

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПОТОКА ГАЗА ПРИ ОБТЕКАНИИ МОДЕЛЕЙ ФРАГМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.А. Котов¹

ma_kotov@mail.ru

Л.Б. Рулева¹

ruleva@ipmnet.ru

С.И. Солодовников¹

sis63@yandex.ru

С.Т. Суржиков^{1,2}

surg@ipmnet.ru

¹ ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, Российская Федерация

² МФТИ (государственный университет), г. Долгопрудный,

Московская обл., Российская Федерация

Аннотация

Приведены результаты расчетно-экспериментальных исследований ударно-волновых конфигураций, образующихся при обтекании моделей фрагментов летательных аппаратов высокоскоростными потоками газов при числах Маха $M = 4-8$. Выполнена серия экспериментов с моделями — полуклиньями, имеющими одинарный и двойной углы раствора, а также острую и затупленную кромки. Описаны технические решения, направленные на увеличение точности экспериментальных исследований. Приведены результаты моделирования по разработанному авторскому коду газодинамических процессов, зафиксированных экспериментально. Дана оценка использования результатов экспериментов для валидации разрабатываемых расчетных кодов

Ключевые слова

Ударная аэродинамическая труба, аэротермодинамика, расчетно-экспериментальное исследование, ударно-волновое взаимодействие, модели фрагментов летательных аппаратов

Поступила в редакцию 14.03.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных исследований РАН, грант РФФИ 16-01-00379

Постановка задачи. Исследования высокоскоростной газодинамики сложных поверхностей аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) предполагают определенный цикл расчетно-теоретических и экспериментальных работ. Задачи экспериментальных исследований — наиболее точно отразить реальные условия функционирования ГЛА, обеспечить высокую точность измерения и отображения параметров физических процессов, гарантированную повторяемость опытов для оценки возможности сравнения численного моделирования процессов и экспериментальных результатов.

Эксперименты на тестовых моделях позволяют оперативно валидировать разрабатываемые авторские расчетные коды. В Институте проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН) функционирует малозатратная, оснащенная современным оборудованием — гиперзвуковая ударная аэродинами-

ческая труба (ГУАТ). Экспериментальные модели выполнены по уменьшенным (геометрически подобным) моделям фрагментов летательных аппаратов, которые размещены в рабочем тракте ГУАТ. Часть экспериментов на ГУАТ с моделями в виде клиньев с кавернами, моделирующими так называемый элемент *flameholder*, результаты сравнения расчетов и экспериментов, описаны в работе [1].

В настоящее время экспериментальная установка ГУАТ ИПМех РАН признана уникальной научной установкой (УНУ) России. Сведения о ГУАТ размещены на сайте Федерального агентства научных организаций [2]. Показаны устройства ГУАТ, позволяющие получать гарантированную точность и повторяемость экспериментов. Дана оценка существующей точности измерения параметров.

В настоящей работе приведены результаты исследований расширенного класса моделей, испытанных на установке ГУАТ: одинарных и двойных полуклиньев с острыми и затупленными кромками в различных ориентациях относительно друг друга и сопла установки.

Приведены результаты расчетов аэротермодинамики моделей в условиях, равноценных экспериментальным. Выполнено сравнение конфигурации ударно-волновых взаимодействий на исследуемых моделях, полученных в численных экспериментах с использованием авторского компьютерного кода, с результатами экспериментов.

Повышение точности экспериментальных исследований на установке ГУАТ ИПМех РАН. Описание экспериментальной установки ГУАТ изложено в [1]. Применение медных мембран между камерами высокого и низкого давлений (КВД и КНД) не обеспечивало заданного и однозначного давления при инициации начальной ударной волны, что влияло на повторяемость параметров эксперимента и его точность. Вместо мембраны установлен быстродействующий электромагнитный клапан КБ80-50 (время раскрытия 0,002 с), запатентованный в США [3]. Методика инициации ударной волны заключается в заполнении КВД толкающим газом до заданного давления, запуске регистрирующей системы и посыле электрического сигнала на срабатывание клапана (аналог вскрытия мембраны). Гарантированная повторяемость заданных параметров позволяет объединить реализации процессов в семейства и соответствовать единым параметрам расчетных и экспериментальных данных.

Покажем, что погрешность задания параметров уменьшается при установке клапана. Для пьезоэлектрических датчиков РСВ динамического давления, применяемых в эксперименте, градуировочная характеристика составляет 0,73 мВ/кПа с погрешностью чувствительности 15 % диапазона измерений и нестабильностью по времени $t = 2$ мкс [4]. В процессе экспериментов решалась задача получения семейства данных при одинаковых условиях реализации процессов. Для оценки погрешности измерения датчиков давлений ГУАТ выбран датчик динамического давления, расположенный в КНД у входа в сопло. Выполнена оценка амплитуды в момент прихода первичной ударной волны при одинаковых начальных условиях эксперимента. Режимы давлений при этом составили: в КВД $p_{\text{КВД}} \approx 36$ ат, в КНД $p_{\text{КНД}} \approx 1 \dots 100$ мбар, в вакуумном блоке (ресивере) $p_{\text{рес}} \approx 10^{-4}$ мбар.

До установки быстродействующего электромагнитного клапана с вероятностью 95 % случайная погрешность показаний датчика составляла 19,16 %, а после установки клапана снизилась до 8 %. Сумма систематической и случайной погрешностей динамических датчиков в данном диапазоне измерений составляла 24,33 %, а после установки клапана — 17 %. Таким образом, применение клапана повысило точность измерения на ГУАТ.

Повышение точности экспериментальных работ, стабилизации параметров и их соответствия заданным расчетным параметрам происходило также за счет улучшения герметизации ГУАТ при использовании специальных витонových уплотнителей и течеискателя МС-3. Удалось достичь уровня натекания в 10^{-4} мбар/мин и стабильности заданных параметров по времени.

Для контроля давления не только в ударной, но и в аэродинамической части ГУАТ как у сопла, так и у моделей были установлены РСВ датчики динамического давления. Их показания сравнивались с расчетными данными в целях валидации авторского расчетного кода.

Эксперименты проводились с уменьшением времени экспозиции видеорегистрации от 2000 до 10 000 кадр/с картин обтекания моделей газовым потоком. Выполнялся учет времени рассогласования между блоками аналого-цифровых преобразователей (до 5 мкс).

Скорости падающей и отраженной ударных волн измеряли по сигналам датчиков, расположенных в середине КНД на расстоянии 40 калибров от места разрыва первичной мембраны (срабатывания клапана), и у сопла, на расстоянии 3,44 м друг от друга. В целях повышения точности измерения скорости падающей и отраженной ударных волн за счет исключения неравномерностей потока в измерительном блоке у входа в сопло установлен дополнительный датчик на расстоянии 200 мм от критического диаметра сопла. Таким образом, погрешность от неравномерности скорости распространения ударной волны сведена к минимуму.

Приведенные технические приемы позволили увеличить точность, однозначность и повторяемость экспериментальных исследований.

Подготовка к валидирующим экспериментам включала в себя выбор моделей, их изготовление, установку перед сверхзвуковым соплом в группу, сдвиг моделей между собой для получения эффекта падения ударной волны на переднюю кромку нижнего полуклина, проведение регламентных работ для функционирования ГУАТ. Планированию подлежали режимы давлений в КВД, КНД и аэродинамической части ГУАТ, а также число экспериментов, выбор и установка датчиков заданной точности и линейности. Полученные экспериментальные данные по обтеканию моделей в ГУАТ, используемые для тестирования вычислительного моделирования ударно-волновых процессов и газодинамических эффектов, соответствуют требованиям международного стандарта ИСО 5725-2 [5].

Описание моделей для экспериментальных исследований. Для экспериментов изготовлены модели полуклиньев с острой и затупленной кромками, с одинарным и двойным углами раствора. Модели для валидирующих эксперимен-

тов по ударно-волновому взаимодействию имеют простую геометрическую форму: острый плоский полуклин шириной 70 мм, угол 15°, двойной полуклин — 15 и 30°. Требования к идеальной симметрии, чистоте поверхности по 1 классу точности и 10 классу чистоты при тонком шлифовании поверхности выполнены. Также проведено фрезерование малых острых углов по затуплению кромки острого плоского полуклина с радиусом 2 мм симметрично и однородно по всей ширине (70 мм). Схемы моделей и их конфигураций приведены в таблице.

Модели для исследования

<p>1</p>	<p>2</p>
<p>3</p>	<p>4</p>
<p>5</p>	<p>6</p>
<p>7</p>	<p>8</p>

В таблице представлены следующие конфигурации моделей: 1 — острый полуклин–острая кромка; 2 — острый полуклин–затупленная кромка; 3 — затупленный полуклин–острая кромка; 4 — затупленный полуклин–затупленная кромка; 5 — острый полуклин двойного угла–острая кромка; 6 — острый полуклин двойного угла–затупленная кромка; 7 — затупленный полуклин двойного угла–острая кромка; 8 — затупленный полуклин двойного угла–затупленная кромка.

Модели в кронштейне аэродинамического блока ГУАТ установлены с контролируемой точностью. Для исключения вибрации моделей, возникающей под напором истекающего из сопла с высокой скоростью газа, усилены крепления в кронштейне и обеспечена возможность поворота моделей на задаваемый угол атаки.

Геометрические формы испытываемых моделей и параметры давления у входа и выхода соплового блока установки в эксперименте были выданы для «слепой» (независимой) валидации разработчикам кодов.

Результаты экспериментов по гиперзвуковому обтеканию моделей. Эксперименты по регистрации ударно-волнового взаимодействия моделей (см. таблицу) проведены на установке ГУАТ при различных входных параметрах и взаимном расположении моделей относительно друг друга и сопла. Теневые картины ударно-волнового взаимодействия газового потока при $M = 7$ и действии высокоскоростного потока на модель, зарегистрированные видеокамерой с частотой съемки 2000 кадр/с, приведены на рис. 1.

На рис. 1 показаны фотографии структуры ударно-волновых взаимодействий скоростного газового потока со следующими моделями: острый полуклин–острая кромка (фото 1–4), острый полуклин–затупленная кромка (фото 5–7), затупленный полуклин–затупленная кромка (фото 8); затупленный полуклин двойного угла–затупленная кромка (фото 9 и 10); затупленный полуклин двойного угла–острая кромка (фото 11). На фото 12 показаны ударно-волновые структуры при размещении на периферии моделей (фото 1) цилиндра (с датчиками РСВ). Фото 13–16 демонстрируют введение зонда с РСВ-датчиком для регистрации давлений между моделями, показанными на фото 11 в различных контрольных точках, которые в дальнейшем будут сравниваться с результатами расчетов. На фото 17–18 приведены картины обтекания клина набегающим потоком воздуха и гелия для геометрического контроля чисел Маха, получаемых в экспериментах по формуле [1, 6]:

$$M = \left(\sin^2 \alpha - \frac{\gamma - 1}{2} \frac{\sin \alpha \sin \beta}{\cos(\alpha - \beta)} \right)^{-1/2}.$$

В экспериментах менялось расстояние L от верхней модели до соответствующей кромки: $L = 0 \dots 182$ мм. Начальные условия следующие: толкающий газ в КВД — воздух или гелий под давлением 36...47 бар, рабочий газ — воздух под давлением 1...500 мбар, давление в аэродинамической секции (ресивер) 10^{-4} мбар.

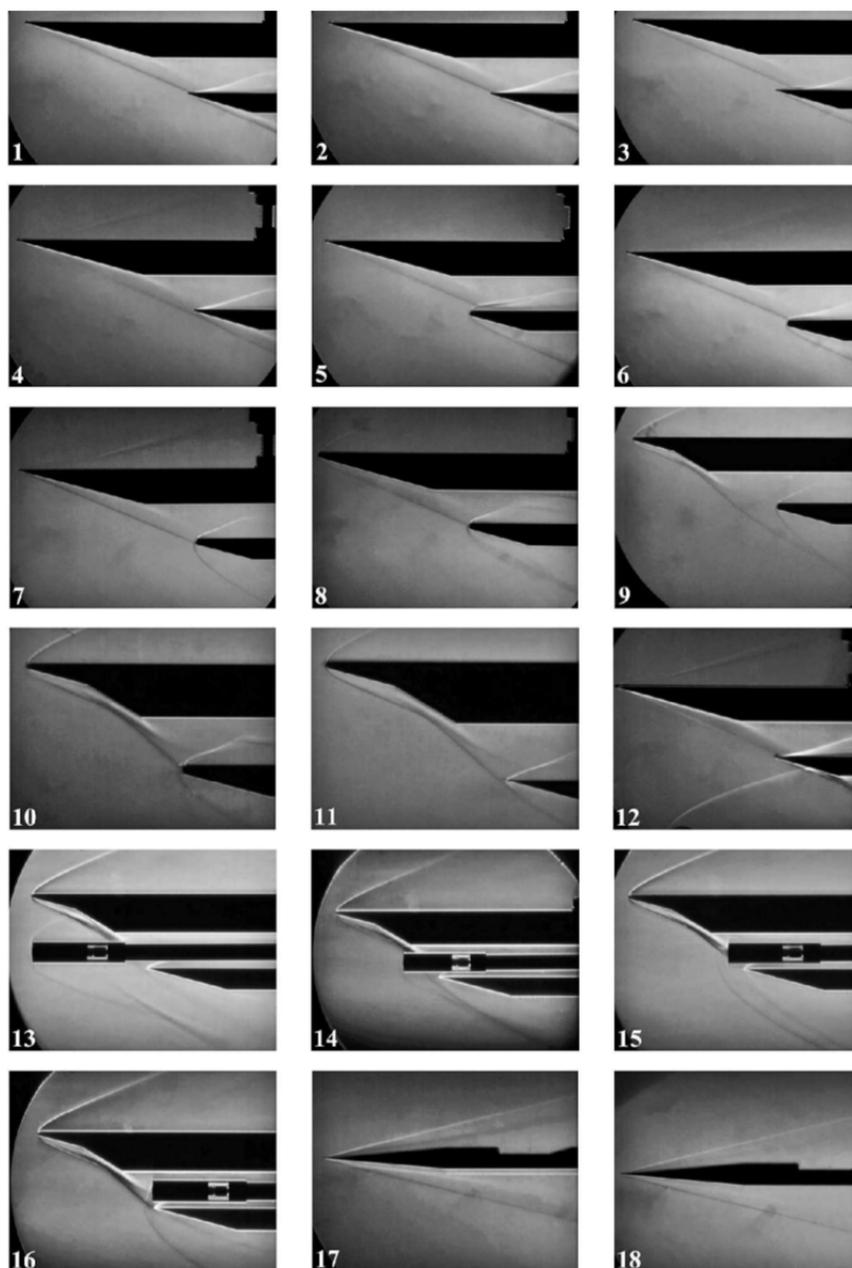


Рис. 1. Теневые структуры обтекания моделей газом, $M = 7$

Полученные экспериментальные результаты обтекания моделей простых геометрических форм использовались для тестирования вычислительных моделей ударно-волновых процессов и газодинамических эффектов.

Анализ экспериментальных данных. Полученные визуализации обтекания двух полуклиньев дают картину областей стационарного и нестационарного течений во времени, а также характер воздействия отраженной ударной волны, что позволяет интерпретировать данные процессы для воздухозаборника ГЛА.

Квазистационарный режим течения воздушного потока с постоянным числом Маха для каждой группы моделей длился около 15 мс. Затем параметры потока на входе в сопло меняются, картина течения становится нестационарной.

На всем тракте — в ударной и аэродинамической (зонды) частях ГУАТ — с датчиков динамического давления регистрировались графики давления в текущем времени, которые затем сравнивались с расчетными значениями.

Имеет место изменение в структуре течения при переходе от заостренных к затупленным полуклиньям. Наблюдались области более высоких давлений на нижних кромках, области концентрации высокого давления в плоском канале, образованном моделями. С этой точки зрения, затупления играют несомненно положительную роль. При взаимодействии отраженной ударной волны, образованной затупленной кромкой, с пограничным слоем вблизи поверхности наблюдается увеличение локального нагрева, что соответствует характеру течений [7].

Численное моделирование течения газодинамического тракта. Подход к численному моделированию газодинамических процессов в тестовой камере ГУАТ в общем виде описан в [1, 8–10].

Для экспериментов, описанных в настоящей статье, применено численное моделирование с использованием кода NERAT-2D [8–11]. Расчетная неоднородная структурированная сетка содержит шесть блоков, которые показаны на рис. 2.

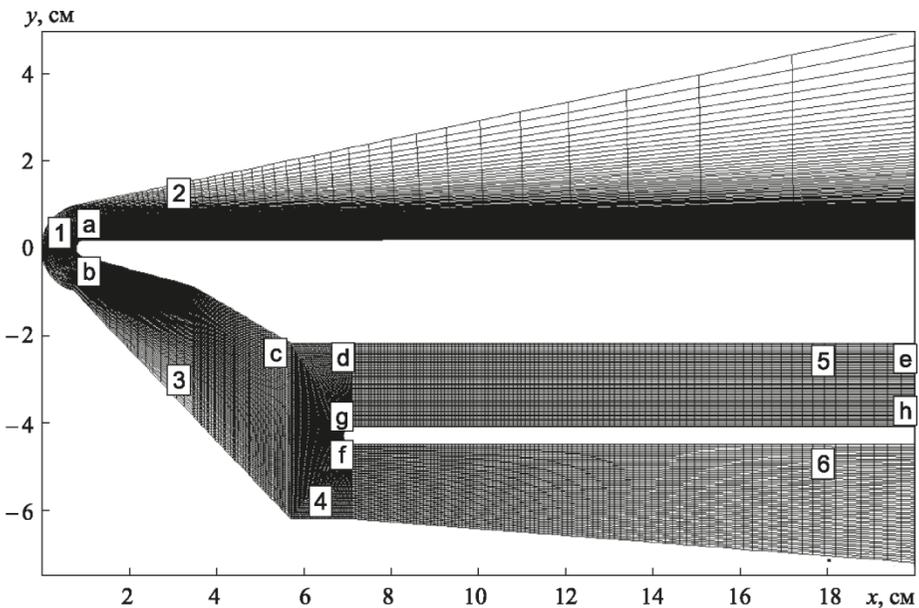


Рис. 2. Шестиблочная сетка для численного моделирования

Блоки 1, 3 и 4 описывают потоки сжатия, а блок 5 соответствует области внутреннего течения между двумя моделями. Параметры набегающего потока задавались аналогичными значениям, наблюдаемым в экспериментах [1], продольное расстояние L между передними кромками моделей составляло 64 мм.

Распределение функции давления в случае, когда ударная волна отражается от верхнего края модели на притупленный край, приведено на рис. 3.

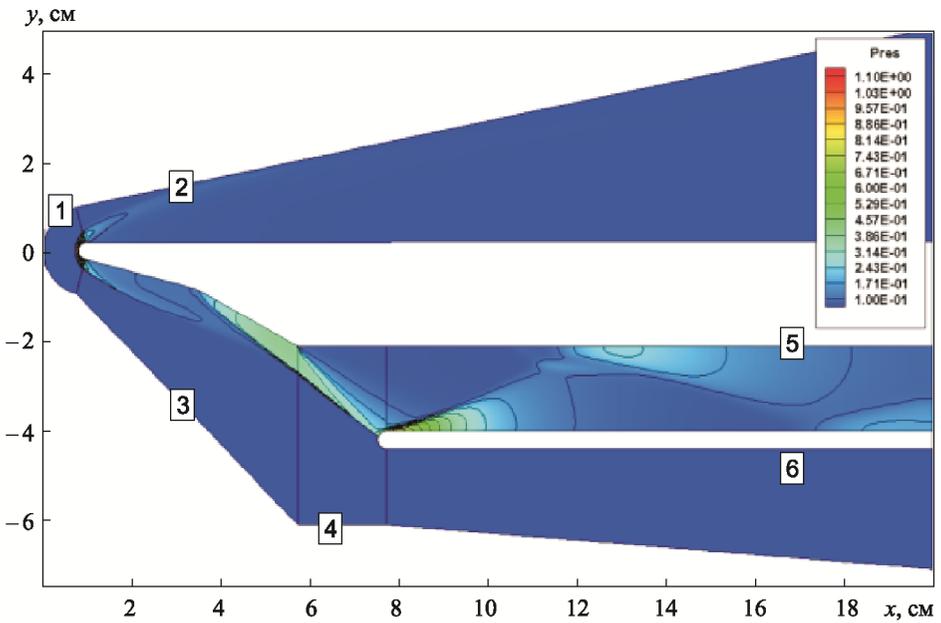


Рис. 3. Распределение давления:
 $M = 7$; $T = 100$ К; $L = 64$ мм

Распределение поля продольных скоростей приведено на рис. 4.

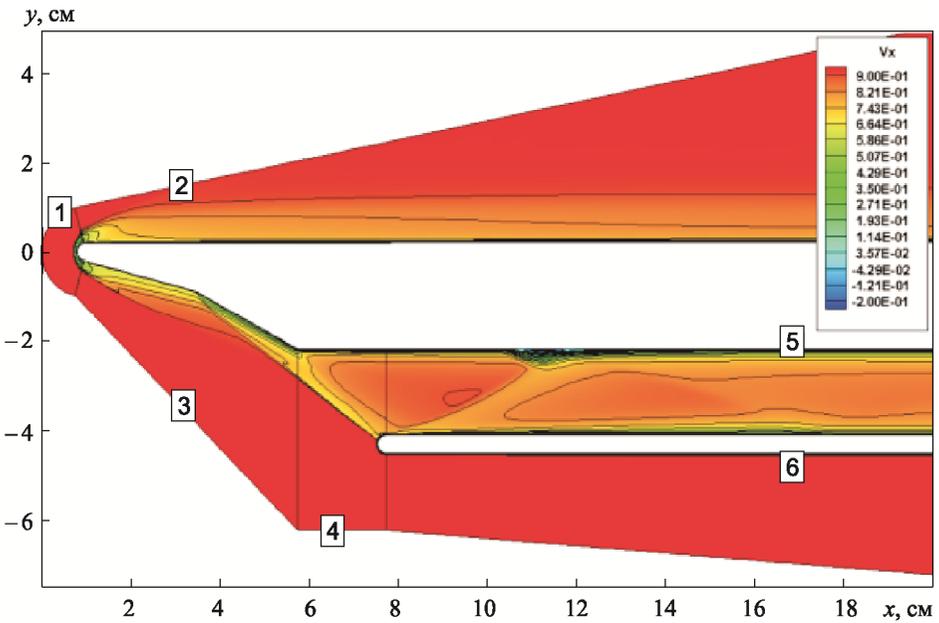


Рис. 4. Распределение поля продольных скоростей:
 $M = 7$; $T = 100$ К; $L = 64$ мм

В проводимых расчетах вместо нижнего затупленного полуклина использовалась затупленная плита, поскольку в данном исследовании задача моделирования поля течения под нижней кромкой не ставилась.

Сравнение экспериментальных и расчетных данных в сочетании с шлирен-фотографией из эксперимента показано на рис. 5.

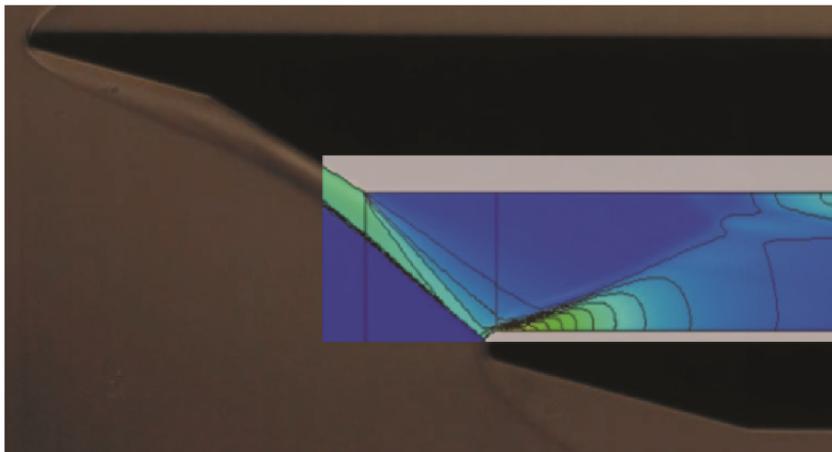


Рис. 5. Сравнение расчетных данных с экспериментом:

$$M = 7; T = 100 \text{ К}; L = 64 \text{ мм}$$

Совокупный анализ экспериментальных и расчетных данных позволяет отметить ряд существенных особенностей потока:

- области высокого давления над затупленной передней кромкой (блок 1, см. рис. 3);
- области повышенного давления на нижней поверхности (блок 3, см. рис. 3);
- области повышенного давления на нижней и верхней поверхностях входного сечения (блок 5, см. рис. 3);
- области торможения газового потока во всех местах вдоль поверхности с повышенным давлением (блоки 1, 3, 4, 5, см. рис. 4);
- точки взаимодействия ударной волны с пограничным слоем (блок 5, верхняя поверхность, см. рис. 4);
- области повышенного давления наблюдаются при пересечении ударных волн с высокоэнтальпийным пограничным слоем (см. рис. 3).

Увеличение давления в точках торможения потока сопровождается ростом температуры и соответствует течениям внутри воздухозаборника двигателя ГЛА. Рассчитанные параметры градиента плотности, приведенные на рис. 5 и на шлирен-фотографии, полученной в ходе эксперимента, хорошо совпадают. Пересечения фронтов присоединенных ударных волн в расчетной и экспериментальной частях (см. рис. 5) свидетельствуют о достаточном уровне валидации. Для точного контроля параметров в опорных точках заданной конфигурации необходимо иметь экспериментальные данные сенсоров. Для этих целей была выполнена серия экспериментов 12–16 (см. рис. 1).

Выводы. На установке ГУАТ ИПМех РАН продолжаются работы по повышению точности экспериментальных исследований для валидации создаваемых расчетных кодов, описывающих аэротермодинамику перспективных летательных аппаратов на сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Исследована группа моделей, описывающая геометрию различных вариантов воздухозаборника ГЛА в виде полуклиньев одинарного и двойного углов с острой и затупленными кромками. Экспериментально и численно исследована структура поля течения около моделей. Проведено численное моделирование моделей на многоблочных неравномерных структурированных сетках. Приведено сравнение результатов расчетов с экспериментами, которое показало удовлетворительное совпадение.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Расчетно-экспериментальное исследование структуры гиперзвукового потока в плоском канале сложной конфигурации* / М.А. Котов, И.А. Крюков, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2015. № 1. С. 4–21. DOI: 10.18698/0236-3941-2015-1-4-21
2. *Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) ИПМех РАН* // Современная исследовательская инфраструктура РФ: веб-сайт. URL: <http://ckp-rf.ru/usu/441564> (дата обращения: 24.02.2017).
3. *Isakov S.N., Yurkin S.V. Method of bringing to readiness an inflatable airbag of safety device, safety device for vehicle valve device.* Patent US 7.232.152 B2. June 19. 2007. URL: <https://www.google.ch/patents/US7232152> (дата обращения: 23.01.2017).
4. *High frequency ICP® pressure sensor. Model 113B27* // PCB Piezotronics: веб-сайт. URL: <https://www.pcb.com/products.aspx?m=113B27> (дата обращения: 10.02.2017).
5. *ГОСТ Р ИСО 9000–2008. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь.* М.: Стандартинформ, 2008. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200068733> (дата обращения: 02.02.2017).
6. *Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. Прикладная аэродинамика.* М.: Высш. школа, 1974. 732 с.
7. *Боровой В.Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем.* М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
8. *Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes* // 27th Aerospace Sciences Meeting. 1989. DOI: 10.2514/6.1989-366 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1989-366>
9. *Surzhikov S.T., Shang J. Coupled radiation-gasdynamic model for stardust Earth entry simulation* // Journal of Spacecraft and Rockets. 2012. Vol. 49. No. 5. P. 875–888. DOI: 10.2514/1.A32027 URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.A32027>
10. *Shang J.S., Surzhikov S.T. Nonequilibrium radiative hypersonic flow simulation* // Progress in Aerospace Sciences. 2012. Vol. 53. P. 46–65. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.003 URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042112000279>
11. *Суржиков С.Т. Радиационно-конвективный теплообмен космического аппарата сферической формы в углекислом газе* // Теплофизика высоких температур. 2011. Т. 49. № 1. С. 92–107. URL: <http://www.mathnet.ru/links/ec59e85b1036690fb31311e57a79f08a/tvt255.pdf>

Котов Михаил Алтаевич — канд. физ.-мат. наук, научный сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» Института проблем механики (ИПМех) им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1).

Рулева Лариса Борисовна — научный сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1).

Солодовников Сергей Иванович — инженер лаборатории «Радиационная газовая динамика» ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1).

Суржиков Сергей Тимофеевич — д-р физ.-мат. наук, профессор, академик РАН, директор ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН, зав. лабораторией «Радиационная газовая динамика» ИПМех им. А.Ю. Ишлинского РАН (Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1), профессор, зав. кафедрой «Физическая и химическая механика» Московского физико-технического института (государственного университета) (Российская Федерация, 141701, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Расчетно-экспериментальные исследования структуры высокоскоростного потока газа при обтекании моделей фрагментов летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 3. С. 18–30. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-3-18-30

COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE HIGH-SPEED GAS FLOW STRUCTURE NEAR AIRCRAFT FRAGMENTS MODELS

M.A. Kotov¹

ma_kotov@mail.ru

L.B. Ruleva¹

ruleva@ipmnet.ru

S.I. Solodovnikov¹

sis63@yandex.ru

S.T. Surzhikov^{1,2}

surg@ipmnet.ru

¹ **Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation**

² **Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation**

Abstract

The study shows the results of calculation and experimental studies of shock-wave configurations formed during the high-speed gas flow of aircraft fragments models at Mach numbers $M = 4-8$. We performed a series of experiments with models — semiwedges having single and double apex angles, as well as sharp and blunted edges. The article describes technical works aimed at increasing the accuracy of experimental research. The study also gives the results of modeling by means of the developed author's code of gas dynamic processes fixed experimentally. Finally, we estimate the use of experimental results for validation of the developed calculation codes

Keywords

Shock aerodynamic tube, aerothermodynamics, computational and experimental research, shock-wave interaction, aircraft fragments models

REFERENCES

- [1] Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Numerical and experimental investigation of the hypersonic flow structure in a complex flat duct. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2015, no. 1, pp. 4–21 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2015-1-4-21
- [2] Giperzvukovaya udarnaya aerodinamicheskaya truba (GUAT) [Hypersonic aerodynamic-type shock tube (GUAT)]. *Sovremennaya issledovatel'skaya infrastruktura RF: website* (in Russ.). Available at: <http://ckp-rf.ru/usu/441564> (accessed 24.02.2017).
- [3] Isakov S.N., Yurkin S.V. Method of bringing to readiness an inflatable airbag of safety device, safety device for vehicle valve device. Patent US 7.232.152 B2. June 19. 2007. Available at: <https://www.google.ch/patents/US7232152> (accessed 23.01.2017).
- [4] High frequency ICP® pressure sensor. Model 113B27. PCB Piezotronics: website. Available at: <https://www.pcb.com/products.aspx?m=113B27> (accessed 10.02.2017).
- [5] GOST R ISO 9000–2008. Sistemy menedzhmenta kachestva. Osnovnye polozheniya i slovar' [State standard R ISO 9000–2008. Quality management systems. Fundamentals and vocabulary]. Moscow, Standartinform Publ., 2008 (in Russ.). Available at: <http://docs.cntd.ru/document/1200068733> (accessed 02.02.2017).
- [6] Krasnov N.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N., et al. *Prikladnaya aerodinamika* [Applied aerodynamics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1974. 732 p.
- [7] Borovoy V.Ya. *Techenie gaza i teploobmen v zonakh vzaimodeystviya udarnykh voln s pogranichnym sloem* [Gas flow and heat exchange in shock wave and boundary layer interaction zones]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 141 p.
- [8] Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes. *27th Aerospace Sciences Meeting*, 1989. DOI: 10.2514/6.1989-366 Available at: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1989-366>
- [9] Surzhikov S.T., Shang J. Coupled radiation-gasdynamic model for stardust Earth entry simulation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, vol. 49, no. 5, pp. 875–888. DOI: 10.2514/1.A32027 Available at: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.A32027>
- [10] Shang J.S., Surzhikov S.T. Nonequilibrium radiative hypersonic flow simulation. *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, vol. 53, pp. 46–65. DOI: 10.1016/j.paerosci.2012.02.003 Available at: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042112000279>
- [11] Surzhikov S.T. Radiative-convective heat transfer of a spherically shaped space vehicle in carbon dioxide. *High Temperature*, 2011, vol. 49, no. 1, pp. 92–107. DOI: 10.1134/S0018151X10051037 Available at: <http://link.springer.com/article/10.1134%2FS0018151X10051037>

Kotov M.A. — Cand. Sc. (Phys.-Math.), Research Scientist at the Laboratory Radiation Gas Dynamics, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadskogo prosp. 101, korp. 1, Moscow, 119526 Russian Federation).

Ruleva L.B. — Research Scientist at the Laboratory Radiation Gas Dynamics, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadskogo prosp. 101, korp. 1, Moscow, 119526 Russian Federation).

Solodovnikov S.I. — engineer at the Laboratory Radiation Gas Dynamics, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences (Vernadskogo prosp. 101, korp. 1, Moscow, 119526 Russian Federation).

Surzhikov S.T. — Dr. Sc. (Phys.-Math.), Professor, Academician of the Russian Academy of Sciences, Director of Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics, Russian Academy of Sciences, Head of the Laboratory Radiation Gas Dynamics (Vernadskogo prosp. 101, korp. 1, Moscow, 119526 Russian Federation); Professor, Head of Physical and Chemical Mechanics Department, Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Institutskiy per. 9, Dolgoprudny, Moscow Region, 141701, Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Computational and Experimental Research of the High-Speed Gas Flow Structure Near Aircraft Fragments Models. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2017, no. 3, pp. 18–30. DOI: 10.18698/0236-3941-2017-3-18-30



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет учебное пособие
автора Л.Н. Лысенко

«Наведение баллистических ракет»

Изложены научные и методологические основы наведения баллистических ракет. Рассмотрены вопросы программирования движения (задачи наведения) и информационно-навигационного обеспечения управления (задачи навигации), а также проблемы определения точности стрельбы (задачи оценки точности возмущенного движения). Показаны направления решений соответствующих задач при создании ракетных комплексов тактического, оперативно-тактического и стратегического назначения, возможные пути совершенствования баллистико-навигационного обеспечения полета ракет указанных классов.

Содержание пособия соответствует курсу лекций, читаемых в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов технических вузов, слушателей военных академий, а также аспирантов, инженеров и научных работников, специализирующихся в области баллистики, динамики полета и управления движением летательных аппаратов.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru