

## Секция 7

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

**РЕЖИМЫ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ  
ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПВРД**

*В.Ю. Александров, Д.Б. Жирнов, Ю.С. Мнацаканян,  
Д.С. Мосеев, А.Н. Прохоров  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)*

В данной работе рассматриваются режимы работы камеры сгорания (КС) прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) для высоких скоростей полета. Под высокоскоростным ПВРД в данной работе подразумевается ПВРД с числами Маха на входе в воздухозаборное устройство (ВЗУ) двигателя больше единицы, что может соответствовать скорости летательного аппарата (ЛА) от чисел Маха полета  $M_n$  больше единицы до чисел  $M_n \sim 20$ . Большое число проведенных экспериментальных исследований показало, что возможна реализация нескольких различных режимов горения в КС высокоскоростного ПВРД. В случае многопоясной подачи горючего в КС ПВРД могут реализовываться разные режимы горения в разных поясах подачи. Для простоты описания полученных режимов работы рассмотрим двигатель с одним поясом подачи горючего в КС. В процессе разгона и полета ЛА в КС ПВРД реально могут существовать три рабочих режима горения, соответствующих работе различных ПВРД. Это следующие режимы:

Первый – горение в дозвуковом потоке. Поток воздуха в месте подачи горючего дозвуковой. Поток горючего может быть как сверх- так и дозвуковым. Данный режим соответствует рабочему процессу в камере

сгорания классического ПВРД. В соответствии с режимом горения данный ПВРД можно назвать дозвуковым ПВРД (ДПВРД).

Второй – горение в скачках уплотнения и дозвуковых зонах. Дозвуковые зоны горения могут являться отрывными зонами с обратными токами и просто зонами дозвукового течения газа. Они могут располагаться как у стенок, так и в основном потоке. Поток в месте подачи горючего сверхзвуковой. Так как в данном случае скорость потока переходит через скорость звука, то данный режим можно назвать трансзвуковым, а соответствующий ПВРД – трансзвуковым ПВРД (ТПВРД).

Третий – горение в сверхзвуковом потоке. Поток в месте подачи горючего сверхзвуковой и остается сверхзвуковым ( $M > 1$ ) на протяжении всей камеры сгорания. Несмотря на то, что данный режим соответствует рабочему процессу в камере сгорания ГПВРД (по устоявшейся терминологии), тем не менее, по аналогии с двумя предыдущими режимами, предлагается называть данный ПВРД сверхзвуковым (СПВРД).

Данная классификация ПВРД (ДПВРД, ТПВРД, СПВРД), по мнению авторов, представляется более правильной и удобной, так как связана со скоростью потока (рабочим процессом) в камере сгорания двигателя, а не со скоростью полета ЛА, как в случае с общепринятым в настоящее время термином-аббревиатурой “ГПВРД”.

Очевидно, что для реализации эффективного рабочего процесса для всех вышеуказанных режимов горения необходимо обеспечить требуемое распределение горючего в поперечном сечении камеры сгорания, что может быть сделано только при использовании пилонов для подачи горючего. Использование в проточном тракте камеры сгорания (с большим поперечным сечением) ниш, уступов, пристеночной подачи горючего без использования пилонов представляется нецелесообразным, так как в этом случае невозможно обеспечить распределение горючего и его удовлетворительное смешение с окислителем.

При организации эффективного рабочего процесса в дозвуковом потоке (первый режим) необходимо предпринимать дополнительные меры, обеспечивающие воспламенение и стабилизацию горения в камере сгорания. Это может быть реализовано с помощью специальных воспламенителей и стабилизаторов.

Для второго режима достаточно выйти на рабочий режим (например, кратковременным дросселированием потока), далее процесс горения стабилизируется в скачках уплотнения и дозвуковых зонах и не требует дополнительных мер. Реализуемость такого рабочего режима обуславливается достаточно высокими значениями температуры и давления окислителя и правильно выбранным расширением камеры сгорания для заданных коэффициентов избытка окислителя  $\alpha$ .

На третьем режиме воспламенение (самовоспламенение) горючего будет обусловлено высокими термодинамическими параметрами окислительного потока (воздуха), и процесс горения в основном будет зависеть от эффективности смешения сверхзвуковых потоков горючего и окислителя. Так как поток на всем протяжении камеры сгорания остается сверхзвуковым, то, вследствие больших скоростей и ограниченного времени пребывания рабочего тела в проточном тракте, для получения необходимых полнот сгорания (реализации эффективного рабочего процесса) потребуются достаточно большие длины камеры сгорания, в несколько раз превышающие длины камер сгорания для первого и второго режимов.

Все три рабочих режима горения могут быть реализованы как в камере сгорания изменяемой геометрии, так и в комбинированной (с многопоясной подачей) камере сгорания фиксированной (неизменяемой) геометрии. Вследствие высоких термодинамических параметров торможения (температуры и давления) набегающего потока по траектории разгона ЛА и на крейсерском режиме, регулирование геометрии проточного тракта является отдельной проблемой.

### **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ДЕТОНАЦИИ В ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ УСТАНОВКАХ**

*В.Ю. Гидаспов, И.Э. Иванов, И.А. Крюков,  
У.Г. Пирумов, Ю.В. Стрельцов*

*(Московский авиационный институт –  
государственный технический университет, г. Москва)*

В работе рассмотрены три задачи:

- исследование нестационарного течения водородо-кислородной реагирующей газовой смеси в системе сопло – ограниченная сверхзвуковая струя – резонатор Гартмана;
- математическое моделирование процессов, протекающих при взаимодействии газодинамических структур, образованных сферическим взрывом в реагирующей среде, с конической полостью;
- исследование влияния на воспламенение и детонацию водородо-воздушных смесей капель воды, распыленной в объем, занимаемый горючей смесью.

В качестве математической модели используется система уравнений Эйлера для химически реагирующей газовой смеси (при моделиро-

вании первых двух задач – двумерная нестационарная, третьей – одномерная нестационарная). Для замыкания соответствующей системы дифференциальных уравнений в частных производных используются модели термодинамики, химической кинетики. Для случая двухфазных течений дополнительно применяются модели сопротивления и тепло-массообмена капель и коэффициентов молекулярного переноса. Также используются соответствующие рассматриваемым задачам начальные и граничные условия.

Двумерные нестационарные уравнения Эйлера решались с помощью квазимонотонной консервативной схемы С.К. Годунова повышенного порядка точности, а одномерные нестационарные уравнения – сеточно-характеристическим методом с явным выделением сильных и слабых разрывов, уравнения химической кинетики, движения и тепло-массообмена капель – с использованием оригинального численного метода, специально разработанного для решения жестких систем.

Для моделирования газозофазных химических превращений использовался детальный кинетический механизм, описывающий горение водорода в воздухе, состоящий из 19 обратимых реакций и включающий 9 компонент.

Периодическое движение ударных волн и волн разрежения по тракту резонатора определяет колебательный режим течения в системе сопло – резонатор Гартмана, сопровождаемый, при некоторых условиях, нагревом малоподвижного слоя газа вблизи торца. Получены показания числового датчика температуры, расположенного в середине торца резонатора, для случаев отсутствия и неравновесного протекания химических реакций.

Расчетным путем получена ударноволновая структура распространения сферического взрыва в экспериментальной установке. Приведены показания шести числовых датчиков давления размещенных на поверхности конуса.

Проведено параметрическое исследование течения в ударной трубе, возникающего после прихода ударной волны на границу раздела воздух – водородо-воздушная смесь с распыленными каплями воды. Получено, что распыливание воды в водородо-воздушные смеси может привести как к подавлению воспламенения и детонации, так и к ускорению процесса воспламенения. Важную роль при этом играют массовая доля впрыскиваемой воды и начальный диаметр капель.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (03-01-00866, 04-01-00402).

**ОБ УПРАВЛЕНИИ ПРОЦЕССАМИ ГОРЕНИЯ  
ГОМОГЕННЫХ ГАЗОВЫХ СМЕСЕЙ*****В.В. Азатян\**, *И.М. Набоко\*\**, *В.А. Петухов\*\*******(\* – ИСМ и ПМ РАН, г. Москва,******\*\* – ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва)***

Стремление использовать сверхзвуковое горение газовых смесей при разработке новых технологий и форсировании режимов работы двигателей требует детального исследования особенностей такого горения.

Анализ экспериментальных и расчётных данных показывает, что оценки ситуаций, которые могут быть реализованы при возникновении и развитии горения в газовой реакционноспособной среде, необходимо проводить для конкретных начальных и граничных условий [1-3]. Принципиально существенными оказываются размеры и геометрия заполненного смесью пространства, а также методы инициирования реакции. Прогнозы, получаемые в результате численных исследований, могут быть корректными только с привлечением моделей, построенных на основе физических экспериментов, выполненных в широком диапазоне изменения определяющих параметров.

В докладе рассматриваются результаты исследования возникновения и развития горения и детонации, инициируемых ударными волнами в водородосодержащих смесях. Основное внимание уделено особенностям процессов, сопровождающих кумуляцию ударных волн в конической полости. Условия эксперимента моделировали вхождение волн из свободного пространства в коническую полость. Регистрировалось движение ударных волн, фронта пламени, измерялось давление в разных точках на поверхности конуса.

Реализованы режимы нестационарного горения, в которых давление в привершинной области конуса на порядок превосходит значения, прогнозируемые условиями Чэпмена–Жуге для стационарной детонации.

В кумулирующих волны и потоки объёмах малые энергии инициирования, на порядок меньшие критических, могут приводить к взрывам и развитию нестационарного сверхзвукового горения.

Энергия инициирования взрыва водорода с воздухом в кумулирующем объёме слабее зависит от концентрации водорода, чем в объёмах традиционной формы. Концентрационные пределы взрывов расширяются.

Полученные результаты показывают, что специфика газодинамических процессов в кумулирующих объемах обуславливает возможность управлять процессами горения, интенсифицируя их.

Вторая серия экспериментов была проведена с целью исследовать воздействие малых ингибирующих присадок на характер развития процессов в кумулирующем объеме [4]. Химическое подавление взрыва осуществлено с использованием ингибитора АКМ-3, являющегося смесью пропана, бутана и пропилена. Исследованы режимы, в которых давление в вершине конуса в отсутствие ингибитора составляло 600-1100 атмосфер. Добавление ингибитора в количестве 1.5-2% приводило к понижению давления в 20-30 раз. Полученные результаты находятся в согласии с фактом сужения концентрационных пределов распространения пламени в смеси под воздействием данного ингибитора и объясняются обрывом реакционных цепей по быстрым реакциям [5].

Результаты экспериментов и их анализ показывают возможность управления горением водородо-воздушных смесей газодинамическими и газокинетическими (химическими) методами.

#### **Литература:**

1. Ачасов О.В. Автореферат диссертации д.ф.-м.н., 1994 г., Институт теплообмена им Лыкова, Минск.
2. Васильев О.А. Диссертация к.ф.-м.н., 1995 г., МАИ, Москва.
3. Минеев В.Н., Набоко И.М., Петухов В.А. и др. ТВТ, 1999 г., т. 37, № 2. С. 113.
4. Азатян В.В., Набоко И.М., Петухов В.А. и др. ДАН, 2004, т. 394, № 1. С. 61.
5. Азатян В.В. Кинетика и катализ, 1996 г., т. 37, № 4. С. 512.

### **ГОРЕНИЕ ВОДОРОДА И МЕТАНА В КАНАЛЕ ПРИ СПУТНОЙ ПОДАЧЕ ГОРЮЧЕГО В СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК**

***В.Ю. Александров, Д.Б. Жирнов, Ю.С. Мнацаканян,  
Д.С. Мосеев, А.Н. Прохоров  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)***

В работе приводятся результаты экспериментальных исследований горения и стабилизации водорода и метана в канале при спутной подаче в сверхзвуковой поток, проведенных на модельной камере сгорания (МКС) высокоскоростного ПВРД. Испытания МКС проводились на присоединенном воздухопроводе. Окислительная смесь, имитирующая воздух по массовой доле кислорода ( $g_O = 0.23$ ), нагревалась до заданной температуры в огневом подогревателе путем сжигания метана в обога-

щенном кислороде в воздухе. Расход окислительной смеси не превышал 3 кг/с. В процессе исследования полная температура окислительной смеси достигала 1600 К при подаче в МКС водорода и 2000 К при подаче в МКС метана. Полное давление в газовом подогревателе поддерживалось на уровне 40 бар. Аэродинамическое разгонное сопло (АДС) на входе в МКС обеспечивало число Маха  $M = 3$ . Размер критического сечения сопла 7.5 мм × 100 мм. Размер выходного сечения сопла 40 мм × 100 мм. Сопло соединено с первой секцией камеры сгорания.

Модельная камера сгорания состоит из десяти неохлаждаемых секций. Секции изготовлены из нержавеющей стали. Входной участок МКС (четыре секции) постоянного сечения предназначен для установки топливных пилонов. Второй участок камеры состоит из трех расширяющихся без уступов секций (до размера 60 мм × 100 мм). На последнем участке МКС (три секции) постоянного сечения установлен (в предпоследней секции) газодинамический дроссель, используемый для воспламенения метана.

При подаче горючего спутно окислительному потоку применялись три инжекторных пилон. Инжекторные пилоны толщиной 5 мм, изготовленные из жаропрочного сплава, с острой передней кромкой (угол раствора 14°) и большим углом стреловидности 70° были установлены в МКС следующим образом: один пилон по центру второй секции и два пилон симметрично в третьей секции (угол пеленга 20°, максимальное загромождение сверхзвукового потока в камере сгорания по миделю меньше 5%).

Коэффициент избытка окислителя  $\alpha$  в МКС изменялся в пределах 1.0-1.5 при подаче метана и 1.5-3.0 при подаче водорода. До подачи в модельную камеру метан подогревался в кауперном электрическом подогревателе до 1000 К. Водород подавался в МКС без подогрева.

Для вышеуказанных условий проведения экспериментальных исследований было получено:

1. Самовоспламенение водорода в сверхзвуковом потоке реализуется во всем рассматриваемом диапазоне  $\alpha$  (1.5-3.0). Подогретый до 1000 К метан в сверхзвуковом потоке не воспламеняется без применения дополнительных мер. При газодинамическом дросселировании сверхзвукового потока (течение за пилонами становится дозвуковым) метан самовоспламеняется ( $1 < \alpha < 1.5$ ).
2. Горение водорода в сверхзвуковом потоке происходит в диапазоне изменения  $\alpha$  от 3.0 до 2.0. Устойчивого горения подогретого метана в сверхзвуковом потоке не наблюдалось ( $1 < \alpha < 1.5$ ).

3. При подаче водорода в диапазоне изменения  $\alpha$  от 2.0 до 1.5 реализуется горение в скачках уплотнения и дозвуковых зонах, при этом поток перед пилонами остается сверхзвуковым.

Аналогичный режим горения реализуется при подаче подогретого метана в диапазоне изменения  $\alpha$  от 1.0 до 1.2 после выключения газодинамического дросселя. Увеличение  $\alpha$  ( $\alpha > 1.2$ ) приводит в срыву горения метана после выключения газодинамического дросселя.

Таким образом, при одинаковом относительном теплоподводе метан, в отличие от водорода, самовоспламеняется и стабилизируется только в узком диапазоне  $\alpha$  в скачках уплотнения и дозвуковых зонах, которые возникают при применении дополнительных мер, таких как кратковременное дросселирование сверхзвукового потока.

#### **МИКРОПУЗЫРЬКОВАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В РЕШЕНИИ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ШИРОКОДИАПАЗОННОГО ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

*Е.А. Бушманов\**, *В.Ю. Великодный\**, *В.П. Воротилин\**,  
*В.Г. Гришин\**, *А.В. Еремеев\**, *Л.К. Никитенко\**, *Ю.Г. Яновский\**,  
*И.Б. Тимофеев\*\**, *Д. Ван Ви\*\*\**

(\* – *Институт прикладной механики РАН, г. Москва,*

\*\* – *Московский государственный университет*

*им. М.В. Ломоносова, г. Москва,*

\*\*\* – *Университет им. Дж. Хопкинса, США)*

Одной из актуальных задач современного двигателестроения является создание широкодиапазонного прямоточного воздушно-реактивного двигателя [1]. Создание “активированного пористого топлива” открывает путь для решения этой проблемы. Были проведены испытания модели прямоточного двухконтурного воздушно-реактивного двигателя. Удалось обеспечить устойчивое горение при числах Маха  $M < 1.6$ . В этих случаях был реализован поджиг без предварительного подогрева воздуха. Начальная температура воздуха и керосина составляла  $0^\circ\text{C}$ . То есть испытания без подогрева воздуха в устройстве, имитирующем воздухозаборник, давали существенно худшие условия, чем это будет в реальности. Модернизация стенда: обеспечение его устройством для подогрева воздуха и однокомпонентными весами при использовании экспериментальных и теоретических наработок лаборатории, позволят решить в ближайшем времени поставленную задачу.

Разработаны методы и устройства для приготовления “активированных пористых топлив” на базе жидких углеводородов [1].



Процесс получения активированного пористого топлива состоит из следующих последовательно осуществляемых стадий:

- 1) предварительное барботирование газами под давлением исходного топлива (например, авиационного керосина, солянки, мазута) с использованием диспергатора;
- 2) последующее пропускание его через кавитатор, в котором происходит дальнейшее дробление пузырьков;
- 3) ударноволновая обработка газодисперсной смеси;
- 4) распыл этой смеси в поток воздуха.

Основу этого процесса составляет микропузырьковая технология получения микропористых жидкостей с высоким объемным газосодержанием  $\epsilon_0 = 0.2-0.99$  и диаметром микропузырьков в распыляемой пористой струе  $d = 10-100$  мкм. Эти жидкости, как известно, обладают рядом уникальных свойств. В частности, скорость распространения звуковых волн в них на порядок ниже, чем в газах, и на два порядка ниже, чем в жидкостях. Именно это свойство является ключевым физическим явлением, используемым нами при создании нового вида топлива – “активированного пористого топлива на базе жидких углеводородов”. Это топливо с регулируемыми физическими и химическими свойствами. Данный вид топлива может найти широкое применение в автомобильном, авиационном, ракетно-космическом, корабельном двигателестроении, энергетике. Нам удалось впервые разработать барботажные устройства совместно с распыляющими форсунками, в которых возможно обеспечить объемное газосодержание  $\phi = 0-0.99$ , не переходя в поршневой режим течения. Создана оригинальная конструкция совмещенного с форсункой плазмотрона. Все это в совокупности позволило обеспечить устойчивый поджиг керосина в сверхзвуковом потоке при использовании “активированного пористого топлива”.

#### Литература:

1. Бушманов Е.А., Великодный В.Ю., Воротилин В.П., Тимофеев И.Б., Яновский Ю.Г., Д. Ван Ви. О возможности улучшения характеристик активированного пористого топлива при использовании процессов ионизации в диэлектрическом кавитаторе. // Прикладная физика. 2003. № 5.

---

**МАКЕТ-ДЕМОНСТРАТОР ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО  
ИМПУЛЬСНОГО ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ  
НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ**

*С.М. Фролов, В.С. Аксёнов, В.Я. Басевич*

*(Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва)*

В ИХФ РАН разработан макет-демонстратор воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя (ИДД) на жидком топливе. Макет-демонстратор имеет двухконтурную конструкцию с непрерывной подачей воздуха и топлива. Первый контур представляет собой трубу диаметром 28 мм и длиной 1 м. На одном конце трубы расположена полнорасходная пневматическая форсунка для тонкого распыливания жидкого топлива и электрический разрядник для периодического зажигания капельной топливно-воздушной смеси (ТВС). Другой конец трубы утоплен в прямую трубу основного (второго) контура диаметром 52 мм. Воздух во второй контур подается с помощью низконапорного центробежного компрессора, а жидкое топливо – с помощью стандартной форсунки низкого давления. Открытый конец второго контура оборудован соплом. Полная длина макета-демонстратора 1.8 м. В демонстрационных опытах в качестве топлива в обоих контурах использовали индивидуальные жидкие углеводороды – н-гексан или н-гептан. Температура топлива и воздуха в опытах – комнатная. Макет-демонстратор подвешен на стальных тросах к потолку взрывной камеры для проведения измерений реактивной тяги по методу баллистического маятника.

Первый контур служит для периодического инициирования детонации в ТВС и перепуска образованной детонационной волны (ДВ) во второй контур. Для облегчения инициирования детонации в трубе размещена спираль Щелкина и элемент (в виде витка трубы), способствующий газодинамической фокусировке волн сжатия, рождаемых ускоряющимся пламенем [1]. За фокусирующим элементом установлен второй электрический разрядник, который срабатывает в момент прихода взрывной волны на его электроды [2,3]. Для инициирования детонации двумя разрядниками требуется минимальная энергия около 30 Дж на один цикл. Если учесть, что эффективность используемых электрических разрядников составляет 15-20%, можно ожидать, что применение других, более эффективных, зажигающих устройств позволит снизить энергию инициирования до нескольких Дж на один цикл. Чтобы обеспечить надежный перепуск ДВ во второй контур, детонационная труба первого контура снабжена конусным переходником. Детонационная волна, пройдя по трубе второго контура, выходит в атмосферу через сопло, придавая импульс реактивной тяги макету-демонстратору.

Измерения реактивной тяги проведены при работе макета-демонстратора с частотой генерации ДВ 2, 3 и 4 Гц. Показано, что тяга ИДД линейно возрастает с увеличением частоты. Максимальная измеренная тяга составила  $20 \pm 2$  Н. Максимальная достигнутая частота работы установки – 8 Гц. Обсуждаются проблемы запуска ИДД, а также проблемы перехода к работе ИДД на штатном авиационном топливе.

#### Литература:

1. Frolov S.M., Basevich V.Ya., Aksenov V.S. Combustion Chamber with Intermittent Generation and Amplification of Propagating Reactive Shocks. In: Application of Detonation to Propulsion. Ed. by G. Roy, S. Frolov, J. Shepherd. Moscow, Torus Press, 2004, p. 240-249.
2. Фролов С.М., Басевич В.Я., Аксенов В.С., Полихов С.А. Инициирование газовой детонации бегущим импульсом принудительного зажигания. // Доклады Академии наук, 2004, том 394, № 2, с. 222-224.
3. Фролов С.М., Басевич В.Я., Аксенов В.С., Полихов С.А. Инициирование детонации в распылах жидкого топлива последовательными электрическими разрядами. // Доклады Академии наук, 2004, том 394, № 4, с. 503-505.

#### ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА В МОДЕЛЬНОМ КАНАЛЕ СО СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРСТЬЮ НА ВХОДЕ

*О.В. Волощенко\*, С.А. Зосимов\*, С.Б. Леонов\*\*, А.А. Николаев\*,  
Н.Л. Рогальский\*, В.Н. Серманов\**  
(\* – ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский,  
\*\* – ИВТ РАН, г. Москва)

Проведено экспериментальное исследование горения водорода в сверхзвуковой осесимметричной модельной камере сгорания (КС), имеющей канал, состоящий из последовательно расположенных друг за другом двух участков постоянного поперечного сечения. Передний участок диаметром 74 мм, длиной 500 мм и задний диаметром 96 мм, длиной 400 мм соединяются между собой коническим переходным участком с углом расширения  $15^\circ$  на сторону.

Для организации рабочего процесса в КС использовалась подача водорода со стенок канала через овальные сопловые отверстия, расположенные в двух сечениях по длине, а в заднем участке создавалось неравномерное сверхзвуковое течение со скачками уплотнения.

Подача водорода осуществлялась в передний или одновременно и в задний участки перпендикулярно потоку со стенки канала через

овальные отверстия  $2.5 \times 5$  мм, по два в каждом сечении подачи, расположенные на расстоянии 195 и 595 мм от входа в КС.

В экспериментах измерялись следующие параметры:

- распределение статического давления по стенкам канала вдоль двух взаимно перпендикулярных образующих;
- поля полных давлений ( $P_0$ ) на выходе из первого или второго цилиндрического участка канала (в отдельных экспериментах);
- тепловые потоки в стенку канала;
- измерение термодинамической температуры потока на выходе из камеры сгорания с помощью пирометра (в отдельных экспериментах).

Эксперименты проводились при параметрах потока на входе в КС  $M = 2.75$ ,  $P_0 = 2-3$  МПа,  $T_0 = 800-2150$  К и коэффициентах избытка водорода  $ER = 0.38-1.06$ .

В результате экспериментального исследования определены условия самовоспламенения и стабилизации горения водорода в КС, особенности газодинамики течения при горении и эффективность рабочего процесса в зависимости от параметров потока на входе, места подачи и коэффициента избытка топлива.

Проведенное экспериментальное исследование горения водорода в сверхзвуковой осесимметричной камере сгорания показало:

- при  $T_0 = 1700-1900$  К происходит самовоспламенение водорода в сверхзвуковом неравномерном потоке за скачками уплотнения на заднем участке КС, а при  $T_0 \geq 2100$  К и на переднем участке в равномерном сверхзвуковом потоке;
- при подаче водорода в переднем участке и его воспламенении в заднем участке при температуре торможения  $T_0 \geq 1700$  К и коэффициентах избытка топлива  $ER \leq 0.46$  горение стабилизируется в заднем участке с образованием течения типа псевдоскачка, а при  $T_0 = 1700-1900$  К и  $ER \geq 0.46$  перемещается в передний с образованием псевдоскачка, нарушением течения на входе в КС и прекращением горения в заднем участке;
- полнота сгорания водорода в конце КС при стабилизации горения в заднем участке при увеличении коэффициента избытка топлива от 0.38 до 0.46 возрастает с 0.56 до 0.84;
- при одновременной подаче 37% расхода водорода в передний и 63% в задний пояса и его самовоспламенении в заднем участке КС при  $T_0 = 1700-1900$  К и суммарном коэффициенте избытка топлива  $ER \leq 0.77$  устанавливается устойчивый режим горения только в заднем участке с образованием псевдоскачка, а при  $ER = 0.78-1.06$  также и в переднем без нарушения течения на входе;

- полнота сгорания водорода в конце канала КС при одновременной подаче его в оба пояса при увеличении суммарного коэффициента избытка топлива от 0.6 до 1.06 уменьшается от 0.8 до 0.58.

Эксперименты проводились на стендовой установке Т-131В ЦАГИ, работающей на присоединенном воздухопроводе с газопламенным подогревом воздушного потока.

### ОСОБЕННОСТИ СМЕШЕНИЯ КОАКСИАЛЬНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ ГАЗОВ

*В.В. Кузенов, С.Т. Суржиков*  
(Институт проблем механики РАН, г. Москва)

На основе различных численных методик, реализованных в виде двух независимых расчетных кодов, основанных на уравнениях Эйлера (трехмерный код) и Навье–Стокса (двумерный код), проводится анализ смешения струи продуктов горения, возникающих в двигателе на твердом топливе (РДТТ), со спутным потоком воздуха.

Разработанные вычислительные коды основаны на многоблочной многосеточной технологии расчетов на неортогональных структурированных сетках с использованием различных схем расщепления по физическим процессам и направлениям. Решение расщепленных уравнений Навье–Стокса находится с помощью AUSM-алгоритмов, а уравнений Эйлера – с использованием модифицированного метода Годунова–Колгана.

Приводятся результаты численного моделирования смешения коаксиально взаимодействующих струй продуктов горения РДТТ со спутным потоком воздуха для трех точек по траектории полета ракеты ARIANE 5: (1)  $\rho_{\infty} = 0.56 \cdot 10^{-3}$  г/см<sup>3</sup>,  $p_{\infty} = 4.4 \cdot 10^5$  эрг/см<sup>3</sup>,  $V_{\infty} = 0.29$  км/с,  $M_{\infty} = 1$ ; (2)  $\rho_{\infty} = 4.5 \cdot 10^{-5}$  г/см<sup>3</sup>,  $p_{\infty} = 3.6 \cdot 10^4$  эрг/см<sup>3</sup>,  $V_{\infty} = 1$  км/с,  $M_{\infty} = 2.9$ ; (3)  $\rho_{\infty} = 8.1 \cdot 10^{-7}$  г/см<sup>3</sup>,  $p_{\infty} = 6.5 \cdot 10^3$  эрг/см<sup>3</sup>,  $V_{\infty} = 2.1$  км/с,  $M_{\infty} = 6.3$ .

Приведены результаты расчетов, полученные с использованием уравнений Навье–Стокса и отвечающие первой из трех указанных точек траектории полета ракеты ARIANE 5. В этом случае в сверхзвуковой части сопла наблюдается Y-образная система скачков и связанный с ней отрыв потока от стенок сопла. При этом за центральным скачком уплотнения образуется зона обратных токов. Появление этой зоны, в основном, связано большим положительным градиентом давления, возникающим вследствие резкого расширения спутной струи в сторону оси коаксиально взаимодействующих струй.

Работа выполнена в рамках программы фундаментальных исследований ОЭММПУ РАН (координатор программы академик А.С. Коротеев).

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЬНОГО ЭЖЕКТОРА С ПУЛЬСИРУЮЩИМ ЭЖЕКТИРУЮЩИМ ГАЗОМ

*Ю.С. Мнацаканян, М.А. Ильченко, Д.С. Мосеев, А.В. Толмачёв  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)*

Создание пульсирующего детонационного двигателя (ПДД) с приемлемыми характеристиками является очень сложной научной и технологической проблемой. Одним из элементов ПДД является эжектор с пульсирующим эжектирующим газом.

С целью изучения нестационарных процессов, происходящих в элементах двигателя, в ЦИАМ на стенде У-310 проводятся исследования модельного пульсирующего эжектора.

Модель пульсирующего эжектора представляет собой две трубки, одна из которых расположена внутри другой так, что оси двух трубок совпадают. Соотношение диаметров трубок  $F_2/F_1 = 3.2$ . На трубке большего диаметра оба конца открыты. В качестве эжектируемого газа используется атмосферный воздух. Эжектирующий воздух подаётся по внутренней трубке. Пульсирующий расход воздуха через трубку создаётся специальным газовым пульсатором, который соосно соединен с внутренней трубкой. Второй конец трубки открыт. На выходном отверстии пульсатора может быть реализован как дозвуковой, так и сверхзвуковой режим течения. Амплитуда колебаний задаётся расходным редуктором. Для регулирования частоты колебаний используется система электронного управления пульсатором. Используя систему управления пульсатором, можно получать частоту пульсаций рабочего газа в пределах  $\nu = 100-200$  Гц, при этом расход воздуха через пульсатор и внутреннюю трубку составляет  $G = 0-80$  г/с. Параметры внутри пульсирующего эжектора определяются датчиками пульсаций давления.

Таким образом, модель пульсирующего эжектора позволяет воспроизводить процессы смешения и периодического нестационарного течения, которые могут быть реализованы в пульсирующих детонационных двигателях.

В результате проведённых экспериментальных работ определены режимные параметры пульсирующего эжектирующего газа и определена структура системы измерения.

## ИМПУЛЬСНЫЙ ЭЖЕКТОР КАК УСТРОЙСТВО УВЕЛИЧЕНИЯ ТЯГИ Пу-ВРД

*Ф.А. Слободкина, А.В. Евтюхин  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)*

Известны и широко применяются в различных областях техники эжекторные устройства для увеличения расхода низконапорного газа путем смешения со стационарной струей высоконапорного газа [1]. В последние годы установлено, что эжекционный процесс с пульсирующей струей при определенных механико-геометрических соотношениях способен значительно увеличивать прирост массы и импульса пассивного газа по сравнению со стационарным процессом. Это явление обусловлено возникновением в эжекционном канале разделенных структур с преимущественным увеличением дополнительной массы в волнах разрежения с малой диссипацией энергии.

В данной работе предлагается математическая модель, описывающая течение в эжекторе с пульсирующей активной струей. Модель построена на трёхмерных по пространственным координатам нестационарных уравнениях газовой динамики с переменными по времени граничными условиями, которые имитируют периодическое по времени открытие – закрытие сечения канала, по которому поступает активный газ. Проведен анализ параметров, управляющих процессом в канале эжектора с пульсирующей активной струей.

Разработан соответствующий комплекс алгоритмов и программ, позволяющий проводить расчеты газодинамического процесса в канале импульсного эжектора (ИЭ) при различных сочетаниях управляющих параметров.

В качестве интегральных характеристик для оценки эффективности работы ИЭ были выбраны коэффициент эжекции, величина относительной тяги и др.

В результате расчетов был найден такой диапазон изменения каждого из управлений, что при выборе определенного их сочетания из найденных диапазонов достигается максимальный эффект использования ИЭ. Например, коэффициент эжекции в канале импульсного эжектора в 15-20 раз больше, чем в стационарном эжекторе при тех же параметрах активного и пассивного газов. Использование ИЭ в качестве увеличителя тяги авиационного двигателя (ПуВРД) даёт выигрыш в 2-2.5 раза по сравнению с тягой сопла без его использования. Отметим, что в известных экспериментах с ИЭ величина увеличения тяги составляла 2.2.

**УПРАВЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЕМ В ИМПУЛЬСНОМ ПОТОКЕ  
ПРИ ГЕНЕРИРОВАНИИ СЛАБЫХ УДАРНЫХ ВОЛН,  
ВЫХОДЯЩИХ ИЗ КАНАЛА**

*А.С. Чижииков, В.В. Голуб, Т.В. Баженова, С.Б. Щербак  
(ИТЭС ОИВТ РАН, г. Москва)*

Экспериментально и численно исследовано взаимодействие ударной волны, выходящей из каналов с различной формой поперечного сечения, с преградой, расположенной перпендикулярно оси потока. Исследовались каналы: круглый, частично перекрытый круглый и крестообразный. Частично перекрытый канал представляет из себя осесимметричный канал постоянной геометрии с установленной при выходе шайбой, обеспечивающей требуемую степень перекрытия. Исследовались каналы с двумя значениями отношения площадей – 4 и 16. Крестообразный канал удобно представить как квадрат с “вырезанными” углами, отношение мнимой стороны квадрата к ширине образованного шлица  $\approx 7.5$ . Исследование влияния установки на выходе из канала диафрагмы с отверстием и изменения поперечной формы канала выполнено при числе Маха потока за ударной волной  $M_a = 0.25$  и двух расстояниях от преграды  $L = d$  и  $L = 2d$ , где в случае крестообразного канала  $d$  – это диаметр эквивалентного по площади круга. Для исследования была применена съемка теплерограмм процесса, измерение давления и численное моделирование.

Установлено, что при данном числе Маха частичное экранирование выхода из канала на пути ударной волны приводит к аккумуляции энергии потока и, как следствие, к увеличению воздействия на преграду (достигается увеличение давления на преграде до 20-25%), в то время как усложнение поперечной формы канала, в случае крестообразного канала, приводит к диссипации энергии, в результате интерференции волн разрежения, и к ослаблению воздействия (7-10%).

Результаты численного моделирования в координатах подобия находятся в соответствии с экспериментом.

Полученные результаты указывают на дополнительную возможность управления структурой недорасширенного импульсного потока.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (коды проектов 01-01-00664 и 04-01-00305).



**НЕСТАЦИОНАРНОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ УДАРНОЙ ВОЛНЫ  
С КОНУСОМ И СФЕРОЙ ПРИ ПОДВОДЕ ЭНЕРГИИ  
ВБЛИЗИ ТЕЛА****Ю.В. Туник***(Институт механики МГУ, г. Москва)*

Известно, что подвод энергии вблизи обтекаемого тела меняет структуру газового потока и уменьшает его сопротивление. Электрический разряд в газе также влияет на картину распространения ударных волн и их взаимодействие с телами.

В настоящей работе численно исследуется отражение ударных волн от конуса и сферы при подводе энергии. Рассматривается осесимметричный случай. Энергоподвод моделируется введением дополнительного источникового члена в уравнение энергии. Расчеты проводятся на основе двумерных уравнений Эйлера с использованием консервативной разностной схемы Годунова и подвижной расчетной сетки.

Проведенные ранее эксперименты и расчеты показывают, что в случае с клином реализуется либо регулярное, либо маховское отражение набегающей ударной волны в зависимости от угла наклона клина и числа Маха волны. Теоретические и экспериментальные результаты с подводом энергии оказываются близкими как по общему виду формирующихся течений, так и по некоторым количественным характеристикам.

Взаимодействие ударных волн с конической поверхностью имеет практически те же особенности, что и в случае их отражения от клина. Реализуется как регулярное, так и маховское отражение. Численно определена величина критического угла конуса при числе Маха падающей волны 2.5. Она оказалась равной примерно  $50^\circ$ , что практически совпадает с соответствующим значением для клина.

Показано, что на конусе с углом, меньшим критического для рассматриваемого значения числа Маха падающей волны, увеличение энерговклада приводит к росту маховской ножки. В результате ее взаимодействия с падающей волной появляется вторая тройная точка. После прекращения подвода тепла картина отражения со временем принимает обычный вид с одной тройной точкой. При достаточно больших углах конуса в зоне подвода энергии возможен переход от регулярного отражения к маховскому. После выключения энергоподвода регулярное отражение восстанавливается. При углах конуса близких, но больших критического, происходит переход от регулярной к продолжительно и

достаточно устойчиво распространяющейся маховской структуре. Подвод энергии снижает силовое воздействие ударной волны на конус.

На сфере первоначально регулярное отражение падающей ударной волны переходит в маховское при углах взаимодействия, близких к критическим. Подвод энергии перед сферой смещает этот переход на более ранние стадии взаимодействия. При импульсном выделении энергии восстанавливается обычная картина обтекания сферы с отошедшей ударной волной. Длительный подвод энергии приводит к обтеканию сферы со сформировавшейся перед ней циркуляционной областью.

Увеличение энергоподвода снижает силовое воздействие ударной волны на сферическую преграду. Его эффективность растет с увеличением поперечного размера области выделения тепла.

Работа выполнена по Программе № 20 Президиума РАН "Взаимодействие плазмы с высокоскоростными потоками газа".

## ИССЛЕДОВАНИЕ МГД ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ. I. МГД ОБТЕКАНИЕ ЦИЛИНДРА

*В.А. Битюрин\**, *А.Н. Бочаров\**, *Дж.Т. Лайнберри\*\**  
(\* – ИВТ РАН, г. Москва, \*\* – ЛайТек, Туллахома, ТН, США)

Данная работа является первой из трех, посвященных исследованию МГД взаимодействия в гиперзвуковых потоках и оценке возможности применения МГД метода для управления высокоскоростными потоками. В настоящей работе проводится анализ МГД обтекания круглого цилиндра для условий, соответствующих условиям в тестовой секции экспериментальной МГД установки в ЦАГИ. Поток на входе в тестовую секцию характеризуется следующими параметрами:

$$p_0 = 33 \text{ Pa}, V_0 = 5000-7000 \text{ m/s}, T_0 = 550-700 \text{ K}.$$

Магнитное поле создается токами, протекающими вдоль цилиндра. Таким образом, рассматривается гиперзвуковое обтекание цилиндра радиуса 8 мм в поперечном (азимутальном) магнитном поле. Электропроводность в потоке обеспечивается впрыском солей щелочных металлов в тракт установки до тестовой секции (одним из элементов установки является МГД ускоритель, работающий на присадке). В предположении полной ионизации присадки это должно обеспечивать степень ионизации в потоке на уровне 1%.

Основной целью экспериментальных и численных исследований являлась демонстрация МГД взаимодействия в реальном гиперзвуковом потоке. Особое внимание уделялось процессам вблизи критической точки цилиндра: структуре электродинамических полей в условиях ожидаемого сильного эффекта Холла; влиянию магнитного поля на характеристики течения за фронтом головной ударной волны, на отход волны, на тепловой поток на поверхности цилиндра, на гидродинамическое сопротивление цилиндра.

Результаты исследований таковы. Несмотря на колоссальные усилия, предпринятые в подготовке и проведении экспериментов, не удалось обнаружить сколько-нибудь существенного влияния магнитного поля на характеристики течения вблизи критической точки цилиндра. В то же время, были обнаружены заметные изменения в структуре течения в следе за цилиндром. Эти изменения проявились, главным образом, в изменении угла наклона головной ударной волны в большой области за цилиндром и в изменении характеристик свечения в этой области. То есть, ситуация выглядела так, как будто заметное МГД взаимодействие имело место в области следа. Однако, характер свечения заметно менялся и в обширной области перед цилиндром, в области холодного потока. Объяснение всем этим неожиданным фактам удалось найти в ходе численного анализа процессов в тестовой секции установки.

В численных экспериментах было обнаружено, что помимо эффекта Холла есть по крайней мере еще два обстоятельства, играющих столь же важную роль во взаимодействии потока с магнитным полем. Первое обстоятельство связано с тем, как устроена проводимость в потоке. Наш начальный прогноз и надежды на положительный результат экспериментов строились на предположении, что присадка ионизируется в основном за фронтом волны, где температура потока вполне достаточна для высокой степени ионизации атомов щелочных металлов. В холодном набегающем потоке с температурой порядка 500 К проводимость отсутствует. Численный анализ МГД взаимодействия на цилиндре, выполненный для такой модели проводимости, демонстрировал все ожидаемые эффекты: заметный отход головной ударной волны от поверхности цилиндра (в целом, чем больше амплитуда магнитного поля, тем больше отход), заметное снижение гидродинамического сопротивления и теплового потока в поверхность цилиндра (на десятки процентов). Такая ситуация, моделирующая реальные полетные условия, выглядит обнадеживающе с точки зрения возможности управления гиперзвуковым потоком с помощью магнитогидродинамического воздействия на поле течения.

Все основные факты, обнаруженные в экспериментах, удалось объяснить с помощью другой модели проводимости среды, модели за-

мороженной ионизации. Если предположить, что щелочная присадка, ионизованная в тракте установки, остается ионизованной и на входе в тестовую секцию, то мы имеем дело с потоком, электропроводящим всюду. Численные исследования такого МГД течения показали следующее. МГД взаимодействие имеет место во всем потоке. Область перед цилиндром работает как МГД тормоз: поток здесь замедляется и нагревается, что качественно подтверждает экспериментальные наблюдения изменений характера светимости в области перед цилиндром. Большая часть области следа за цилиндром является зоной генерации, что объясняет наблюдаемое увеличение угла наклона волны, вызванное торможением потока. Область течения непосредственно вблизи цилиндра является зоной МГД ускорения. Электромагнитная сила направлена по потоку, т.е. к поверхности цилиндра в окрестности критической точки. В области ближнего следа сила также действует по потоку, т.е. от поверхности. В обеих зонах осуществляется подвод энергии от электромагнитного поля. Таким образом, изменение характера светимости в ближнем следе можно связать с нагревом газа, обусловленным МГД взаимодействием.

В расчетах было выявлено и второе из упоминавшихся выше обстоятельств, определяющих структуру газодинамических и электродинамических полей. Его можно обозначить как проблему граничных условий, причем не только в математическом смысле. Дело в следующем. Все элементы установки, как правило, заземлены. Т.е., при наличии связи между ними (по электропроводному потоку) электрические поля довольно низкие. В терминах магнитной гидродинамики это означает, что при наличии сильного эффекта Холла (параметр Холла достигает значений в несколько десятков при магнитной индукции порядка 1 Тесла) холловское поле мало, а холловский ток, напротив, велик. Как показал теоретический анализ, в этих условиях короткого замыкания цепи холловского тока эффективная проводимость снижается в тысячи раз (пропорционально квадрату параметра Холла). Поэтому и не наблюдается сколько-нибудь заметного влияния магнитного поля на течение в окрестности цилиндра. В случае первой модели проводимости ситуация обратная: в силу граничных условий на фронте ударной волны цепь холловского тока разомкнута. Из анализа следует, что в условиях разомкнутого холловского тока эффективная проводимость потока восстанавливается до значений, соответствующих проводимости при отсутствии эффекта Холла. В этом случае все ожидавшиеся положительные МГД эффекты имеют место.

Таким образом, в результате экспериментальных и численных исследований по гиперзвуковому МГД обтеканию цилиндра были установлены фундаментальные аспекты взаимодействия высокоскоростных

потоков с магнитным полем. Анализ как положительных, так и отрицательных результатов исследований позволил сформулировать постановку эксперимента, в котором воздействие магнитного поля на гиперзвуковой поток проявляется заметно ярче.

### ИССЛЕДОВАНИЕ МГД ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ.

#### II. МГД ТЕЧЕНИЕ НАД КЛИНОМ

*В.А. Битюрин, А.Н. Бочаров, Д.С. Баранов  
(ИВТ РАН, г. Москва)*

Вторая из трех работ по исследованию МГД эффектов в гиперзвуковых потоках посвящена анализу МГД взаимодействия в потоке над клином. Мотивация этой задачи возникла при анализе экспериментальной и, главным образом, расчетно-аналитической информации по исследованию МГД обтекания круглого цилиндра с током. Одним из важных обстоятельств являлось наличие существенного взаимодействия в области следа за цилиндром, т.е. в области, которая с практической точки зрения интереса не представляет. При обтекании клина с надлежащей организацией магнитного поля во всей области течения, представляющей интерес, можно получить искомые МГД эффекты. Если при обтекании цилиндра основной интерес (изначально, по крайней мере) представляли процессы в окрестности цилиндра (модификация головной ударной волны, изменение сопротивления и теплового потока), то в данной части исследований основное внимание сосредоточено на изменении всего поля течения посредством МГД воздействия. Важным прикладным аспектом этих исследований является возможность управления косыми скачками уплотнения на элементах гиперзвукового аппарата.

Параметры потока на входе в тестовую секцию установки примерно те же, что и в экспериментах по обтеканию цилиндра:

$$\rho_0 = 2.835 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^3, \quad p_0 = 33 \text{ Pa}, \quad V_0 = 4760 \text{ m/s}, \quad T_0 = 350 \text{ K}.$$

Для условий экспериментальной установки ЦАГИ характер МГД взаимодействия в гиперзвуковом потоке над клином определяется: эффектом Холла, наличием заряженных частиц во всем потоке и условиями внешней цепи. Установлено, что реальный режим МГД взаимодействия находится между двумя предельными случаями: режимом идеального короткого замыкания холловского поля и режимом холостого хода (нулевой холловский ток). Следует ожидать, что режим работы наземных установок ближе к первому варианту, поскольку заземление элементов установки обуславливает низкие падения напряжения вдоль тракта и, соответственно, низкое продольное (холловское) поле. Это, в

свою очередь, приводит к высоким значениям холловского тока (тока утечки). В таких условиях потенциальный уровень интенсивности МГД взаимодействия сокращается примерно в  $1/(1+\alpha^2)$ , где  $\alpha$  – подвижность электронов,  $\alpha = \omega_e \cdot \tau_e / B$ , и  $\omega_e \cdot \tau_e$  – параметр Холла. Во втором предельном случае, или даже в случае малого холловского тока, характер взаимодействия ближе к случаю, когда эффектом Холла можно пренебречь.

В результате экспериментальных и численных исследований установлено, что режим МГД взаимодействия в тестовой секции установки ближе к режиму короткого замыкания по холловскому полю. В таких условиях параметр МГД взаимодействия достигает лишь нескольких процентов от своего возможного значения, соответствующего идеальному режиму нулевого холловского тока. Пространственная структура МГД течения на клине при рассмотренной магнитной системе такова, что вверх и вниз по потоку от магнитной системы расположены зоны МГД генерации с зоной МГД ускорения между ними. В зонах генерации имеет место торможение потока, повышение давления и, как следствие, возрастание угла между косым скачком и поверхностью клина. Этот основной эффект воздействия магнитного поля на поток наблюдался даже в неоптимальных условиях эксперимента.

Существенно больший уровень интенсивности МГД взаимодействия можно было бы получить, если бы удалось приблизиться к условиям холостого хода по холловскому полю. В этом случае даже при больших значениях параметра Холла, присущих течению воздуха низкой плотности, реализуется такая структура электрического поля, что токи Холла имеют ограниченное влияние на интенсивность МГД взаимодействия. Это обстоятельство оставляет возможность использования МГД метода для управления потоком в реальных полетных условиях.

**ИССЛЕДОВАНИЕ МГД ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ  
В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ.  
III. ПРОГНОЗ МГД ЭФФЕКТОВ ДЛЯ УСЛОВИЙ  
РЕАЛЬНОГО ПОЛЕТА**

*В.А. Битюрин, А.Н. Бочаров  
(ИВТ РАН, г. Москва)*

В предыдущих двух работах были рассмотрены постановки задач, экспериментальных и численных, направленных, главным образом, на изучение процессов в гиперзвуковом потоке при наличии внешнего магнитного поля. Были установлены основные факторы, определяющие

структуру МГД течения при обтекании тел простейшей геометрической формы. Был сделан оптимистический вывод о возможности управления гиперзвуковыми потоками посредством магнитного поля. В частности, был сделан вывод о том, что условия реального полета могут устранить один существенный недостаток в организации МГД взаимодействия, от которого практически невозможно избавиться в наземных установках. В данной работе предпринята попытка моделирования МГД обтекания затупленного тела (сферо-конус) в условиях реальной атмосферы.

Ранее мы рассмотрели такую задачу при достаточно сильных предположениях относительно свойств среды и, в частности, относительно распределения концентрации электронов за фронтом головной ударной волны. Основное внимание уделялось влиянию эффекта Холла, который никогда прежде не учитывался в подобных задачах. Были получены многообещающие результаты по МГД управлению гиперзвуковым обтеканием тел: был зафиксирован значительный отход головной волны от поверхности тела, значительное снижение гидродинамического сопротивления тела и теплового потока на поверхности тела как следствия перестройки течения за фронтом волны под воздействием магнитного поля. Дальнейшие усилия были сосредоточены на экспериментальном подтверждении возможности МГД управления гиперзвуковыми потоками, о чем говорилось в двух предыдущих работах, и на разработке численной модели реального газа, учитывающей термодинамическое неравновесие.

Разработанная модель, помимо общепринятых в рамках модели Навье–Стокса уравнений сохранения для среды в целом и уравнений электродинамики в приближении малых магнитных чисел Рейнольдса, включает уравнения переноса каждого химического компонента, уравнения переноса средней колебательной энергии двухатомных молекул ( $N_2$ ,  $O_2$ ,  $NO$ ) и, в принципе, уравнение переноса энергии электронного газа. Источники массы компонентов, связанные с химическими реакциями, описываются в модели химической кинетики, включающей 11 компонентов и 98 реакций. Колебательно-поступательная релаксация описывается в рамках модели Ландау–Теллера, влияние колебательного возбуждения молекул на скорость диссоциации учитывается в рамках модели Маррона–Гринора. При расчете переносных свойств веществ используются температурные аппроксимации сечений парных столкновений.

Данная модель была применена для расчета течения вокруг тела, представляющего сферо-конус с радиусом сферической части 0.72 м. Параметры набегающего потока (воздух) брались следующие, соответствующие примерно высоте 60 км:

$$P_{\infty} = 11 \text{ Pa}, \rho_{\infty} = 1.64 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^3, V_{\infty} = 6500 \text{ m/s}, M_{\infty} = 21.15.$$

Для этих условий было получено поле течения, в частности, поля концентраций компонентов и поступательной и колебательных температур без магнитного поля. Расчет МГД взаимодействия по полной модели термохимически неравновесного воздуха требует пока слишком большого компьютерного времени. Поэтому из расчетов течения без МГД взаимодействия были построены аппроксимации концентрации электронов и средней частоты столкновений электронов как функции температуры. Расчеты МГД течения проводились по упрощенной модели с использованием аппроксимаций для критически важных величин. В качестве магнитной системы рассматривалась катушка радиуса 0.2 м, создающая магнитное поле вблизи критической точки типа поля диполя. Основное внимание в этих исследованиях уделялось влиянию магнитного поля на распределение теплового потока по поверхности тела.

В целом, результаты расчетов следует характеризовать как положительные. При очень небольших магнитных полях (порядка 0.14 Тесла в критической точке) наблюдаются все эффекты, полученные ранее по модели равновесной ионизации однокомпонентной среды. С ростом магнитного поля от нуля до 0.14 Тесла отход головной волны на линии торможения возрастает примерно на 35%, плотность теплового потока в критической точке падает примерно на 80%. Несмотря на то, что параметр Холла большой даже при таких невысоких значениях магнитной индукции, все искомые положительные эффекты имеют место, хотя их интенсивность значительно ниже по сравнению с упрощенными моделями среды. По нашему мнению, возможность использовать потенциал МГД метода для управления гиперзвуковым аппаратом в условиях естественной (тепловой) ионизации воздуха в значительной степени связана с блокированием нежелательного холловского тока, обусловленным естественной границей – фронтом головной ударной волны. Следует отметить, что расчеты течения при более высоких значениях индукции магнитного поля показывают, что, во-первых, наблюдается обратный рост теплового потока, и, во-вторых, течение становится нестационарным. Эти явления требуют, однако, дополнительных исследований.



**ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ  
V-ОБРАЗНЫХ КЛИНЬЕВ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ**

*М.А. Зубин, Н.А. Остапенко, А.А. Чулков  
(Институт механики МГУ, г. Москва)*

Представлены результаты численного и экспериментального исследования сверхзвуковых конических течений газа, реализующихся при несимметричном обтекании V-образных крыльев с присоединенной к передним кромкам головной ударной волной.

В рамках модели идеального газа численно изучено изменение ударно-волновой структуры при числе Маха 3, в том числе, в области специальных режимов обтекания при нерегулярном взаимодействии ударных волн, присоединенных к передним кромкам, где на наветренной консоли при увеличении угла скольжения осуществляется переход от течения с ударной волной, падающей на стенку, к изоэнтропическому течению разрежения. Обнаружены особенности нового типа в структуре конических течений при наличии маховской конфигурации ударных волн, которые могут быть охарактеризованы как вихревые особенности Ферри. Они преобразуются в стандартные точки Ферри при стремлении к нулю скачка полного давления на контактном разрыве, исходящем из точки ветвления ударных волн. Установлено, что во внутренней окрестности кривой перехода из области со специальными режимами обтекания в область с несимметричным маховским взаимодействием могут существовать висящие скачки уплотнения над наветренной консолью и в маховских системах ударных волн. Размер указанной окрестности уменьшается при увеличении углов атаки и скольжения. Кривизна мостообразного скачка уплотнения претерпевает существенное изменение в окрестности тройной точки над подветренной консолью, обусловленное неравномерной зависимостью возмущения формы ударной волны с дозвуковой скоростью за ней от интенсивности приходящего от соответствующей передней кромки слабого скачка уплотнения.

Экспериментально с использованием различных методов диагностики потока, в частности – специального оптического метода, установлено существование конических вихревых структур, приводящих к образованию дополнительных линий стекания и растекания поперечного потока на стенке. Последние не наблюдаются в расчетах обтекания крыла идеальным газом. Вихревые структуры образуются как в результате “взаимодействия” со стенкой контактных разрывов, исходящих из точек ветвления головной ударной волны и тройной точки

$\lambda$ -конфигурации ударных волн, вызванной отрывом пограничного слоя, так и в отсутствие контактных разрывов, обусловленных точками ветвления головной ударной волны.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 03-01-00041) и программы НШ-2001.2003.1.

**РЕЖИМЫ УХУДШЕННОЙ ТЕПЛООТДАЧИ КАК  
ОСОБЕННОСТЬ ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ  
ТЕЧЕНИИ ЭНДОТЕРМИЧЕСКИХ ТОПЛИВ  
СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ В КАНАЛАХ**

*Л.С. Яновский\*, А.В. Байков\*, П.А. Ухов\*\**

*(\* – ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва,*

*\*\* – МАТИ–РГТУ им. К.Э. Циолковского, г. Москва)*

Разработка высокоскоростных летательных аппаратов с напрямую связана с необходимостью создания высокоэффективных систем охлаждения планера и двигательной установки. При гиперзвуковых скоростях аэродинамический нагрев потока воздуха при торможении о стенки летательного аппарата настолько велик, что топливо становится единственно возможным хладагентом на борту летательного аппарата.

В последнее время одним из перспективных направлений является исследование эндотермических топлив, при использовании которых реализуется физический и химический хладоресурс. При течении топлив в условиях кипения ухудшается теплоотдача к стенкам охлаждаемого канала, поэтому в работе рассматривается течение топлив сверхкритического давления (СКД). Одной из проблем, возникающих при проектировании систем охлаждения, является кризис теплообмена, вызванный резким изменением свойств топлива по сечению и длине теплообменного канала.

Проведенные экспериментальные исследования показали, что кризис теплообмена возникает не только в околоскритической области, где резко изменяется плотность топлива, но и в области умеренных температур топлива (около 300 К).

В результате может возникнуть ситуация, когда температура стенок в начале теплообменного канала окажется выше, чем температура стенок на выходе из него. Возникающий при этом локальный перегрев стенки способствует образованию малотеплопроводных углеродистых отложений, что приводит к нарушению нормальной работы системы охлаждения.

В ЦИАМ разработана методика, позволяющая рассчитывать систему охлаждения с учетом кризиса теплообмена, процессов коксообраз-

зования и термохимического разложения топлива. Методика реализована в виде программы на ЭВМ. С использованием программы проведены контрольные расчеты для различных эндотермических топлив и выбраны режимы работы теплообменного канала, при которых возможность перегрева стенок сведена к минимуму. Проведена верификация методики по результатам экспериментальных исследований. Результаты, полученные с использованием методики, имеют достаточную для инженерных расчетов точность.

### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕНОСА В АНИЗОТРОПНЫХ ЗАТУПЛЕННЫХ НОСОВЫХ ЧАСТЯХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*В.Ф. Формалёв, Е.Л. Кузнецова, А.А. Чипашвили*  
(Московский авиационный институт –  
государственный технический университет, г. Москва)

Моделирование теплового состояния носовых частей гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) при аэродинамическом нагреве предполагает, во-первых, существенную нестационарность, связанную со сменой режимов без уноса массы режимами с уносом массы, во-вторых, многомерность распространения тепла по пространственным переменным, в третьих, наличие смешанных дифференциальных операторов второго порядка, связанных с тензорным характером теплопереноса в анизотропных телах, в четвертых, нелинейность из-за высокого уровня температур в носовых частях.

Учет в математической модели теплопереноса только перечисленных факторов приводит к необходимости разработки экономичных, абсолютно устойчивых методов численного решения задач теплопереноса в анизотропных телах при высокотемпературном нагружении.

Математическая модель теплопереноса учитывает многомерность, наличие смешанных дифференциальных операторов, криволинейность конструкции носовой части ЛА и такие физические явления, как существенную нестационарность, неоднородный по затуплению унос массы теплозащитного материала, излучение, возможную высокую степень анизотропии.

Для численной реализации используется разработанный авторским коллективом экономичный, абсолютно устойчивый метод переменных направлений с экстраполяцией (МПНЭ), по запасу устойчивости чис-

ленного решения не имеющий себе подобных среди существующих экономичных методов расщепления.

Получены и проанализированы результаты численного моделирования по нестационарным температурным полям, по уносу массы, по влиянию на температурное поле степени анизотропии и ориентации главных осей тензора теплопроводности и другие, показавшие высокую степень надежности и устойчивости метода МПНЭ.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 04-01-81012-Бел2004-а и гранта Президента РФ № 1943.8.

### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛУЧИСТЫХ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ В ДОННОЙ ОБЛАСТИ ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТЫ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ЛЁТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ ИСПЫТАНИЙ**

*Д.В. Морозов*

*(Государственный космический научно-производственный центр  
им. М.В. Хруничева, г. Москва)*

При определении тепловых нагрузок в донной области на этапе выведения обычно получают значение суммарного теплового потока, который состоит из конвективного и лучистого. Однако при этом не виден вклад каждой составляющей. Способы тепловой защиты днища ракеты от конвективной и лучистой компонент традиционно сводятся к применению специальных покрытий. Воздействие же лучистых тепловых потоков распространяется не только на днище ракеты, но и далеко вверх по боковой поверхности первой ступени, вызывая разогрев местных обтекателей, стрингеров и прочих элементов конструкции.

Характерным примером является многоблочная компоновка без массивного центрального блока, когда источником излучения служат не только расширяющиеся струи двигателей, но и зоны их взаимодействия.

Определение лучистой составляющей теплового нагружения, а также ее пространственного распределения является актуальной задачей при проектировании новых образцов многоблочных ракет в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева.

Исследование этой проблемы начинается с анализа телеметрической информации. Приводится описание конструкции и обобщаются показания датчиков тепловых потоков, установленных на днище первой ступени жидкостной ракеты, имеющей четырехсопловую компоновку. По показаниям датчиков восстановлены значения лучистых тепловых потоков и получено распределение величины суммарного лучистого теплового потока в донной области ракеты в зависимости от расстояния

до продольной оси ракеты. Проведено сравнение показателей летного эксперимента с результатами методических расчетов.

### ТЕПЛООБМЕН ДЕФОРМИРУЮЩЕЙСЯ КАПЛИ ГОРЮЧЕГО С ГАЗОВЫМ ПОТОКОМ С УЧЁТОМ ВНУТРЕННЕЙ ЦИРКУЛЯЦИИ ЖИДКОСТИ

*В.А. Сметанюк*

*(Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН, г. Москва)*

Тепловое взаимодействие капли топлива с газовым потоком – сложное физическое явление. В классической теории рассматривают лишь кондуктивный прогрев капли, вызванный разностью температур газа и жидкости. Однако в условиях газового потока капля деформируется и ее форма может сильно отличаться от первоначальной сферической формы. Сдвиговые напряжения на поверхности капли приводят к внутренней циркуляции жидкости. Эти процессы влияют на характер прогрева капли и на время ее испарения. В настоящее время теория тепло- и массообмена капли многокомпонентного жидкого топлива в газовом потоке отсутствует. Данная работа посвящена математическому моделированию прогрева деформирующейся капли.

Решали задачу о прогреве капли жидкости в однородном безграничном газовом потоке. Приняли следующие упрощающие допущения: (1) жидкость несжимаема, (2) внутренние течения в капле устанавливаются быстро по сравнению со скоростью ее деформации, (3) форма капли – сплюснутый эллипсоид вращения, (4) температура газа постоянна. Задачу решали численно методом конечных объемов.

Значение малой полуоси сплюснутого эллипсоида вращения определяли, решая уравнение деформации капли в газовом потоке, основанное на приближении [1]. Значение большой полуоси определяли из уравнения сохранения объема капли. Теплообмен деформированной капли с газовым потоком описывали нестационарным уравнением теплопроводности с заданным профилем скорости внутри капли и граничным условием конвективного теплообмена на ее поверхности. Профиль скорости внутри капли предварительно находили численным решением многомерных уравнений Навье–Стокса для деформированной капли подобно тому, как это делается для сферической капли [2].

Учет внутренней циркуляции жидкости приводит к тому, что к кондуктивному механизму прогрева капли добавляется конвективный механизм. Это приводит к изменению температурного поля внутри кап-

ли и изменению температуры поверхности, определяющей величину теплового потока. При докритической деформации капли (до начала ее фрагментации) площадь ее поверхности может увеличиться в 1.7 раза, что также приводит к увеличению межфазного теплового потока. Показано, что внутренние течения жидкости и деформация капли существенно изменяют динамику ее прогрева.

Работа выполнена при поддержке РФФИ.

#### Литература:

1. Детковский Д.А. Фролов С.М. Модель деформации капли жидкости в газовом потоке. Журнал прикладной механики и технической физики, 1994, № 4, с. 105.
2. Милн-Томпсон Л.М. Теоретическая гидродинамика. Москва, Изд-во МИР, 1964, стр. 521.

### ЭВОЛЮЦИЯ МАССОВОГО СПЕКТРА КАПЕЛЬ В МНОГОВИХРЕВОЙ СТРУКТУРЕ СЛЕДА СКОРОСТНОГО КРЫЛАТОГО ЛА

*А.Г. Здор, А.Б. Миллер, А.Л. Стасенко  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского,  
Московский Физико-Технический Институт,  
г. Жуковский)*

Полет высокоскоростного ЛА на больших высотах ( $H \geq 10-15$  км) в атмосфере Земли происходит в условиях сильно недонасыщенной водяными парами атмосферы. При этом в условиях верхней тропосферы и стратосферы могут устойчиво существовать частицы атмосферного аэрозоля, состоящие из переохлажденной воды или льда (максимальное переохлаждение воды, обнаруженное в летных экспериментах, составляло  $-55^\circ\text{C}$ ). Механизмы, препятствующие испарению таких частиц в "сухой" атмосфере, в настоящее время еще не нашли окончательного объяснения.

Взаимодействие ударно-волновой структуры обтекания ЛА с атмосферной дымкой и облаками приводит к дроблению и испарению аэрозольных частиц и появлению водяного пара, который, совместно с тем паром, который уже есть в атмосфере, может реконденсироваться на ионах, образующихся в ударных волнах и горячих приповерхностных зонах обтекания ЛА. Конденсация пара в условиях, соответствующих режиму испарения нейтральной капли, объясняется пониженным давлением насыщенных паров над поверхностью заряженных капель малых ( $\sim 10^{-9}-10^{-8}$  м) размеров. Этот эффект хорошо известен и исполь-

зуются в камере Вильсона для регистрации треков элементарных частиц. Дальнейшая кинетика капель определяется их коагуляцией и перемежающимися режимами испарения (если заряд капли нейтрализуется) и конденсации (если капля заряжена). В зависимости от внешних условий и режима полета может происходить как рекомбинация частиц, что приводит к образованию следа испарения – незанятой частицами области в атмосферной дымке (которая постепенно заполняется атмосферным аэрозолем благодаря его турбулентной диффузии), так и их рост с образованием конденсационного следа. Для описания этих процессов разработана модель коагуляции заряженных частиц в турбулентном потоке и рассчитана турбулентная структура следа за треугольным крылом двойной стреловидности на основе трёхмерных алгоритмов для вязких теплопроводных течений с использованием  $k$ - $\epsilon$  модели турбулентности. Приведены результаты для характеристик полидисперсного следа ЛА для различных высот полета.

#### ОСЕСИММЕТРИЧНОЕ ТЕЧЕНИЕ СМЕСИ РЕАЛЬНЫХ ГАЗОВ С КОНДЕНСИРУЮЩИМСЯ КОМПОНЕНТОМ В СОПЛЕ

*Г.В. Моллесон, А.Л. Стасенко  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского,  
Московский Физико-Технический Институт,  
г. Жуковский)*

Во многих устройствах аэрокосмической, газовой и других отраслей промышленности реализуются течения смесей при больших начальных давлениях и низких температурах, причем часть компонентов может конденсироваться в процессе расширения смеси. Математическое описание этих процессов предполагает использование уравнения состояния реальных газов и развитие теории конденсации одного компонента в присутствии других.

Естественно, что сложность совместного рассмотрения этих процессов в широкой области значений числа Маха (в до-, транс- и сверхзвуковых областях потока) в каналах переменного сечения приводит к необходимости использования упрощенных физических моделей. В настоящей работе в качестве уравнения состояния принята модель Редлиха–Квонга для индивидуальных компонентов смеси (и “правила смешения” Лоренца–Бертло); процесс спонтанной нуклеации наименее летучего “старшего” компонента описывается формулами Френкеля–Зельдовича без учета влияния на нее других компонентов (в частности, их растворимости в образующихся каплях конденсата); развитие конденсации в предположении скоростной равновесности фаз определяется

моментной цепочкой уравнений Хилла. Все эти процессы рассмотрены с учетом вязкости и теплопроводности смеси на газодинамическом “фоне” полных нестационарных уравнений Навье–Стокса.

Показано, что учет реальных свойств газа заметно изменяет основные параметры смеси с конденсирующимся компонентом (плотности, скорости потока и звука, расход смеси при фиксированной геометрии сопла и входных значениях давления и температуры).

Реальный газ конденсируется при меньшем значении начальной концентрации “старшего” компонента, причем возрастает полнота конденсации и капли оказываются крупнее (что благоприятно для их сепарации за счет инертности, например, при организации закрутки).

Предварительные результаты исследований опубликованы в [1,2]. Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 04-01-00817).

#### Литература:

1. Г.В. Моллесон, А.Л. Стасенко. Трехмерное взаимодействие с преградами сверхзвуковой газокапельной струи с учетом фазовых переходов. *ТВТ*, 2003, т. 41, № 6, с. 914-919.
2. Г.В. Моллесон, А.Л. Стасенко. Закрученный поток конденсирующейся газовой смеси в сопле Лавала. *Математическое моделирование*, 2004, т. 16, № 1, с. 12-22.

### НАЧАЛЬНАЯ СТАДИЯ ОБРАЗОВАНИЯ АЭРОЗОЛЕЙ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПОТОКАХ

*Б.В. Егоров, Ю.Е. Маркачев, Е.А. Плеханов, И.С. Уфимцев  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский)*

Начальная стадия образования аэрозолей в следе за летательным аппаратом в атмосфере Земли проходит ряд стадий, среди которых очень важна стадия предконденсации – образование простейших кластеров продуктов сгорания авиационного топлива. Это динамический неравновесный процесс, для корректного описания которого необходимо создать кинетическую схему и определить константы скоростей прямых и обратных реакций. Методика расчета данных констант подробно описана в работе [1]. Для оценки констант скоростей диссоциации простейших кластеров используется теория мономолекулярного распада сложных молекул. Константа равновесия кластерных реакций рассчитывается исходя из предварительно рассчитанной методами квантовой химии структуры и энергетических характеристик кластеров. Использование рассчитанных констант равновесия и констант скоростей диссоциации позволяет оценить константы скорости образования как нейтральных кластеров  $(\text{H}_2\text{O})_n$ ,  $\text{SO}_2(\text{H}_2\text{O})_n$ ,  $\text{SO}_3(\text{H}_2\text{O})_n$ ,  $\text{H}_2\text{SO}_4(\text{H}_2\text{O})_n$ ,



$C_n$ , так и заряженных кластеров, например,  $(H_3O)^+(H_2O)_n$ . Расчеты, проведенные с использованием классической теории конденсации, оказались не в состоянии объяснить высокую степень концентрации аэрозоля в следе самолета, обнаруженной в полетных экспериментах со сверхзвуковым пассажирским самолетом “Конкорд”, уже на расстоянии 250 м от среза сопла [2]. Оказалось, что водяные аэрозольные частицы в основном содержат в себе окислы серы, заряженные частицы и частицы сажи. Кинетика преддиссоциации кластеров гидратов окислов серы необходима для объяснения высокой степени конверсии серы авиационного топлива в серную кислоту в струе и следе [3]. Кинетика начальной стадии формирования простейших кластеров углерода также интересна для объяснения результатов этого эксперимента, а также эксперимента [4], в котором изучалось образование кластеров углерода за ударной волной. Повышенный интерес к образованию данных кластеров углерода в последнее время связан с проблемой водородной энергетики – хранение молекул водорода в кластерном каркасе, построенном из атомов углерода, способно на порядок снизить давление при хранении водородного топлива [5].

В настоящей работе предполагается, что рост и разрушение кластеров происходит за счет присоединения или отрыва одного мономера от кластера, цепочка элементарных процессов образования и разрушения кластера  $A_n$  может быть записана в виде



Здесь  $M$  – любая частица или кластер в газовой фазе,  $R_f(n)$  – константа скорости образования кластера  $A_n$ , а  $R_b(n)$  – константа скорости распада кластера  $A_{n+1}$  на кластер  $A_n$  и мономер.

В дальнейшем на основании кинетической схемы (1) были проведены неравновесные расчеты динамики кластеров в газодинамических потоках.

Константы скорости реакций диссоциации малых кластеров углерода, воды и окислов серы при различных давлениях и температурах рассчитывались с помощью теории RRKM и упрощенной теории Касселя [6].

В работе проведены расчеты констант скоростей диссоциации и образования кластеров  $(H_2O)_n$ ,  $SO_2(H_2O)_n$ ,  $SO_3(H_2O)_n$ ,  $H_2SO_4(H_2O)_n$ ,  $(H_3O)^+(H_2O)_n$  для малых  $n$  в зависимости от температуры. Результаты расчетов при температурах, характерных для течения в следе за самолетом и в окружающей атмосфере, по упрощенной теории Касселя близки к результатам, полученным по более строгой, но и более трудоемкой теории RRKM. В дальнейших расчетах для вычисления констант скоро-

стей диссоциации кластеров была использована упрощенная теория Касселя.

В работе приведены результаты расчетов константы скорости диссоциации и образования линейных кластеров углерода  $C_n$  для различных значений  $n$  при заданных значениях температуры и давления. Расчетные значения величины энергии диссоциации для нечетных значений  $n = 3, 5, 7, 9$  имеют максимальные значения по сравнению с четными значениями  $n = 2, 4, 6, 8$ . Это приводит к минимальным значениям константы скорости диссоциации при нечетных значениях  $n$  по сравнению с четными  $n$ .

Расчет неравновесной кинетики образования кластеров углерода при разных давлениях и температурах показал существование серии квазистационарных состояний, переходящих далее в стационарное распределение числовых плотностей углеродных кластеров различного размера. Существование подобных квазистационарных состояний при превращении простейших кластеров углерода в более крупные является существенным фактором при теоретическом описании и экспериментальном обнаружении первичных ядер зародышей сажи.

Численное моделирование неравновесной кинетики нуклеации паров воды позволило оценить скорость нуклеации и сравнить полученные теоретические значения с известными экспериментальными данными [7].

#### 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. Fahey D.W., Keim E.R., Boering K.A. et al. Emission Measurements of the Concorde Supersonic Aircraft in the Lower Stratosphere // Science, 1995, vol. 270, pp. 70-74.
3. Егоров Б.В., Комаров В.Н., Маркачев Ю.Е. и др. Кластеризация продуктов горения в следе сверхзвукового самолета // Математическое моделирование, 1999, том. 11, № 4, стр. 70-82.
4. Emelianov A., Eremin A., Jander H., Wagner H. To the Temperature Dependence of Carbon Particle Formation in Shock Wave Pyrolysis Processes // Z. Phys. Chem., 2003, B. 217, S. 893-910.
5. Rosi N.L., Eckert J., Eddaoudi M. et al. Hydrogen Storage in Microporous Metal-Organic Frameworks // Science, 2003, vol. 30, pp. 1127-1129.
6. Робинсон П., Хольбрук К. Мономолекулярные реакции. М., Мир, 1975, 384 с. (Robinson, P.J., Holbrook, K. Unimolecular Reactions, Wiley, London, 1972.)
7. Viisanen Y., Strey R., Reiss H. Homogeneous nucleation rates for water // J. Chem. Phys., vol. 99, No. 6, pp. 4680-4692, 1993.

**РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ПОВЕРХНОСТНОГО  
НАТЯЖЕНИЯ КЛАСТЕРОВ ВОДЫ.  
КВАНТОВО-СТАТИСТИЧЕСКИЙ МЕТОД  
И МЕТОД МОНТЕ-КАРЛО**

*А.С. Артюхин, Б.В. Егоров*

*(Московский Физико-Технический Институт, г. Жуковский)*

Поверхностное натяжение является одной из наиболее важных характеристик вещества в теории конденсации. В классической теории конденсации от него зависят такие определяющие величины как размер критического зародыша, скорость зародышеобразования, функция распределения конденсирующихся частиц по размерам. Между тем, поверхностное натяжение является макроскопической величиной, его применение возможно в том случае, когда частицу можно считать жидкой, т.е. когда размер конденсирующейся частицы существенно превосходит размеры мономера. На начальной же стадии конденсации возможно появление мелких частиц – газофазных кластеров, чьи характеристики будут отличаться от характеристик жидкой фазы. Это необходимо принимать во внимание при описании процесса нуклеации. Один из способов – это введение поправок для коэффициента поверхностного натяжения в зависимости от размера, например, известная формула Толмена.

В виду относительной простоты и небольших вычислительных затрат, широкое распространение для нахождения зависимости коэффициента поверхностного натяжения от размера получил метод Монте-Карло. В основе расчета коэффициента поверхностного натяжения методом Монте-Карло лежит нахождение приращения свободной энергии Гельмгольца по известному потенциалу взаимодействия между частицами.

В настоящей работе был использован квантово-статистический подход для расчета коэффициента поверхностного натяжения и его зависимости от размера кластера, опирающийся на квантовые расчеты структуры и характеристик кластеров. В отличие от метода Монте-Карло, данный подход требует больших вычислительных мощностей для расчета характеристик крупных кластеров. Поэтому в работе при расчете коэффициента поверхностного натяжения для кластеров более 21 молекулы-мономера использовались асимптотические зависимости основных характеристик кластеров. А так же проверялась корректность введенной асимптотики.

**АЧХ ДАТЧИКОВ ДАВЛЕНИЯ, УСТАНОВЛЕННЫХ  
НА ВОЛНОВОДАХ***А.Н. Дубовицкий\**, *Ю.Е. Матов\*\**, *В.И. Фурлетов\***(\* – ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва,**\*\* – НИЦ ЦИАМ, г. Лыткарино)*

Для измерения колебаний газа с помощью датчиков установленных на волноводах необходимо знать ее АЧХ.

Волновод представляет собой длинную металлическую трубку с внутренним диаметром 4 мм и внешним 6 мм. Он состоит из двух участков: приемного – от точки измерения до датчика, и присоединенного – от места установки датчика до закрытого конца волновода.

Расчет основан на решении линеаризованной системы уравнений, описывающей колебания вязкой жидкости в длинной трубке. Предполагается, что режим течения идеального газа ламинарный с постоянным коэффициентом вязкости. Кроме того, принято, что стенки трубки – жесткие. Процесс распространения возмущений скорости и давления – адиабатический.

В работе делается расчет подобной системы измерения и полученные результаты сравниваются с экспериментальными АЧХ, полученными с помощью гидродинамического пульсатора.

Расчет и эксперимент показывают, что АЧХ зависит от среднего давления. Эта зависимость обнаружена впервые; она была проверена для датчиков двух типов: тензоэлектрических (типа Kistler) и индукционных (типа ДМИ).

Для приближенного пересчета частотной характеристики полученной при параметрах воздуха в резонансном объеме “Пульсатора”  $p$  и  $T$  к условиям в камере сгорания  $p_t$ ,  $T_t$  при ее испытании можно воспользоваться формулой, справедливой для экспоненциального приближения, полученной при градуировке кривой:

$$A/A_r = (A/A_r)_{p,T}^{(T_t/T)^{0.75}(p/p_t)^{0.5}}.$$

На экспериментально определенных АЧХ наблюдаются волны, период которых по частоте зависит от общей длины волновода. Эти волны хорошо описываются численным решением. Вызванное отраженными волнами искажение АЧХ наблюдается в диапазоне низких частот, до 200-400 Гц. С ростом среднего давления размах колебаний АЧХ увеличивается.

Проведенный анализ показывает, что для достижения заданной погрешности измерения должно выполняться определенное соотношение между длинами приемного участка и присоединенного участка волновода.

**ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛЕ  
И УПРАВЛЕНИЕ ЭТИМ ПРОЦЕССОМ С ПОМОЩЬЮ  
МАЛЫХ ДОБАВОК ИНГИБИТОРОВ**

*В.А. Павлов\*, В.В. Азатян\*\*, О.П. Шаталов\**

*(\* – Институт механики МГУ, г. Москва,*

*\*\* – Институт структурной макрокинетики  
и проблем материаловедения РАН, г. Москва)*

Приведены результаты изучения инициированного и протекающего в канале ударной трубы горения водорода с кислородом (смесь 18% ( $2\text{H}_2 + \text{O}_2$ ) + 82% He) с малыми добавками пропилена или паров изопропилового спирта (0.7-3.6%) в интервале температур 900-1450 К и давлений 0.55-1.2 атм.

Продемонстрировано ингибирующее влияние этих добавок на воспламенение и детонацию указанной смеси. Отмечено более эффективное ингибирующее действие пропилена по сравнению с изопропиловым спиртом. На примере рассмотренного модельного процесса продемонстрирована возможность управления процессами горения и детонации с использованием конкуренции разветвления и обрыва реакционных цепей. Показано, что в процессе горения влияние химического строения ингибитора проявляется не только в реакционной способности самого ингибитора, но и в кинетических и макроскопических закономерностях всего процесса горения, взрыва и детонации, включая газодинамику процесса.

Определяющая роль связи химического строения и реакционной способности ингибитора в процессах горения и детонации проявляется в сильном влиянии химических свойств даже одной варьируемой функциональной группы в молекуле малой присадки на кинетику и макрокинетику процесса горения.

Предложенный подход к анализу влияния структуры ингибиторов на процесс горения и детонации дает возможность подбирать или синтезировать эффективные ингибиторы, задаваясь заранее их химическими свойствами, не прибегая к трудоемкому компьютерному моделированию.

**ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ СЕМЕЙСТВО РЕШЕНИЙ ЗАДАЧ  
О ПЛОСКИХ И ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ СПУТНЫХ СТРУЯХ  
В ВИДЕ, УДОБНОМ ДЛЯ ИНТЕРПОЛЯЦИИ**

*В.В. Цепляев*

*(МАТИ–РГТУ им. К.Э. Циолковского, г. Москва)*

В рамках теории пограничного слоя рассматривается такой вид установившихся течений вязкой несжимаемой жидкости как струи в спутном потоке и в неподвижном пространстве, в частности.

Для исходной математической модели (дана Л. Прандтлем) ставится начально-граничная задача, сводящаяся к параметрическому семейству решений, где параметром является отношение скорости спутного потока к начальной скорости струи, то есть принимается условие изобаричности течения.

Численное решение начально-граничных задач на базе уравнений Л. Прандтля связано с той особенностью, что область интегрирования по нормальной координате неограниченна, и требуется выдерживать асимптотические условия выхода продольной скорости на скорость внешнего потока.

В данной работе рассматриваются начальные профили, симметричные относительно продольной оси, как для плоских, так и для осесимметричных струй. Трудности в численной реализации конечно-разностных схем для решения нелинейных уравнений в частных производных Л. Прандтля возникают из-за неограниченности области интегрирования по нормальной координате, в результате чего, помимо влияния на точность расчёта составляющих скорости струи в зоне смешения, это приводит также к нарушению инвариантов – интегральных условий, присущих этим течениям (в нашем случае этот инвариант – постоянство избыточного импульса). Поэтому как наиболее эффективный метод решения поставленных задач в данной работе применяется инвариантное преобразование, предложенное проф. Б.П. Белоглазовым, в результате чего получается одно уравнение параболического типа, разрешённое относительно производной основной составляющей скорости по продольной координате на конечном интервале по нормальной координате.

Для аппроксимации в полученном уравнении второй производной по нормальной координате от квадрата продольной скорости применяется с учётом невысокой степени гладкости начального профиля простейшая конечно-разностная аппроксимация.

Для численного решения используется схема метода прямых с постоянным и переменным шагом по нормальной координате, схема шагов определяется автоматическим режимом. Нахождение оптимальной

схемы при неравномерном разбиении позволяет свести задачу к решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений  $\approx 10$ -го порядка.

Выбор базовых профилей для фиксированных значений продольной координаты по оптимальной схеме разбиения для нормальной координаты позволяет производить интерполяцию как по продольной, так и по нормальной координате, с последующим пересчётом в область исходных переменных. При этом число базовых сечений при постоянных значениях продольной и нормальной координат даёт таблицу значений  $\approx 100$ -150.

### **ВЛИЯНИЕ ПОДВЕТРЕННОЙ СТОРОНЫ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СВЕРХЗВУКОВЫХ ФОРМ**

*Ф.А. Максимов*  
*(КБ приборостроения, г. Тула)*

При построении новых форм сверхзвуковых летательных аппаратов для определения их аэродинамических характеристик (АДХ) часто используется формула Ньютона. Оптимальный выбор подветренной поверхности при этом получается в её расположении параллельно вектору скорости и основной вклад в АДХ принадлежит наветренной стороне. Вместе с тем любой летательный аппарат функционирует в широком диапазоне по углу атаки, числам Маха и Рейнольдса, что предопределяет интерес к оценке влияния газодинамических параметров около подветренной стороны на суммарные АДХ. Течение около подветренной стороны характеризуется отрывом потока и образованием вихревых структур, что предполагает его изучение с учетом вязко-невязкого взаимодействия. Приведены результаты моделирования течения около треугольного крыла и некоторых более сложных форм в рамках уравнений Навье–Стокса. Получена оценка вклада наветренной и подветренной сторон в суммарные АДХ в широком диапазоне числа Маха и угла атаки.

**НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ УДАРНО-ВОЛНОВОЙ  
СТРУКТУРЫ ПЕРЕРАСШИРЕННОЙ ГАЗОВОЙ СТРУИ***В.Н. Усков, М.В. Чернышов**(Балтийский государственный технический университет,  
г. Санкт-Петербург)*

Общеизвестно, что истечение двумерной (плоской или осесимметричной) сверхзвуковой перерасширенной струи приводит к образованию косоугольного скачка уплотнения, падающего с кромки сопла и отражающегося от плоскости или оси симметрии регулярным или маховским способом.

Как правило, падающий скачок имеет криволинейную форму и переменную интенсивность (отношение статических давлений на его сторонах), изменяющуюся по мере его падения. Форма скачка, поведение его интенсивности и параметров течения в сжатом слое за ним зависят от показателя адиабаты газа, числа Маха перед скачком, нерасчетности струи и геометрических параметров сопла, из которого она истекает.

В данной работе на основании дифференциальных условий совместности, связывающих производные параметров потока на газодинамических разрывах, дан теоретический анализ падения скачка и изменения свойств потока за ним в зависимости от параметров задачи. Показано, в частности, что падающий скачок уплотнения может менять направление своей кривизны, при некоторых параметрах истечения немонотонно изменяется его интенсивность и, вместе с ней, направление роста энтропии в сжатом слое. Проведен анализ изменения геометрической кривизны границы струи, которая, в свою очередь, влияет на возникновение и развитие продольной неустойчивости Тейлора–Гертлера. Теоретически исследуется поведение числа Маха, статического и полного давлений потока в сжатом слое. Получены аналитические зависимости для чисел Маха и нерасчетностей струи, при которых имеют место особые свойства течения.

Большинство выявленных особенностей (смена направления выпуклости скачка, участки падения его интенсивности) имеют место при малых числах Маха ( $M < 1.4$ ), при которых не существует аналитических решений для тройных конфигураций стационарных ударных волн, возникающих при маховском отражении. Найденные особенности течения заставляют обратить особое внимание на проблему регулярного и маховского отражения в сверхзвуковых струях вязкого газа при числах Маха, близких к единице.

В работе проведена верификация используемой математической модели, разработанной для вязкого, а следовательно, безотрывного течения газа, и показано, что выявленные особенности течения действительно имеют место на практике и подтверждаются экспериментально.



Работа выполнена при поддержке РФФИ (код проекта 04-01-00713).

### **ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ ВЯЗКОГО ГАЗА ОКОЛО ПОВЕРХНОСТИ ЗАТУПЛЕННЫХ ТЕЛ**

*Д.А. Забарко, В.П. Котенёв  
(НПО машиностроения, г. Реутов)*

На основе метода установления решения по времени разработан численный метод интегрирования системы, состоящей из уравнений Навье–Стокса, неразрывности и энергии, дополненной уравнениями химической кинетики.

На первом шаге по времени интегрируются уравнения Эйлера, неразрывности и невязкая часть уравнения энергии при помощи явной двухшаговой конечно-разностной схемы Мак-Кормака. На втором – решение уточняется с использованием “вязкой” части уравнений Навье–Стокса и энергии путем метода прогонки. На третьем – решаются уравнения химической кинетики. Для интегрирования уравнений химической кинетики метод прогонки применяется в сочетании со специальной неявной разностной схемой, используемой для аппроксимации источников членов. Применение описанной процедуры снимает ограничение на шаг интегрирования по времени, связанное с вязким критерием устойчивости.

Приводятся результаты расчетов осесимметричного и пространственного обтекания сферически затупленных конусов, а также сравнение с экспериментальными и расчетными данными.

Анализ полученных результатов свидетельствует о возможности применения предложенного метода для расчета параметров химически неравновесного вязкого ударного слоя. Затраты машинного времени остаются приемлемыми и значительно меньшими, чем при использовании полностью неявных схем во всей рассматриваемой области без выделения головной ударной волны.

### **ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ С ЛОКАЛЬНЫМ ОТРЫВОМ**

*И.В. Егоров\*, А.В. Новиков\*\*, А.В. Фёдоров\*\*  
(\* – ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский,  
\*\* – Московский Физико-Технический Институт, г. Жуковский)*

Предсказание ламинарно-турбулентного перехода является важной задачей для конструирования сверхзвуковых летательных аппаратов, в

том числе, транспортных космических систем. Так как экспериментальные исследования в сверхзвуковых аэродинамических трубах ограничены, численный эксперимент может помочь детально исследовать поле возмущений. Такие данные также помогают верифицировать теоретические модели. В данной работе представлены результаты численного моделирования устойчивости к внешним возмущениям сверхзвукового пограничного слоя на угле сжатия.

Для решения двумерных нестационарных уравнений Навье–Стокса использовалась неявная TVD (Total Variation Diminishing) схема второго порядка аппроксимации. Проводилось моделирование распространения возмущений в пограничном слое, которые индуцированы локальным периодическим вдувом–отсосом. Исследовалось линейное и нелинейное взаимодействие возмущений вниз по потоку, при этом основное внимание уделено второй моде. В данных расчетах число Маха набегающего потока  $M_\infty = 5.373$ ; число Рейнольдса  $Re_{\infty,L} = 5.667 \cdot 10^6$ , где  $L$  – длина пластины до излома; число Прандтля  $Pr = 0.72$ . Стенка предполагалась изотермической,  $T_w = 300.0$  К; наклон угла  $\alpha = 5.5^\circ$ . Для вычислений использовалась криволинейная ортогональная сетка, полученная конформным отображением, с  $1701 \times 301$  (а также с  $2801 \times 221$ ) узлами и сгущением около поверхности.

На первом этапе получено стационарное поле сверхзвукового обтекания угла сжатия с необходимой точностью. Затем на поверхности вблизи носка вводилось локальное периодическое возмущение (вдув–отсос) с безразмерной частотой  $\omega = 260$  и  $450$  (что соответствует частотному параметру  $F = \omega/Re = 4.59 \cdot 10^{-5}$  и  $7.94 \cdot 10^{-5}$ ) и амплитудой  $A = 1 \cdot 10^{-3}$ . Разработанная программа расчётов предварительно была протестирована на примере обтекания плоской пластины, и было показано, что при малых амплитудах  $A$  скорость роста возмущений давления на стенке хорошо совпадает с результатами линейной теории устойчивости. Таким образом, программа может применяться для численного моделирования процессов, связанных с устойчивостью и восприимчивостью сверхзвукового пограничного слоя. Так как при этом решается полная система уравнений Навье–Стокса, оправдано применение данной программы для угла сжатия, а также для более сложной геометрии поверхностей и больших амплитуд, когда реализуется нелинейная фаза.