояние между соседними каплями порядка нескольких диаметров частиц, сильно проявляются эффекты торможения испарения капель, вызванные экранированием тепло- и массообмена, а также обмена количеством движения между каплями и газом. Учет этих эффектов важен для оптимизации смесеобразования в камерах сгорания двигателей. В численных расчетах двухфазных течений используются стандартные модели испарения капель, в которых коллективные эффекты, вызванные наличием соседних капель, учитываются некорректно. Такие модели основаны на обыкновенных дифференциальных уравнениях баланса массы, количества движения и тепла для одиночной капли, а тепловые и диффузионные потоки в них определяются по средней температуре и средней концентрации пара топлива в ячейке расчетной сетки. В этом случае влияние коллективных эффектов на испарение капли зависит от размера ячейки. Чтобы исключить влияние расчетной сетки, модель испарения капли должна учиты-

вать локальный характер взаимодействия соседних частиц. Цель работы – предложить простую модель испарения капли, которая бы корректно учитывала коллективные эффекты. При разработке модели использовали результаты решения детальной сопряженной задачи [1].

В новой модели кроме размера расчетной ячейки использовали расстояние между каплями. Этот параметр зависит от массовой концентрации жидкости и среднего размера капель в ячейке. Каждой капле в ячейке выделяли сферический объем газа (“элементарную сферу”), причем радиус сферы был равен половине расстояния между каплями. Чтобы учесть диффузионно-лимитированные процессы в окрестности капель, среднюю температуру и среднюю концентрацию пара в ячейке перераспределяли: вместо однородных распределений в ячейке получались неоднородные распределения внутри элементарных сфер. Распределения температуры и концентрации пара в сферах рассчитывали по известным значениям температуры и концентрации пара на поверхности капель. В такой модели естественным образом возникает период индукции – тот период в жизни капли, когда коллективные эффекты не проявляются. В течение этого периода глубина проникновения межфазных тепловых и диффузионных потоков меньше радиуса элементарной сферы, а сами потоки определяются значениями максимальной температуры и минимальной концентрации пара в ячейке. По завершении периода индукции начинают проявляться коллективные эффекты. На этой стадии процесса тепловые и диффузионные потоки определяются значениями температуры и концентрации пара на границе элементарной сферы.

Для проверки модели провели одномерные и трехмерные численные расчеты испарения капель в однородных монодисперсных капельных газовзвесах с разной массовой концентрацией жидкости и разными размерами частиц и сравнили результаты расчетов по новой и по стандартной моделям. Показано, что новая модель обладает значительно меньшей чувствительностью к размеру расчетной сетки, чем стандартная. Кроме того, расчеты по новой модели хорошо согласуются с результатами [1]. В дальнейшем планируется распространить новую модель на случай воспламенения и горения капель в плотных газовзвесах.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 05-08-18200а и 05-08-50115а) и МНТЦ (проект #2740).

**Литература**

1. Фролов С.М., Басевич В.Я., Посвянский В.С., Сметанюк В.А. Испарение и горение капли углеводородного топлива. IV. Испарение капли с учетом коллективных эффектов // Химическая физика, 2004, том 23, № 7, с. 49-58.

**ВЛИЯНИЕ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУР НА ГОРЕНИЕ ВОДОРОДА  
В СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ**

*В.А. Забайкин, А.А. Смоголев*

*ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН, г. Новосибирск*

*e-mail: lab2@itam.nsc.ru*

В работе исследовался процесс горения водорода в сверхзвуковом воздушном потоке в условиях высоких уровней температур. Для создания высокотемпературной струи применялся электродуговой подогрев воздуха. Это позволяло поднимать температуру торможения воздушного потока выше уровня, достижимого на установках с огневым подогревом воздуха (т.е. выше 1800÷2200 К), сохраняя непрерывный режим работы. Исследования проводились в открытой осесимметричной струе с числом Маха воздушного потока 2.2. Водород подавался спутно по оси с числом Маха от 1 до 2.7. В этих условиях велась регистрация собственного излучения пламени в инфракрасном, видимом и ультрафиолетовом диапазонах длин волн.

В результате была изучена структура пламени и получены кривые интенсивности излучения по длине при уровнях температур торможения воздушного потока от 1400 до 2700 К. Выяснено, что при варьировании температуры наиболее существенны изменения интенсивности излучения пламени в ультрафиолетовой части спектра. Это соответствует излучению возбужденного радикала  $\text{OH}^*$  ( $\lambda = 280\div 350$  нм), являющегося промежуточным короткоживущим продуктом в реакции окисления водорода. В экспериментах зафиксировано изменение суммарной величины интенсивности излучения  $\text{OH}^*$  на величину до 40% при увеличении температуры воздуха с 1500 до 2500 К. Особенно значительное повышение суммарной интенсивности излучения наблюдается при температурах свыше 2000 К. Представлена обобщающая кривая изменения суммарной интенсивности излучения  $\text{OH}^*$  с ростом температуры. Полученные изображения пламени показали также сильную нестационарность процесса горения в зоне смешения воздуха с водородом.

Зарегистрированное увеличение зоны свечения пламени подтверждает предположения о незавершенности химических реакций на фиксированной длине при повышении температуры сверхзвукового потока

свыше 2000 К и свидетельствует о значительном влиянии на процесс горения при высоких уровнях температуры процессов диссоциации и рекомбинации. Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 06-08-00735).

**УСКОРЕНИЕ ДОЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ ГАЗА  
ПРИ ВЫХОДЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ИЗ КАНАЛА**

*А.С. Чижиков, В.В. Голуб, С.Б. Щербак*

*ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва*

*e-mail: chizhikov@ihed.ras.ru*

Одним из главных параметров квазистационарного течения газа за ударной волной является число Маха потока. Когда ударная волна выходит из открытого конца сопла или канала в окружающее пространство, то в случае реализации дозвукового режима, т.е. при отношении осредненной скорости частиц газа к скорости звука меньше 1, происходит дополнительное согласование параметров окружающего пространства с параметрами сгенерированного потока. Это выражается в том, что вверх по течению распространяются внешние возмущения давления, волны разрежения, ускоряющие поток. В канале постоянной геометрии такой режим соответствует числу Маха стартовой волны меньше 2.07 (воздух при 20°C). Таким образом, изначально дозвуковой поток может ускориться до звуковой скорости. В случае более интенсивной ударной волны, поток за которой сверхзвуковой, никакие внешние возмущения из окружающего пространства в канал уже не проникают. Процесс нестационарен.

Определению зависимости времени ускорения дозвукового течения газа при выходе ударной волны из осесимметричного канала и посвящено данное рассмотрение.

Задача решена численно, в рамках уравнений Эйлера. Вычисляется поле параметров потока для заданного числа Маха падающей ударной волны для двусвязной области (с учетом влияния волн разрежения, распространяющихся в канале). Результаты расчета представлены в безразмерных координатах относительно параметров невозмущенного газа: давления  $P_0$  и плотности  $\rho_0$ . Расстояния отнесены к диаметру канала  $d$ . Безразмерное время  $t_{\text{non}}$  связано с размерным  $t$  соотношением

$$t_{\text{non}} = t/d \cdot \sqrt{P_0/\rho_0}.$$

Экспериментальная часть исследования представлена регистрацией статического давления в плоскости среза канала и визуализацией течения.

Попытки аналогичного рассмотрения были и раньше. Авторы работы [1] для случая дифракции ударной волны на выпуклом угле, пользуясь инвариантами Римана и изэнтропичностью процесса, получили наименьшее число Маха ударной волны, при котором возникает звуковой поток, равное 1.346 (для газа с показателем адиабаты 1.4). Этот результат хорошо совпадает с граничным числом Маха, полученным в настоящем исследовании. Но в упомянутой работе нет ответа на вопрос о времени процесса.

По результатам можно сделать следующие выводы:

1. Исследована динамика процесса ускорения дозвукового течения газа при выходе ударной волны из осесимметричного канала.

2. Определено минимальное число Маха, ниже которого дозвуковой поток в плоскости среза канала не может ускориться до скорости звука. Число Маха волны, соответствующее границе раздела двух режимов, равно 1.34 (Мах потока – 0.45), что соответствует значению безразмерного времени  $t_{\text{non}} = 2.48$ .

3. Получена параметрическая зависимость, которая позволяет определить момент времени, соответствующий: для дозвуковых режимов – как максимальному значению числа Маха потока, так и установлению стационарного режима; для звуковых – числу Маха потока, достигшему 1.

Наиболее полно результаты настоящего сообщения представлены в [2].

#### **Литература**

1. M. Sun, K. Takayama. The Formation of a Secondary Shock Wave Behind a Shock Wave Diffracting at a Vortex Corner. *Shock Waves*. 1997. V. 7. N 5. P. 287.
2. Чижиков А.С. Влияние геометрии канала на параметры импульсного недорасширенного потока. Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. Москва, ОИВТ РАН, 2006.

#### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОНВЕРГЕНТНЫХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ**

*Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, А.К. Трифонов*

*ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского*

*e-mail: hydraero@mail.ru*

Представлены результаты экспериментальных исследований воздухозаборников для высокоскоростных летательных аппаратов.

Рассмотрены воздухозаборники, использующие принцип конвергентного сжатия сверхзвуковой струи, в которых торможение обеспечивается по сходящимся в пространстве направлениям. Эффективность торможения сверхзвукового потока в конвергентном воздухозаборнике, в основном, зависит от отношения площади горла к площади входа в канал,  $\bar{F}_r = h_r / h_{вх}$ . При этом наиболее эффективное торможение осуществляется при наименьшей площади горла. Однако для конвергентных воздухозаборников с малой площадью горла при дросселировании канала возможен срыв течения с появлением ударной волны перед входом.

Экспериментальные исследования конвергентного воздухозаборника были проведены в диапазоне чисел Маха  $M = 3 \div 5$ . При экспериментальных исследованиях основное внимание уделялось влиянию отсоса пограничного слоя на запуск и устойчивость течения в исследуемом диффузоре. При испытаниях фотографировалась картина течения на входе в воздухозаборник, фиксировалось распределение давления по длине канала и измерялось полное давление в конце дозвукового диффузора для определения коэффициента восстановления полного давления.

Испытания показали, что исследуемый воздухозаборник позволяет реализовать достаточно высокие значения коэффициента восстановления полного давления. Избежать срыва течения при дросселировании канала позволило наличие щелей отсоса пограничного слоя. В заключении работы проведено обобщение ряда полученных экспериментальных данных, которые характеризуют достижимый уровень коэффициента восстановления полного давления воздухозаборника в исследуемом диапазоне числа Маха.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 06-01-00737).

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ  
ИНГИБИРОВАНИЯ САМОРАЗЛОЖЕНИЯ АЦЕТИЛЕНА  
С ПОМОЩЬЮ УГЛЕВОДОРОДОВ**

*Д.И. Бакланов, С.В. Головастов, В.В. Голуб*

*ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва*

*e-mail: sherbak@ihed.ras.ru, golovastov@yandex.ru*

Задача эффективного тушения пламени и ингибирования перехода дефлаграции в детонацию в газах является чрезвычайно актуальной.

Для ее решения требуются экологически безопасные и нетоксичные пламегасители, а также ингибиторы – вещества, замедляющие протекающие химических реакций [1, 2] или вовсе прекращающие их, например, процесс саморазложения. В последнем случае в качестве ингибитора может служить иной горючий газ, практически не изменяющий суммарный тепловой эффект реакции с окислителем.

Одной из перспективных и распространенных топливных газовых смесей является смесь ацетилена с воздухом. Однако недостатком чистого ацетилена является его способность разлагаться до образования свободного водорода и углерода или метана с выделением энергии и возможным формированием детонации.

Целью работы являлось экспериментальное определение нижнего концентрационного предела ингибитора 17%  $C_3H_6$  + 42%  $C_3H_8$  + 41%  $C_4H_{10}$ , при котором саморазложения ацетилена не происходит.

Эксперименты проводились на установке, представляющей собой цилиндрическую камеру сгорания длиной 1487 мм и внутренним диаметром 22 мм.

С помощью двух кранов происходило последовательное заполнение камеры сгорания исследуемой смесью ацетилена с ингибитором и стехиометрической водородо-кислородной смесью, разделенными между собой контактной поверхностью. С помощью искрового разрядника инициировалась детонационная волна, которая проходила слева направо через контактную поверхность и формировала ударную волну. Саморазложение ацетилена исследовалось за отраженной от торца камеры ударной волной, давление за которой достигало 12÷13 атм., температура – 700÷750°C. Эти параметры существенно превышали условия саморазложения ацетилена: 330°C, 2 атм.

В зависимости от концентрации ингибитора происходило или не происходило саморазложение ацетилена, о чем можно было судить по интенсивности свечения газа и величине давления за отраженной ударной волной.

Экспериментально было обнаружено, что минимальная предельная концентрация ингибитора, при которой саморазложения ацетилена за отраженной ударной волной не происходило, составляла 5%. Полученные данные могут быть использованы при хранении и транспортировке ацетилена в нерастворенном состоянии.

#### Литература

1. Семенов Н.Н. О некоторых проблемах химической кинетики и реакционной способности. – М.: Изд-во АН СССР, 1958. 686 с.

2. Азатын В.В., Болодьян И.А., Шебеко Ю.Н., Навценя В.Ю., Шебеко А.Ю. Роль самоингибирования в процессах горения // Журнал физической химии, 2006, т. 80, № 4, с. 634-639.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩЕЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ  
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ В КАЧЕСТВЕ НОВОГО  
ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ПРИВОДА ТУРБИН**

*Д.И. Бакланов, М.М. Белоцкий, Л.Г. Гвоздева*

*ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва*

*e-mail: sherbak@ihed.ras.ru, maxim\_belotsky@mail.ru,*

*gvozdevalg@mail.ru*

Пульсирующая детонационная камера – это камера сгорания, в которой компоненты топлива, подаваемые отдельно в камеру сгорания и смешивающиеся в самой камере сгорания, сжигаются не в обычном режиме при постоянном давлении, а в режиме периодически повторяющихся взрывов (детонаций). В результате из камеры сгорания периодически выбрасываются высокоскоростные и высоконапорные потоки газа. Известно, что, при прочих равных условиях (температуре и степени сжатия), цикл с постоянным объемом имеет более высокий термический коэффициент полезного действия, чем цикл при постоянном давлении. Процесс детонации происходит практически при постоянном объеме, поэтому термодинамический цикл турбины, работающей совместно с пульсирующей детонационной установкой (ПДУ), является намного более эффективным, чем цикл газовой турбины, работающей совместно с обычной камерой сгорания при постоянном давлении.

Создание такого нового типа турбин требует фундаментальных исследований в области газодинамики неустановившихся течений с ударными и детонационными волнами, поскольку и волновые процессы, определяющие работу ПДУ, и формирование высокоскоростного и высокотемпературного потока и ударных волн в проточной части, и их взаимодействие с ротором турбины имеют принципиально неустановившийся характер.

В настоящей работе анализируется проблема в целом. Рассмотрена одна из предложенных схем совмещения пульсирующей детонационной камеры сгорания с турбиной.

**ИССЛЕДОВАНИЕ СМЕШЕНИЯ  
СВЕРХЗВУКОВЫХ СПУТНЫХ СТРУЙ****Е.И. Соколов<sup>\*</sup>, Н.Б. Федосенко<sup>\*</sup>, И.В. Шаталов<sup>\*</sup>,****Н.В. Гурылева<sup>\*\*</sup>, С.А. Зосимов<sup>\*\*</sup>****<sup>\*</sup> – БГТУ “Военмех” им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург*****e-mail: falcon@csa.ru*****<sup>\*\*</sup> – ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского*****e-mail: hydraero@mail.ru***

Исследование смешения сверхзвуковых спутных струй в каналах имеет как фундаментальное, так и прикладное значение. В настоящей работе представлен анализ отечественных и зарубежных исследований, посвященных смешению. Среди отечественных исследований можно отметить работу [1] по смешению сверхзвуковых спутных струй ( $M_n = 1.5 \div 2.5$ ;  $M_c = 1 \div 2.5$ , где  $M_n$  и  $M_c$  – числа Маха набегающего потока и струи соответственно) в цилиндрическом канале. В работе [2] представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований смешения сверхзвуковых спутных потоков ( $M_n = 2.5$ ;  $M_c = 1 \div 2.5$ ) в осесимметричном расширяющемся канале со степенью расширения 0.068 при наличии отрицательного градиента давления по длине. Было обнаружено, что к обычному процессу диффузионного смешения добавляется влияние интерференции сдвигового слоя с газодинамическими разрывами (волны разрежения и сжатия, скачки уплотнения), которые появляются из-за возникновения волн разрежения в угловой точке излома образующей расширяющегося канала. На основе численных расчетов на базе уравнений Навье–Стокса получено, что интенсивность смешения в расширяющейся части канала падает, причем если в цилиндрическом канале интенсивность смешения составляет 0.6 на длине 10 калибров, то в расширяющемся на той же длине она составляет 0.2. Данные о значительном снижении интенсивности смешения в сверхзвуковом потоке при наличии отрицательного градиента давления согласуются с результатами других исследований [3]. Снижение интенсивности смешения за счет эффекта сжимаемости приводит к необходимости разрабатывать и исследовать методы интенсификации смешения, в частности, основанные на воздействии на крупномасштабные вихревые структуры, возникающие в слое смешения, а также на воздействии на слой смешения на начальном этапе его развития с целью повышения его неустойчивости и др. [4-6]. В работе приведены результаты исследований, выполненных авторами, в которых использовались две концепции: введение в слой смешения дополнительных поперечных вихревых структур, совпадаю-

щих по частоте и направлению с исходными вихрями, и увеличение степени нерасчетности вдуваемой струи.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 06-08-01444).

#### **Литература**

1. Глотов Г.Ф., Мещеряков Е.А. Смешение и горение сверхзвуковых коаксиальных струй в канале // Труды IX научных чтений по космонавтике. М., 1985.
  2. Глотов Г.Ф., Гурылева Н.В., Мещеряков Е.А., Циркова Н.А. Влияние градиента давления на интенсивность смешения спутных сверхзвуковых струй в канале // Международная конференция "Аэрогазодинамика силовых установок летательных аппаратов", тезисы докладов. Жуковский, 1993.
  3. Abe T., Funabiki K., Ariga H., Haraoka K. Effect of the Flow Non-uniformity on the Mixing Layer at the Interface of Parallel Supersonic Flows // ISAS, Japan, 1992.
  4. Rogers R.C., Capriotti D.P., Guy R.W. Experimental Supersonic Combustion Research in NASA Langley // AIAA Paper 98-2506.
  5. Seiner J.M., Grosch C.E. Effect of Tabs on Mixing on Round Jets // AIAA/CEAS Aeroacoustics Meeting Proceedings. Paper 98-2368.
  6. Zaman E.B.M.Q. Spreading Characteristics and Thrust of Jets from Asymmetric Nozzles // AIAA Paper 96-0200.
-