

## Секция 7

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

**ВАКУУМНЫЕ И НЕДОРАСШИРЕННЫЕ СТРУИ ИДЕАЛЬНОГО  
И РЕАЛЬНЫХ ГАЗОВ. ВОПРОСЫ ПОДОБИЯ**

*Ю.И. Герасимов\*, В.Н. Ярыгин\*\**

*(\* – РКК “Энергия” им. С.П. Королева, г. Королев;*

*\*\* – Ин-т теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН,  
г. Новосибирск)*

*andrey.n.krylov@rsce.ru, yarygin@itp.nsc.ru*

Основными исполнительными органами систем ориентации космических аппаратов (КА) и систем разделения верхних ступеней носителей являются ракетные двигатели. Струи этих двигателей оказывают газодинамическое и тепловое воздействия на элементы КА.

Для новых сложных схем взаимодействия струй между собой и с КА проводятся экспериментальные исследования в вакуумных камерах с использованием простых модельных газов (воздух, N<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub> и др.). В связи с этим и сегодня актуальной является составная часть общей проблемы, ориентированная на вопросы воспроизведения в модельных экспериментах распределений параметров течения, подобных тем, которые реализуются при работе двигателей в натуральных условиях.

В докладе представлены:

1. Основные положения теории подобия струй, истекающих в вакуум и в затопленное пространство с большой степенью нерасчетности, сформулированные с использованием понятия о характерном угле расширения струи ( $\theta_+$ ) и параметра  $N/\bar{F}$ , где:  $N = P_0/P_\infty$  – степень полного расширения струи по давлению ( $P_0$  – давление в камере сгорания,

$P_\infty$  – внешнее давление),  $\bar{F}$  – степень расширения сопла по площади. Показано, что для двух струй при равенстве значений пар параметров  $N/\bar{F}$  и  $\theta_+$  имеет место идентичность их геометрических параметров.

2. Модели распределения основных газодинамических параметров в поле течения невозмущенной струи.

3. Методология воспроизведения в модельных экспериментах натуральных значений относительного импульса струи  $\bar{J}_a$  и характерного угла расширения струи  $\theta_+(\bar{J}_a)$ , основанная на результатах комплексного исследования влияния неравновесных процессов на расширение струй  $\text{CO}_2$ ,  $\text{N}_2$  и  $\text{Ar}$ .

4. Методика пересчета результатов модельных экспериментов на натурные условия истечения струй, иллюстрированная сравнением результатов, которые получены при исследовании струй натуральных двигателей и их модельных сопел.

**ГЕНЕРАЦИЯ ТЕПЛОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИМПУЛЬСОВ ДЛЯ  
УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ ГОРЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВОМ  
ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ**

***В.А. Забайкин, И.Е. Наумов, П.К. Третьяков***  
***(ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск)***

*lab2@itam.nsc.ru, paveltr@itam.nsc.ru*

Эффективность процессов горения в высокоскоростных потоках в значительной мере зависит от газодинамической структуры течения, управление которой возможно как традиционными способами с постепенным изменением параметров (давления, температуры, введением/выводом механических стабилизаторов, созданием дежурных факелов, изменением расхода топлива и т.п.), так и импульсно-периодическим энерговодом. При этом с повышением частоты воздействия возможна реализация квазистационарных состояний газодинамической структуры потока. Таким образом, нестационарные процессы могут играть значительную роль при организации эффективного и управляемого горения в высокоскоростных потоках. В работе представлены примеры периодического теплогазодинамического воздействия на поток, которые приводили к изменению структуры течения и режи-

мов горения. Рассмотрено применение генератора теплогазодинамических импульсов (ГТДИ), работа которого возможна на различных видах топливо-окислительной смеси: водородо-воздушной, водород-кислородной, ацетилен-кислородной. Программируя управляющее устройство "Овен", можно изменять частоту, длительность и скважность импульсов. Показано, что данным устройством можно осуществлять как теплогазодинамическое воздействие на воздушный поток, так и кинетическое, с образованием активных радикалов, что позволяет активно управлять горением при малой энергии управляющих импульсов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ.

**ИЗУЧЕНИЕ ИНИЦИИРОВАННОГО ИСКРОЙ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ СМЕСЕЙ  
ПРОПАНА И ПЕНТАНА С ВОЗДУХОМ В НАГРЕТОМ СОСУДЕ МЕТОДОМ  
СКОРОСТНОЙ ЦВЕТНОЙ КИНОСЪЕМКИ ПРИ АТМОСФЕРНОМ  
ДАВЛЕНИИ**

***И.М. Набоко<sup>\*</sup>, Н.М. Рубцов<sup>\*\*</sup>, Б.С. Сеплярский<sup>\*\*</sup>, К.Я. Трошин<sup>\*\*\*</sup>,  
В.И. Черныш<sup>\*\*</sup>, Г.И. Цветков<sup>\*\*</sup>***

***(\* – ОИВТ РАН, г. Москва,***

***\*\* – институт структурной макрокинетики и проблем материало-  
ловедения РАН, г. Черноголовка,***

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

***idnaboko@yandex.ru nmrubtss@mail.ru***

Управление процессами горения имеет большое значение для решения многих практических задач и проблем взрывобезопасности. Значительное число химических процессов горения в газовой фазе идет по сложному разветвленно-цепному механизму [1], что позволяет управлять этими процессами с помощью малых активных добавок [2]. Кроме того, на особенности пространственного развития фронта пламени (ФП) влияют гидродинамическое поле течения горючей смеси, термодиффузионная неустойчивость в волне горения, взаимодействие с акустическими колебаниями, возникающими в процессе горения, взаимодействие со стенками различной конфигурации, действие силы тяжести и естественной конвекции [3]. Это указывает на необходимость учета влияния как физико-химических, так и гидродинамических процессов

на горение и распространение ФП в объемах различной геометрической формы при разработке методов управления горением.

В работе [4] на примере горения смеси пентана с воздухом исследовано пространственное распространение ФП в бомбе постоянного объема в условиях, когда устойчивость ФП на некоторой стадии распространения определялась характером гидродинамического течения холодной смеси перед ФП и продуктов горения за ФП.

В данной работе с помощью цветной скоростной киносъемки (до 1200 кадров/с) регистрировали пространственное распространение ФП стехиометрических смесей пентана с воздухом при 1 атм и начальной температуре 298 К в бомбе постоянного давления, в присутствии добавок инертных газов Ar, CO<sub>2</sub>, а также малой добавки ингибитора CCl<sub>4</sub>. С использованием полученных и литературных данных анализировали процесс возникновения и динамики роста ячеек на поверхности ФП и влияние на эти процессы состава исходной смеси, оценивали также распределение ячеек по размерам в зависимости от времени. Изучена динамика роста ячеек на поверхности ФП от времени в зависимости от состава смеси на примере смесей (C<sub>5</sub>H<sub>12</sub> + воздух)<sub>стех</sub> + 10% CO<sub>2</sub> + 0.5% CCl<sub>4</sub> и (C<sub>5</sub>H<sub>12</sub> + воздух)<sub>стех</sub> + 10% CO<sub>2</sub> + 2% CCl<sub>4</sub>. Полученные экспериментальные данные указывают на гидродинамическую природу наблюдаемой в [3] и в наших опытах ячеистой структуры ФП в конце горения. На это указывают также результаты видеосъемки инициированного воспламенения в цилиндрическом реакторе, в котором высота цилиндра близка к его диаметру [5]. В этом реакторе сферический ФП практически одновременно касается торцов и образующих, и в смеси (90% (пентан + воздух)<sub>стех</sub> + 10% CO<sub>2</sub>) ячейки в конце горения не наблюдаются. Это означает, что ячеистое горение, вызванное гидродинамической неустойчивостью в поле силы тяжести, наблюдается в реакторах, в которых ФП распространяется горизонтально в холодный непрореагировавший газ, вызывая конвективное течение среды. Неустойчивость фронта пламени [6] вызвана локальными изменениями давления, связанными с расхождением и схождением линий тока вблизи возмущенного ФП. Таким образом, на участках ФП, вогнутых в сторону продуктов горения, происходит увеличение скорости переноса вещества, а на участках противоположной кривизны скорость переноса вещества уменьшается [6]. В наших опытах образование ячеистой структуры происходит при резком повышении давления в реакторе и уменьшении видимой скорости распространения ФП вблизи торцов реактора. В этих

условиях движение холодного газа и продуктов горения вблизи стенки существенно отличается от их движения в объеме реактора.

На примере горения стехиометрических смесей пентана с воздухом, разбавленных  $\text{CO}_2$  и Ar, при общем атмосферном давлении показано, что при переходе распространения фронта пламени ФП от сферического к распространению в трубе в реакторе возникают волны разрежения, которые способствуют турбулизации холодной горючей смеси в области контакта ФП с поверхностью. Горение в этой области проявляется в виде ярких, медленно увеличивающихся в размерах горячих точек. Показано, что при торможении ФП вблизи торцевой стенки реактора в поле действия массовых сил гладкий ФП приобретает ячеистую структуру.

Полученные результаты по визуализации распространения ФП важны при решении вопросов взрывобезопасности для объемов сложной геометрии. Мы полагаем, что торможение ФП и продуктов реакции при касании стенки фронтом пламени сопровождается возникновением массовых сил, которые приводят к возникновению гидродинамической неустойчивости горения. При этом дополнительной причиной неустойчивости горения в наших условиях является впуск холодного газа из магистралей и его воспламенение, а также усиление термоакустических колебаний, многократно проходящих через области несгоревшего газа.

#### Литература

1. А.С. Соколик. Самовоспламенение, пламя и детонация в газах. – М: Изд-во АН СССР, 1960, 470 с.
2. А. Масек, 1963, AIAA J., №1(8), P.1915-1918.
3. Нестационарное распространение пламени. Под ред. Маркштейна, Дж.Г.М. – М.: Мир, 1968, 440 с.
4. Н.М. Рубцов, К.Я. Трошин, А.А. Борисов, Б.С. Сеплярский, В.И. Черныш, Г.И. Цветков, Химическая физика, 2011, том 30, № 1, с. 1.
5. N.M. Rubtsov, B.S. Seplyarskii, K.Ya. Troshin, V.I. Chrenysh, G.I. Tsvetkov, Mendeleev Comm., 2011, T. 21, P. 218.
6. К.И. Щелкин, Я.К. Трошин. Газодинамика горения. – М.: Изд-во АН СССР, 1963, 266 с.

**О ТЕРМОАКУСТИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В ВОДОРОДО-ВОЗДУШНЫХ СМЕСЯХ ПРИ ГОРЕНИИ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ РЕАКТОРЕ****И.М. Набоко<sup>\*</sup>, Н.М. Рубцов<sup>\*\*</sup>, Б.С. Сеплярский<sup>\*\*</sup>, В.И. Черныш<sup>\*\*</sup>,****Г.И. Цветков<sup>\*\*</sup>****(\* – ОИВТ РАН, г. Москва,****\*\* – Институт структурной макрокинетики и проблем  
материаловедения РАН, г. Черноголовка)*****idnaboko@yandex.ru nmrubtss@mail.ru***

Горение является источником звуковых колебаний. Звук, генерируемый горением, играет важную роль при обеспечении стабильного функционирования двигателей, турбин и других реакторов [1], поскольку интенсивные колебания давления приводят к дополнительным нагрузкам на стенки устройства, в которых происходит сгорание. С другой стороны, известно [2], что в колеблющихся потоках происходит существенное ускорение различных теплообменных процессов, ускоряется агломерация частиц и коагуляция аэрозолей, кроме того, при вибрационном горении понижается уровень  $\text{NO}_x$  [3].

В настоящей работе приведены результаты экспериментов по наблюдению термоакустической неустойчивости (ТН), возникающей при воспламенении смесей водорода с воздухом в цилиндрической бомбе постоянного давления с центральным поджигом.

Опыты проводили со смесями водорода с воздухом при общем атмосферном давлении и начальной температуре  $T_0 = 298 \text{ K}$  в горизонтальном цилиндрическом реакторе из нержавеющей стали длиной 15 см и диаметром 13 см с окном из оптического кварца на одном из торцов. В центре реактора располагали электроды искрового зажигания. В различных опытах в реактор вводили Ti фольгу, покрывавшую всю внутреннюю боковую поверхность реактора, Ta фольгу, покрывавшую 1/4 внутренней боковой поверхности реактора, Pt фольгу 12×6 см. В ряде экспериментов в реактор вводили Ti фольгу, покрывавшую 1/3 внутренней боковой поверхности реактора с тремя продольными гофрами длиной 12 см, выступавшими вглубь реактора на 1 см и расположенными на расстоянии 4 см друг от друга. Киносъемку проводили через фильтры HC-1 или оптическое стекло покрывали тонким слоем талька для уменьшения интенсивности засветки. В откачанный реактор напускали  $\text{CCl}_4$ , затем водород, затем добавляли воздух до 1 атм, так что содержание  $\text{H}_2$  в смеси составляло 30% и 15%, выдерживали 15 мин

в реакторе для полноты перемешивания и затем инициировали искрой. Регистрацию фронта пламени (ФП) осуществляли цветной скоростной кинокамерой Casio Exilim F1 Pro (частота кадров – 60...1200 с<sup>-1</sup>). Для визуализации водородного пламени в смесь добавляли 2-3% CCl<sub>4</sub>, не влияющие в таком количестве на горение водорода с воздухом [4]. Изменение давления в процессе горения регистрировали с помощью пьезоэлектрического датчика. Реактор откачивали с использованием форвакуумного насоса 2НВР-5Д.

Было показано, что особенности распространения пламени в 30% водородо-воздушной смеси не зависят от материала внутренней поверхности реактора (нержавеющая сталь, TiO<sub>2</sub>, Ta, Pt), но зависят от степени ее шероховатости. Установлено также, что ТН при горении водородо-воздушных смесей в цилиндрическом реакторе при давлении 1 атм возбуждается иначе, чем в сферическом.

Киносъемка распространения сферического ФП (30% водород-воздух) показала, что ФП имеет сферическую форму без возмущений, а ФП пламени в смеси 15% Н<sub>2</sub> + воздух + 3% CCl<sub>4</sub> состоит из мелких ячеек, при этом при его распространения возникают длинноволновые возмущения. Осциллограммы изменения давления при воспламенении горючих смесей 30% Н<sub>2</sub> + воздух и 15% Н<sub>2</sub> + воздух + 3% CCl<sub>4</sub> показывают, что акустические колебания возбуждаются после достижения максимума давления, причем в 15% смеси эти колебания возбуждаются позже, чем в 30% смеси, в отличие от [5]. В [5] акустические колебания в сферическом реакторе наблюдались лишь в бедных водородо-воздушных смесях и до достижения максимума давления, а в смесях, близких по составу к стехиометрическим, не наблюдались вовсе.

В наших условиях ТН возбуждается заметно позже момента касания ФП боковых стенок реактора. Эти данные являются аргументом в пользу существования масштабного эффекта при возникновении ТН.

В [6] обнаружены ячеистые пламена, возникающие в разбавленных стехиометрических смесях углеводород-воздух после касания ФП стенок цилиндрического реактора и обусловленные возникновением газодинамической неустойчивости. Это означает, что природа наблюдаемых нами колебаний давления может быть обусловлена газодинамической неустойчивостью, возникающей после касания ФП боковых стенок [6], т.к. обе неустойчивости – газодинамическая и ТН – наблюдаются в одном и том же временном интервале. Это предположение требует дальнейшей проверки.

Видеосъемка горения в интервале времени, соответствующем появлению осцилляций давления для различных материалов поверхности (нержавеющая сталь,  $TiO_2$  с гофрами, Pt и Ta), показывает, что после касания ФП боковой стенки реактора догорание горючей смеси происходит неравномерно в вертикальном сечении реактора. Симметричная картина догорания соответствует реализации продольных колебаний газа в реакторе. Т.о. метод скоростной киносъемки позволяет визуализировать продольные колебания догорающего газа. Для гладкой внутренней поверхности реактора наблюдаемый характер догорания не зависит от материала поверхности.

Неоднородные течения газа были обеспечены путем введения в реактор Ti фольги с тремя продольными гофрами. Было установлено, что для негладкой внутренней поверхности реактора наиболее интенсивное догорание горючей смеси происходит в области неоднородных течений газа, в области гофров.

Установлено, что частоты осцилляций, наблюдаемые на осциллограммах давления, и собственные частоты продольных колебаний наполненного газом цилиндра сопоставимы.

На примере горения водородо-воздушных смесей (30% и 15%  $H_2$ ) показано, что метод скоростной киносъемки позволяет визуализировать продольные колебания догорающего газа. Установлено, что особенности распространения пламени в стехиометрической водородо-воздушной смеси при центральном иницировании искрой не зависят от материала внутренней поверхности реактора (нержавеющая сталь,  $TiO_2$ , Ta, Pt), но зависят от степени ее шероховатости. Обнаружено, что ТН при горении водородо-воздушных смесей в цилиндрическом реакторе при атмосферном давлении возбуждаются иначе, чем в сферическом реакторе и при этом зависят от размера реактора.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 10-08-00305а).

#### **Литература**

1. T.C. Lieuwen. Experimental investigation of limit-cycle oscillations // Journal of Propulsion and Power, 2002, V. 18, P. 61-67.
2. В.М. Ларионов, Р.Г. Зарипов. Автоколебания газа в установках с горением. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2003. 227 с.



3. Kampen, J. F. van, Acoustic pressure oscillations induced by confined turbulent premixed natural gas flames, PhD thesis, University of Twente, Enschede, The Netherlands, March 2006, ISBN 90-365-2277-3.
4. Lewis, B. and von Elbe, G., Combustion, Flames and Explosions of Gases, 1987, 3rd ed., Academic Press, Inc., New York.
5. Al-Shahrany, A.S., Bradley, D., Lawes, M., Liu, K. and Woolley, R., Combustion Science and Technology, 2006, V. 178, N 10, P. 1771–1802.
6. N.M. Rubtsov, B.S. Seplyarskii, K.Ya. Troshin, V.I. Chernysh and Georgii I. Tsvetkov, Mendeleev Commun., 2011, V. 21, P. 218–220.

**К МОДЕЛИРОВАНИЮ ПРОБЛЕМ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И  
ТЕПЛООБМЕНА В СВЕТЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДОСТИЖЕНИЙ  
СОВРЕМЕННОЙ ФИЗИКИ**

*М.Я. Иванов*

*(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)*

Экспериментальные достижения физики второй половины XX века и начала XXI века указывают на целесообразность вновь вернуться к рассмотрению некоторых фундаментальных вопросов газодинамики, горения и теплообмена, связанных с созданием ракетных и воздушно-реактивных двигателей (ВРД). К таким экспериментальным достижениям следует отнести прежде всего регистрацию Космического Микроволнового Фонового Излучения (КМФИ), замеренные параметры которого весьма важны для уточнения характеристик ряда высокотемпературных технических процессов и для объяснения некоторых природных явлений. Тщательные исследования последних десятилетий показали, что распределение плотности этого излучения по частотам соответствует распределению излучения абсолютно черного тела с температурой  $T = 2.735$  К.

Вторым принципиальным достижением экспериментальной физики является обнаружение Темной Материи (ТМ), которую также называют скрытой массой Вселенной. Эта не люминесцирующая материя составляет около 96% от общего количества вещества нашей Метагалактики (видимой Вселенной). На долю привычного нам барионного вещества остается только 4% массы всей Вселенной. Попытки описать природу ТМ в рамках современных стандартных моделей теоретической физики не увенчались пока успехом.

Третьим важным результатом будет поляризация вакуума, имеющая место около электронов, протонов и ядер, а также при распространении интенсивных импульсов света. В пределе данное явление приводит к рождению электрон-позитронной пары в поляризованном вакууме при столкновении двух достаточно сильных электромагнитных импульсов.

В качестве четвертого экспериментального достижения выступает возможность визуализации формы отдельных атомов и молекул с помощью методов сканирующей зондовой микроскопии. В этом направлении, в частности, удалось наблюдать близкую к сферической форму отдельных атомов (ван-дер-ваальсовы сферы). Здесь особо следует подчеркнуть тот важный факт, что подобная визуализация позволила впервые воочию увидеть реальное поляризованное пространство, локализованное около ядер атомов в пределах ван-дер-ваальсовых сфер.

Пятым экспериментальным научным результатом приведем обнаружение “ускоряющегося” расширения нашей Метагалактики, что потребовало введения отрицательного давления космического вакуума и понятия Тёмной Энергии.

В качестве еще одного интересного научного результата приведем неоднократную регистрацию сверхсветовых скоростей у космических струй, нейтрино, электромагнитных волн, широкополосных электромагнитных импульсов и изолированных солитонов.

Опираясь на отмеченные принципиальные экспериментальные достижения физики, сделаем попытку рассмотреть важные для практических приложений вопросы моделирования проблем газодинамики, горения и теплообмена для рабочего процесса в современных и перспективных высокотемпературных ВРД.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИХ ПРЕВРАЩЕНИЙ  
В УГЛЕВОДОРОДНЫХ ТОПЛИВАХ ПРИ ИХ НАГРЕВЕ  
В КАНАЛАХ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ**

**В.И. Копченков, П.С. Кулешов, А.М. Старик, Н.С. Титова,  
М.С. Французов  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва)  
mfrancuzov@yandex.ru**

С развитием теплотехники происходит непрерывный рост рабочих температур и тепловых потоков в различных устройствах. Известно, что нагрев углеводородного топлива (УВТ), используемого в системе охлаждения двигателя, сопровождается рядом физико-химических превращений. Это приводит к изменению свойств рабочего тела и характеристик данного теплообменного устройства.

В работе проведено исследование физико-химических превращений, происходящих в УВТ при нагреве. В рамках исследования решался ряд модельных задач. Ввиду сложности моделирования реальных УВТ, используемых в технике, в качестве модельного топлива был взят газообразный пропан. Пропан представляет собой один из простейших предельных углеводородов, обладающий рядом свойств, присущих более сложным. Для описания эффектов, связанных с изменением состава топлива при его нагреве в системе охлаждения, был разработан кинетический механизм пиролиза, включающий в себя 134 обратимых реакции для 33 компонентов. Реакционный механизм был верифицирован на основе имеющихся экспериментальных данных.

На первом этапе исследования решалась задача об адиабатическом замкнутом реакторе для различных начальных условий (температура 850, 1000 и 1250 К и давление  $10^6$  Па). В результате получены изменения химического состава и газодинамических параметров (температуры давления) по времени. Расчеты проводились до выхода на равновесное состояние. При этом установлено, что время выхода на равновесие существенно превышает характерные времена пребывания в системе охлаждения. На втором этапе рассматривались физико-химические превращения, происходящие в одномерном проточном реакторе. Для реактора задавался расход топлива, постоянное по длине распределение теплового потока и геометрические параметры. В результате для уровня тепловых потоков 300, 600 и 1000 кВт/м<sup>2</sup> получены изменения по длине канала химического состава и газодинамических

параметров. Выявлено, что на всей длине реактора процесс является неравновесным, даже при полной конверсии топлива. В каналах теплообменных устройств реальное течение отличается от одномерного. Учитывая это, рассматривалась также в осесимметричной постановке задача о ламинарном течении в трубке постоянного сечения с постоянным, заданным по длине распределением теплового потока. Показано, что состав продуктов пиролиза топлива вблизи стенки и в ядре потока отличаются существенно.

В результате проведенной работы показано, что для реализующихся в задаче времен пребывания процесс пиролиза топлива является неравновесным. Выявлено три характерных этапа температурных изменений: первый – нагрев рабочего тела, второй – термодеструкция топлива, третий – вторичная термодеструкция топлива, когда происходит температурное разложение первичных продуктов термодеструкции. Установлено, что для заданного теплового потока на стенке канала учет процесса термодеструкции топлива позволяет обеспечить максимально допустимую температуру стенки при помощи меньшего расхода топлива, чем без учета этого процесса. Так, в рассмотренном примере для обеспечения температуры 1200 К при учете термодеструкции расход может быть уменьшен на 40%. При исследовании особое внимание уделялось расчету хладоресурса топлива, который разделяется на физическую и химическую составляющие. Определение доли химической составляющей хладоресурса показывает, что эта величина может быть сравнима с величиной физического хладоресурса. Таким образом, корректный расчет системы охлаждения требует учета неравновесных химических процессов при нагреве топлива и привлечения адекватного кинетического механизма для их описания.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНТЕНСИФИЦИРОВАННОГО  
ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ В КРУГЛЫХ ТРУБАХ С  
ТУРБУЛИЗАТОРАМИ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЧЕТЫРЁХСЛОЙНОЙ МОДЕЛИ  
ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ДЛЯ ОТНОСИТЕЛЬНО  
НЕВЫСОКИХ ВЫСТУПОВ**

*И.Е. Лобанов*

*(Московский авиационный институт, г. Москва)*

*lloobbaannooff@live.ru*

Теоретические методы исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах разработаны ещё недостаточно. В связи с этим необходима разработка новых, более точных, чем существующие, теоретических методов исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах. Рассматриваются поверхности с невысокими выступами, которые применимы и для труб с периодическими диафрагмами. Теплообмен при течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена моделируется четырёхслойной схемой турбулентного потока. Существующие решения дают заниженные результаты относительно точного решения для низких значений числа Прандтля и завышенные для высоких во всём диапазоне относительных диаметров для труб с невысокими турбулизаторами. Для более высоких относительных высот турбулизаторов это расхождение выше при высоких числах Прандтля и ниже – при низких. Расчёт по точным формулам и по существующим формулам в зависимости от относительной высоты между невысокими турбулизаторам показывает, что их различие может быть довольно значительным ( $\approx 15\%$ ). Подробное расчётное исследование теплообмена в трубах с невысокими турбулизаторами посредством точного решения задачи о теплообмене показывает, что средняя погрешность этого расчёта по отношению к эксперименту составляет порядка 5%, в то время как по существующим  $> 10\%$ , поэтому точные решения гораздо качественнее описывают имеющийся экспериментальный материал. Применение точных решений можно считать оправданным, несмотря на их относительную сложность. Данная модель применима для расчёта теплообмена при турбулентном течении в каналах с невысокими турбулизаторами в условиях интенсификации теплообмена и отличается от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учё-

том большего числа параметров, оказывающих влияние на процесс интенсифицированного теплообмена.

**ТЕПЛООБМЕН В ПОРИСТЫХ МЕТАЛЛАХ  
ПРИ ДВУМЕРНОМ ДВИЖЕНИИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ**

*Ф.В. Пелевин*

*(МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва)*

*pelfv@rambler.ru*

Одним из перспективных и эффективных способов интенсификации теплообмена является использование в теплообменных устройствах пористых металлов (ПМ) при межканальной транспирации теплоносителя.

В работе выполнено теоретическое обоснование необходимости перехода от одномерного (продольно-канального) к двумерному (межканальному) движению теплоносителя через пористый металл в теплообменных аппаратах и системах тепловой защиты.

Теплообменный тракт с межканальной транспирацией теплоносителя (МКТТ) особенно эффективен при большой протяженности тракта, т.е. в области, где кольцевой тракт с пористым наполнителем становится малоэффективным.

Выполнены экспериментальные исследования теплоотдачи и гидравлического сопротивления в трактах с межканальной транспирацией теплоносителя через пористый сетчатый материал (ПСМ), полученный диффузионной сваркой металлических сеток в вакууме.

Установлена зависимость объемной теплоотдачи от скорости и теплофизических свойств теплоносителя.

Отмечено уменьшение теплоотдачи по сравнению с одномерным течением теплоносителя через ПСМ. Это объясняется неравномерностью расхода теплоносителя по высоте ПСМ.

Получено обобщающее критериальное уравнение поверхностной теплоотдачи в тракте с МКТТ.

Установлено, что эффективность теплообмена достигает семидесяти раз по сравнению с гладким каналом при использовании медных ПСМ.

**РАСЧЕТ ВОЗДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ ОТ ВЗРЫВА РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА СПУСКАЕМЫЙ АППАРАТ****С.Ю. Улыбышев****(МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва)***wardoc5@rambler.ru*

Моделирование процесса реального взрыва ракеты-носителя является крайне сложной задачей. Для многих прикладных задач представляется возможным оценить ряд характеристик его воздействия на объекты, находящиеся рядом с эпицентром, при некоторых упрощениях. Представлена расчетная методика определения основных характеристик на фронте ударной волны (УВ), таких как: максимальное избыточное давление, время подхода фронта и длительность фазы сжатия, а также перегрузки, которую испытывает экипаж. Кроме того, описана методика проектного расчета системы аварийного спасения (САС). Она позволяет, при заданном уровне воздействия УВ (допустимом избыточном давлении), определить границу безопасного расстояния, на котором должен находиться спускаемый аппарат (СА) от центра взрыва, величину максимального ускорения, создаваемого разгонным двигателем (РД), и минимальное время запаздывания взрыва, обеспечивающее увод СА в безопасную зону. Проведен анализ влияния мощности взрыва и высоты, на которой он происходит, на характеристики фронта УВ. Получение такой характеристики, как время задержки взрыва, является крайне важной задачей для проектирования системы аварийного спасения и может служить параметром ее быстродействия, а также некоторой оценкой возможности спасения экипажа.

**ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ НА ПОДВЕТРЕННОЙ СТОРОНЕ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА****Ф.А. Максимов****(Институт автоматизации проектирования РАН, г. Москва)***maximov@cfp.ru*

На подветренной стороне треугольного крыла реализуется большой набор возможных схем течения. При составлении карты схем, в основном, опираются на экспериментальные исследования. В настоящее время методы вычислительной аэродинамики, основанные на

уравнениях Навье–Стокса, позволяют проводить расчет течения с локализацией ударных волн, вязких слоев, отрыва и вихревых структур. Наличие и относительное расположение этих особенностей определяют схему течения. В качестве параметров, определяющих топологию течения, используются число Маха и угол атаки в проекции на плоскость, нормальную к передней кромке крыла. В докладе приведены тестовые расчеты для сравнения с экспериментальными результатами и параметрические – для выделения границ схем течения. Кроме влияния двух основных параметров, указанных выше, рассматривается вопрос о влиянии числа Рейнольдса и ламинарного или турбулентного состояния пограничного слоя. Исследования выполнены в рамках приближения конического течения и по полной трехмерной модели.

Программы моделирования реализованы на многопроцессорной вычислительной системе, что позволяет делать расчеты с достаточно большим количеством узлов расчетной сетки и существенно ускорить решение задач. Расчеты проводились на МВС-100К МСЦ РАН.

**РАСЧЕТ РЕЖИМОВ РАБОТЫ И ПРОФИЛИЛЕЙ СОПЕЛ ДЛЯ КОМПЛЕКСА  
УСТАНОВОК ПО ОТРАБОТКЕ ГАЗОДИНАМИКИ СТАРТА РАКЕТ**

***А.В. Сафронов*<sup>\*</sup>, *А.В. Кузнецов*<sup>\*\*</sup>, *В.А. Вотяков*<sup>\*\*\*</sup>,**

***К.В. Ганзюк*<sup>\*\*\*</sup>, *Б.А. Ремень*<sup>\*\*\*</sup>**

***(\* – ЦНИИмаш, г. Королев***

***\*\* – Филиал ФГУП “ЦЭНКИ” – НИИСК им. В.П. Бармина, г. Москва***

***\*\*\* – МГТУ им. Баумана, г. Москва)***

***avsafon@gmail.com***

Сверхзвуковые высокоэнтальпийные струи двигательных установок ракет, взаимодействуя с конструкцией стартового сооружения, создают значительные ударные, квазистационарные, тепловые и акустические нагрузки на ракету, оказывающие зачастую решающее влияние на работоспособность системы в целом. Из-за сложности физических процессов, обусловленных неоднородностью и высокой степенью турбулентности струйного потока, многокомпонентностью состава продуктов сгорания топлив двигательных установок, влиянием догорания, а также другими факторами, решение вопросов отработки газодинамики старта расчётным путем в настоящее время не представляется возможным. Поэтому приоритетное значение имеют методы физического мо-



делирования газодинамики старта с использованием комплекса установок для отработки процессов на моделях конструкции ПУ и РКН (масштаба от 1:10 до 1:100). В каждом случае состав стендов, масштаб и количество испытаний требуют научно-экономического обоснования.

В работе приведены методики расчета режимов работы и профилирования сопел для комплекса установок отрасли по отработке газодинамики старта ракет (стенды ЦНИИмаш У-2ГД, ПВК, ТТ и стенды НИЦ РКП ГУС, УТТС), в зависимости от рабочих тел стендов (воздух, ЖРД керосин–воздух, твердое топливо). Приводится сравнительный анализ характеристик струй натуральных и модельных ДУ для пересчета модельных данных на натурные условия.

Методология ЦНИИмаш физического моделирования на комплексе стендов и пересчета модельных данных на натурные условия позволяет прогнозировать газодинамическое нагружение конструкции РКН и ПУ при старте.

#### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛИ ДВУХКОНТУРНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА ДЛЯ ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ТЕРМОХИМИЧЕСКИМ РАЗЛОЖЕНИЕМ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В РЕАКТОРЕ**

***А.В. Сысоев, А.А. Николаев, В.Н. Серманов, С.А. Зосимов  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский)***

Работа направлена на исследование одного из возможных путей организации эффективного рабочего процесса в высокоскоростном ПВРД на углеводородном топливе. Рассматривается схема прямооточного двигателя с предварительным термохимическим разложением топлива в проточном реакторе. Применение такой схемы может способствовать обеспечению высокой полноты сгорания топлива, увеличению скорости на входе в камеру сгорания, обеспечению устойчивой работы камеры сгорания в широком диапазоне изменения условий работы двигателя.

Рассмотрены вопросы совместной работы основной камеры сгорания и термохимического реактора при различных числах Маха и коэффициентах избытка топлива. Сделана оценка рационального выбора проходных сечений основного контура двигателя и контура термохимического реактора. На основе одномерных газодинамических и теплофизических расчетов разработана модель двухконтурного осесимметрич-

ного воздухозаборника и части проточного тракта двигателя, включающего термохимический реактор. При разработке модели учитывались соображения обеспечения минимальных потерь полного давления в системе “воздухозаборник – камера сгорания” и понижения требований по запуску и устойчивости течения на входе.

Получены дроссельные характеристики воздухозаборника. Показано, что дросселирование реакторного контура не оказывает значительного влияния на суммарную дроссельную характеристику воздухозаборника. При сверхзвуковом течении в основном контуре в окрестности выдува струй реакторного контура взаимного влияния контуров, судя по полученным распределениям статического давления, не наблюдается. При значительном дросселировании основного контура имеет место сложное взаимодействие контуров двухконтурного воздухозаборника. Испытания модели показали, что разработанный воздухозаборник имеет значительный противопомпажный запас.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ.

#### **СВОЙСТВА ОТРЫВА ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В НЕСИММЕТРИЧНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ КОНИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА**

*М.А. Зубин, Н.А. Остапенко*

*(Научно-исследовательский институт механики МГУ, г. Москва)*

В экспериментальном исследовании несимметричного обтекания V-образного крыла на режимах обтекания с присоединенной к передним кромкам головной ударной волной при некотором сочетании углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\vartheta$  обнаружен новый тип существования отрыва турбулентного пограничного слоя. Основное отличие заключается в том, что в область вихревого конического течения вовлекаются частицы газа, прошедшие косою и замыкающий скачки уплотнения “лямбда”-конфигурации ударных волн, обладающие более высокими динамическими характеристиками, чем частицы из области смешения. Они оттесняют область отрыва пограничного слоя от поверхности и приводят к смещению линии отрыва вверх по потоку за ударной волной, присоединенной к кромке крыла. При этом устанавливается плато давления, отличное от известных аппроксимаций, пригодных при “свободном” взаимодействии. С использованием специально разработанной модели, содержащей точный расчет точек ветвления ударных волн, показано, что при новой величине плато давления, характеризующей интенсивность косою скачка над областью отрыва турбулентного

пограничного слоя, реализуется “лямбда”-конфигурация ударных волн, обеспечивающая минимальное производство энтропии. Этот факт является условием, определяющим наблюдаемый в эксперименте конечный характер возмущенного течения, содержащего отрыв пограничного слоя.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проекты №№ 09-01-00202-а, 12-01-00343-а).

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ  
ГИПЕРЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ НЕСКОЛЬКИХ ВАРИАНТОВ МОДЕЛЕЙ  
МНОГОБЛОЧНОЙ КОМПОНОВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

***В.Н. Бражко<sup>\*</sup>, А.В. Ваганов<sup>\*</sup>, С.М. Дроздов<sup>\*</sup>, Н.Б. Ларин<sup>\*</sup>,  
А.С. Скуратов<sup>\*</sup>, Д.С. Федоров<sup>\*</sup>, А.С. Кудинов<sup>\*\*</sup>, И.И. Юрченко<sup>\*\*</sup>***

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

***\*\* – ГКНПЦ им. Хруничева, г. Москва)***

В настоящее время перед аэрокосмической отраслью России остро встал вопрос качественного обновления средств доставки грузов и людей в космическое пространство. Осознавая эту проблему, РОСКОСМОС ориентировал ведущие ракетостроительные фирмы и КБ на разработку ракет-носителей (РН) нового поколения. Уже в течение ряда лет действует проект по созданию многоблочных РН, в рамках которого ГКНПЦ им. Хруничева разрабатывает новые носители среднего и тяжелого класса. ЦАГИ активно участвует в этом проекте при решении проблем аэродинамики, тепла, механики полета и прочности. Компоновки новых РН отличаются применением многоблочной схемы с параллельным соединением блоков сопоставимых размеров (пакетная схема). Это рождает серьезные проблемы аэродинамической интерференции блоков, когда на конструкции РН появляются области пиковых нагрузок, которые часто имеют нестационарный характер поведения. В гиперзвуковом диапазоне скоростей проблемы аэродинамики этих сложных компоновок усугубляются тепловым воздействием, которое тоже характеризуется наличием областей пиковых нагрузок.

Цель данной работы – определить на гиперзвуковых режимах полета особенности обтекания нескольких типичных компоновок многоблочной РН, влияние формы надкалиберной головной части РН, влияние удлинения центрального блока и количества боковых блоков РН. В аэродинамических трубах ЦАГИ Т-117 и УТ-1М, в диапазоне чисел  $M = 6...10.5$ , углов атаки  $\alpha = -10^\circ...+10^\circ$  и углов крена  $\varphi = 0$  и  $\varphi = 45^\circ$

проведена серия экспериментальных исследований по визуализации обтекания на нескольких моделях РН в трехблочной и пятиблочной компоновке, а также в варианте изолированного центрального блока. С помощью различных методов измерения, таких как интерферометр сдвига, метод Теплера и метод размываемых масляных точек, удалось выявить на поверхности моделей РН области локальных пиков тепловых потоков. Визуализация ударных волн, отрывных областей и поверхностных линий тока позволила построить картины обтекания модели. Обнаружены многочисленные зоны интерференции скачков уплотнения между собой и с поверхностью, выявлены области отрыва и присоединения потока. Полученные результаты способствовали объяснению происхождения локальных пиков теплового потока. Определены наиболее неблагоприятные в тепловом отношении режимы обтекания модели РН.

Работа выполнена при поддержке Министерства Образования и Науки РФ (контракт № 14.740.11.0150).

#### **О МИНИМУМЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ КОНФИГУРАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КОНИЧЕСКИМ ХВОСТОВЫМ СТАБИЛИЗАТОРОМ**

***А.Н. Кравцов, Т.Ю. Мельничук***  
***(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский)***  
*kravcow-an@rambler.ru*

В работе рассматриваются вопросы, связанные с использованием конического стабилизатора. Проведены численные исследования аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующее устройство в виде усеченного конуса с полууглом раствора  $\theta$  в диапазоне от 0 до 30° с различными носовыми (тело с протоком, конус и сферическое затупление) и одинаковыми хвостовыми (цилиндр–юбка) частями. Изучается влияние формы носовой части на значение давления на юбке и на аэродинамическое сопротивление рассмотренного ЛА в целом.

Численные расчеты аэродинамических характеристик конфигурации с коническим стабилизатором проводились в рамках уравнений Эйлера [1]. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Интегрирование уравнений Эйлера осуществлялось при помощи явной конечно-разностной схемы Мак-Кормака. Учет сил трения для конуса проводился с использованием методики работы [2]. При

этом значения коэффициента сопротивления трения подсчитывались с учетом локальных значений числа Маха и скоростного напора на внешней границе пограничного слоя. Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный предписывался при достижении значения местного числа Рейнольдса  $Re = 10^6$ . При этом числа  $Re$  при расчете обтекания ЛА определялись по параметрам набегающего потока и характерному линейному размеру, равному диаметру донного среза рассматриваемой аэродинамической конфигурации. В качестве характерных параметров при вычислении коэффициента сопротивления ЛА с хвостовым стабилизирующим устройством использовались значения скоростного напора набегающего потока и площадь основания (миделя) рассматриваемой конфигурации. При обработке результатов численных расчетов донное давление полагалось равным давлению невозмущенного потока.

Носовая часть со сферическим затуплением вызывает наибольшее возрастание энтропии и, следовательно, более значительное уменьшение местного числа Маха на цилиндрическом участке ЛА с коническим хвостовым стабилизатором. Повышение давления при переходе через скачок уплотнения, обусловленный хвостовым стабилизатором, непосредственно зависит от этого местного числа  $M$  на конечном участке цилиндрической поверхности.

Анализ распределения коэффициента волнового сопротивления по длине рассматриваемых конфигураций указывает на определяющее влияние распределения давления по поверхности хвостового стабилизатора на суммарное значение коэффициента волнового сопротивления рассмотренных аэродинамических конфигураций ЛА.

При числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 9.22$  и при полуугле раствора юбки  $\theta = 30^\circ$  наибольшим волновым сопротивлением обладает конфигурация "тело с протоком", обуславливающая минимальное влияние своей носовой части на распределение давления по поверхности хвостового конического стабилизатора. Установка конической носовой части приводит к незначительному снижению волнового сопротивления исследуемой конфигурации ЛА. Наименьшее волновое сопротивление имеет аэродинамическая конфигурация ЛА со сферическим затуплением носовой части.

При числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 9.22$  также получены диапазоны полууглов раствора конического стабилизатора, при которых коэффициент полного сопротивления для рассмотренных конфигураций

принимает наивыгоднейшее значение. При полууглах раствора юбки  $\theta = 0 \dots 17.5^\circ$  наименьшим полным сопротивлением обладает конфигурация “тело с протоком”. При значениях  $\theta$  от  $17.5^\circ$  до  $23.5^\circ$  наилучший результат по сопротивлению имеет “конус–цилиндр–юбка”. Наконец, при полууглах раствора конического стабилизатора более  $23.5^\circ$  наименьшие значения коэффициента полного сопротивления соответствуют конфигурации со сферическим затуплением.

#### Литература

1. Ю.Л. Жилин, В.В. Коваленко. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе // Ученые записки ЦАГИ. 1998. Т. XXIX, № 3–4, С. 111–122.
2. П.П. Воротников. Расчет коэффициентов сопротивления трения и теплопередачи пластины, конуса и тупоносого тела при турбулентном течении в пограничном слое // Труды ЦАГИ. 1964, вып. 937.

#### О ВЫБОРЕ ФОРМЫ ПОВЕРХНОСТИ ХВОСТОВОГО СТАБИЛИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА СВЕРХЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*А.Н. Кравцов, А.В. Панюшкин*  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский)  
*kravcow-an@rambler.ru*

В работе исследуется влияние формы хвостового стабилизатора на аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА). Расчетные исследования направлены на выбор рациональных параметров аэродинамической компоновки, имеющей стабилизирующие устройства в системе ЛА, не имеющего крыльев.

Проведены расчетные исследования аэродинамической конфигурации, имеющей стабилизирующее устройство в виде усеченного конуса (“юбки”), многоконсольные стабилизирующие поверхности крыльевого типа и оригинальный стабилизатор, представляющий в поперечном сечении эпициклоиду. Для стабилизатора с поперечным сечением в виде эпициклоиды сделана попытка задать такую форму поверхности, которая бы сочетала в себе одновременно преимущества “юбки” и многоконсольной стабилизирующей поверхности крыльевого типа.

Расчеты проводились в рамках модели, базирующейся на численном интегрировании системы уравнений Эйлера [1]. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Интегрирование уравнений Эйлера осуществлялось при помощи явной конечно-разностной схемы Мак-Кормака. Расчетная область адаптировалась к возмущенной зоне течения между поверхностью головной ударной волны и поверхностью рассматриваемой компоновки. Размер шага в направлении маршевой координаты выбирался из условия устойчивости Куранта–Фридрихса–Леви.

Получены результаты, позволяющие оценивать влияние формы стабилизирующей поверхности на аэродинамические характеристики ЛА. Проведен сравнительный анализ особенностей обтекания и аэродинамических характеристик исследуемых конфигураций с точки зрения увеличения продольной устойчивости ЛА.

Предложенная модификация стабилизирующего устройства в форме эпициклоиды в поперечном сечении с выходом в кормовой части на окружность позволяет без увеличения сопротивления улучшить продольные характеристики устойчивости по сравнению с классической эталонной конфигурацией с “юбкой”, при этом зона неустойчивости кабрирующего момента уменьшается.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 10-01-00208-а).

#### Литература

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

#### НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ СОПРОТИВЛЕНИЯ ТЕЛ ВРАЩЕНИЯ СО СТЕПЕННОЙ ФОРМОЙ ОБРАЗУЮЩЕЙ

*А.Н. Кравцов, А.В. Панюшкин*  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский)  
*kravcow-an@rambler.ru*

Фюзеляжи летательных аппаратов (ЛА) представляют собой тела с плавными контурами поверхности. Построение осесимметричной носовой части (при заданных ограничениях на габариты), обеспечивающей

минимум сопротивления, – задача Ньютона – представляет собой классическую проблему сверхзвуковой аэродинамики. Одним из оптимальных аэродинамических тел по сопротивлению является степенная форма образующей носовой части. Известно, что если образующая тела вращения описывается степенной функцией  $y = x^n$ , то при  $0 < n < 1$  носовая часть тела затуплена, что соответствует классической теории оптимальных осесимметричных тел при сверхзвуковых скоростях, предписывающей обязательное наличие носового торца или малого радиуса затупления. Использование носовых частей в виде тел вращения со степенной формой образующей позволяет в значительной мере снизить лобовое сопротивление ЛА при сверхзвуковых скоростях.

В работе проведен анализ сопротивления тел вращения со степенной формой образующей при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. Рассматриваются качественные особенности обтекания, связанные с сопротивлением тел вращения со степенной формой образующей. Представлены продольные и поперечные поля статического давления  $P/P_\infty$ , пространственные распределения газодинамических параметров в потоке и на поверхности степенных тел. Результаты расчетных исследований суммарных аэродинамических характеристик тел вращения степенной формы сопоставлены с экспериментальными данными.

Показано влияние типа затупления тела вращения со степенной формой образующей на сопротивление исследуемых аэродинамических конфигураций. В зависимости от величины параметра  $n$  ( $0 < n < 1$ ) тело вращения со степенной образующей имеет два типа затупления: условно тип носового затупления в виде торца ( $0 < n < 0.5$ ) и “острую” носовую часть со скругленной вершиной ( $0.5 \leq n < 1$ ). При  $n = 1$  тело вращения со степенной образующей переходит в острый конус с углом раствора, зависящим от удлинения носовой части. Рассмотренные в окрестности вершины геометрические особенности носовой части тела вращения со степенной формой образующей оказывают свое непосредственное влияние на характер поведения давления и сопротивление исследуемых аэродинамических конфигураций.

Проведено исследование возникновения минимума сопротивления в классе степенных тел вращения. Выявлен близкий к линейному характеру нарастания коэффициента волнового сопротивления по длине оптимального степенного тела при сверхзвуковых скоростях.

Полученные типы затупления и их непосредственное влияние на сопротивление, а также выявленный механизм возникновения мини-



мума сопротивления при сверхзвуковых скоростях в классе степенных тел вращения представляют теоретический интерес и имеют практическое значение при выборе рациональных параметров элементов ЛА.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 10-01-00208-а).

**ОБ ОСОБЕННОСТЯХ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ОСТРОГО  
КОНУСА ПРИ БОЛЬШИХ ПОЛУУГЛАХ РАСТВОРА**

*А.Н. Кравцов, В.Ю. Лунин*

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

*kravcow-an@rambler.ru*

Основной геометрической формой носовых частей и других элементов сверхзвуковых летательных аппаратов (ЛА) является коническая или близкая к ней поверхность. В связи с большой практической важностью имеются подробные таблицы параметров потока около острых конусов при сверхзвуковом обтекании идеальным газом. Задача об обтекании конуса была одной из первых, для численного решения которой использовались компьютеры. Как простейшая аэродинамическая модель острый конус широко применяется в методических экспериментальных исследованиях.

К настоящему времени по сверхзвуковым коническим течениям получены экспериментальные и теоретические данные практически во всем теоретически и практически возможном диапазоне геометрических характеристик и чисел Маха набегающего потока. Наибольшее число теоретических, расчетных и экспериментальных исследований проведено для острого конуса при нулевом угле атаки. Несмотря на имеющиеся результаты, интерес к изучению задачи сверхзвукового обтекания конусов не ослабевает.

В данной работе анализируется сопротивление острого конуса при нулевом угле атаки для полууглов раствора конуса  $\theta = 0...90^\circ$  при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. Численное моделирование вязкого сверхзвукового обтекания острого конуса проведено в рамках осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса. Рассматриваются качественные особенности сверхзвукового обтекания острого конуса, связанные с сопротивлением. Проведена численная визуализация сверхзвукового обтекания острого конуса. Представлены продольные и

поперечные поля статического давления  $P/P_\infty$ , пространственные распределения газодинамических параметров в потоке и на поверхности острого конуса. Численная визуализация и результаты расчета сопротивления острого конуса сопоставлены с экспериментальными данными.

Проведен анализ составляющих полного сопротивления конуса ( $C_{x0}$ ) – волнового сопротивления и сопротивления трения – в зависимости от полуугла раствора конуса, обосновывающий наличие минимума полного сопротивления для тонких конусов. Для “толстых” конусов зависимость полного сопротивления  $C_{x0}(\theta)$  также имеет особенность. При увеличении  $\theta$  происходит нелинейное нарастание полного сопротивления конуса. При больших полууглах раствора конуса зависимость полного сопротивления  $C_{x0}(\theta)$  имеет точку перегиба. За точкой перегиба в области значений полуугла раствора конуса  $\theta$ , где характер обтекания острого конуса определяется как существенно тупого тела, производная  $dC_{x0}/d\theta$  уменьшается. Численное моделирование вязкого сверхзвукового обтекания острого конуса показывает, что в области, где обтекание острого конуса определяется как существенно тупого тела (от точки перегиба вплоть до  $\theta = 90^\circ$ ), зависимость полного сопротивления от полуугла раствора конуса  $C_{x0}(\theta)$  носит линейный характер. Полученные результаты позволяют по-новому интерпретировать экспериментальные данные работы [1].

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 10-01-00208-а).

#### Литература

1. А.П. Красильщиков, Л.П. Гурьяшкин. Экспериментальные исследования тел вращения в гиперзвуковых потоках. – М.: Физматлит, 2007. 208 с.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПСЕВДОСКАЧКА,  
РЕАЛИЗУЮЩЕГОСЯ В КОРОТКИХ КАНАЛАХ**

*Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, А.М. Терешин  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский)  
hydraero@mail.ru*

При торможении потока коротких каналах наблюдается течение, получившее название “неразвитый” псевдоскачок. При этом реализуется неравномерное пульсирующее течение с резкими перепадами давления на боковых стенках и в конце канала.

В данной работе рассмотрен метод, позволяющий выровнять параметры потока в коротком канале с “неразвитым” псевдоскачком.

Экспериментальные исследования проводились в АДТ ТССМ ЦАГИ при  $M = 1.8...3.5$  на модели, представляющей собой плоский прямоугольный канал (соотношение сторон  $b/h = 36/40$ , длина  $l = 200$  мм) постоянного сечения с острыми передними кромками. Канал был снабжен прозрачными боковыми стенками, позволяющими проводить скоростную визуализацию теневой картины внутреннего течения, а также дренажом по верхней и нижней поверхностям и гребенкой для измерения полного давления в конце канала.

В модели предусматривалась установка продольной разделительной перегородки длиной 150 мм и толщиной 6 мм. Входная кромка перегородки располагалась в плоскости входной кромки канала. Перегородка устанавливалась в нескольких положениях: (1) в центре канала, образуя два сопряженных канала одинаковой высоты; (2) со смещением на 4 мм вверх: верхний канал меньшей высоты, чем нижний; (3) со смещением на 4 мм вниз: верхний канал большей высоты, чем нижний.

Модель крепилась на специальную державку, обеспечивающую механическое дросселирование канала.

Для канала без перегородок при дросселировании наблюдается “неразвитый” псевдоскачок, описанный выше.

При установке продольной перегородки на режиме открытого дросселя, как и в предыдущем случае, распределение давления на верхней и нижней стенках канала примерно одинаково, с повышением степени дросселирования в сопряженных верхнем и нижнем каналах возникают псевдоскачки, параметры потока в верхнем и нижнем каналах, а также в конце канала становятся более равномерными. Следует отметить, что начало псевдоскачка в верхнем и нижнем каналах не сов-

падает во всех рассмотренных конфигурациях, включая сопряженные каналы одинаковой высоты. При дальнейшем дросселировании наблюдается фиксация псевдоскачков на передних кромках верхнего и нижнего канала, а затем образование объединившейся выбитой ударной волны.

Таким образом, секционирование короткого канала позволяет выровнять параметры потока, но без синхронизации течения в верхнем и нижнем сопряженных каналах.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 09-01-00620).

**ОЦЕНКА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ПО ЭЛЕМЕНТАМ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ**

*Д.А. Лапинский, П.А. Мешенников*

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

В настоящее время одним из перспективных направлений в области авиационно-космических исследований является разработка высокоскоростных летательных аппаратов интегральной схемы с прямоточной силовой установкой. Такой летательный аппарат представляет собой комбинацию несущего корпуса с подфюзеляжным двигателем.

При разработке интегральных компоновок оказывается невозможным обычное разделение внешней и внутренней аэродинамики, как, например, было ранее в самолетостроении, когда планер и двигатель проектировались независимо друг от друга. На нижней поверхности передней части корпуса, заклиненной под определенным углом, реализуется предварительное поджатие набегающего потока перед воздухозаборником, тогда как аэродинамические нагрузки на ступенях торможения воздухозаборника способствуют созданию дополнительной подъемной силы и дополнительного момента тангажа, т.е. существенным образом влияют на аэродинамические характеристики ЛА.

В связи с этим представляется целесообразным рассмотреть распределение аэродинамической нагрузки по элементам схематизированного воздухозаборного устройства типа используемых в интегральных компоновках.

Проведены расчеты характеристик схематизированной модели ЛА с несколькими вариантами воздухозаборников. Расчеты выполнены для

условий полета при больших сверхзвуковых числах Маха и положительных углах атаки путем численного интегрирования уравнений Навье–Стокса по методу установления.

Проведенные расчеты позволили указать на наиболее нагруженные элементы воздухозаборника и канала силовой установки. В частности, действие большой сосредоточенной силы со стороны канала на обечайку требует особого внимания к обеспечению прочности конструкции с учетом как механических, так и тепловых напряжений.

Результаты расчетов представляют также практический интерес в связи с проблемой определения поправки на внутреннее сопротивление при испытании моделей с протоком в аэродинамических трубах: количественные оценки сопротивления элементов воздухозаборника показывают, что для рассмотренных вариантов, имеющих геометрию, характерную для высокоскоростных ЛА интегральных схем, сопротивление канала на порядок меньше суммарного сопротивления ступеней торможения. Следовательно, расчет внутреннего сопротивления контура двигателя по разности импульсов потока на бесконечности и на выходе из сопла (существующая стандартная методика) дает сильно завышенные значения и для интегральных схем сопротивление тела торможения целесообразно включать в общее сопротивление, а не в сопротивление канала.

Полученные результаты могут быть использованы при определении направлений дальнейшего совершенствования воздухозаборных устройств силовых установок интегральных компоновок.

---