

# АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.6.011.8

## 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**

ИПМех РАН им. Ю.А. Ишлинского, Москва, Российская Федерация  
e-mail: mikhail\_kotov88@mail.ru; kryukov@ipmnet.ru; ruleva@ipmnet.ru;  
sis63@yandex.ru; surg@ipmnet.ru

*Выполнено экспериментальное и численное исследование структуры сверхзвукового течения в плоском канале сложной геометрии, моделирующей воздухозаборную и проточную части гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Приведено подробное описание используемой экспериментальной установки. Воздушные потоки с числами Маха 7 и 4,5 исследованы с использованием высокоскоростных цифровых видеокамер для случаев течения в плоском канале, образованном острыми и затупленными клиньями. Внутренняя поверхность плоского канала гладкая или имела трапецевидные каверны, имитирующие стабилизаторы пламени в камере сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Численное моделирование изучаемого течения было выполнено с использованием компьютерной программы (кода), интегрирующей систему уравнений Навье–Стокса. Сравнение экспериментальных данных с результатами вычислений показывает, что численное моделирование позволяет адекватно описать структуру потока, наблюдаемого в эксперименте. Численные и экспериментальные результаты наглядно демонстрируют структуру поля сверхзвукового течения в каналах сложной геометрии. Одновременное проведение расчетных и экспериментальных исследований позволяет повысить достоверность получаемых аэродинамических данных.*

**Ключевые слова:** аэродинамическая ударная труба, экспериментальное исследование, гиперзвуковые течения, математическое моделирование ударно-волнового взаимодействия, уравнения газовой динамики, сжимаемые уравнения Навье–Стокса, метод контрольного объема.

## CALCULATED AND EXPERIMENTAL RESEARCH OF HYPERSONIC FLOW STRUCTURE IN FLAT CHANNEL OF COMPLICATED CONFIGURATION

**M.A. Kotov, I.A. Kryukov, L.B. Ruleva,  
S.I. Solodovnikov, S.T. Surzhikov**

Institute for Problems in Mechanics of RAS,  
Moscow, Russian Federation  
e-mail: mikhail\_kotov88@mail.ru; kryukov@ipmnet.ru; ruleva@ipmnet.ru;  
sis63@yandex.ru; surg@ipmnet.ru

*Experimental and numerical investigation was performed for supersonic flow structure in a flat channel of complicated shape to simulate air-intake and flow paths of hypersonic ramjet. Detailed description of used test bench is presented. Air*

*flows with Mach numbers 7 and 4.5 were studied by means of high-speed digital video cameras for the flow in flat channel formed by sharp and blunt-nose wedges. Flat channel internal surface was smooth or had trapezoid cavities simulating flame stabilizers in the ramjet engine combustion chamber. Numerical modeling of the studied flow was executed with the aid of computer program (code) integrating Navier–Stokes system of equations. Comparison of experimental data with calculation results shows that numerical simulation allows to describe sufficiently the flow structure observed in experiment. Numerical and experimental results clearly demonstrate field structure of supersonic flow in the channels of complicated geometry. Simultaneous calculation and experimental researches enhance reliability of obtained aerodynamic properties.*

**Keywords:** aerodynamic shock tube, experimental investigation, hypersonic airflows, mathematical modeling of shockwave interaction, gas dynamics equations, compressible Navier–Stokes equations, control volume method.

**Постановка задачи.** Интенсивность физических процессов, протекающих вблизи поверхности аэрокосмических и гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), приводит к необходимости изучения течения газа с большими скоростями и высокими температурами, которые, как правило, сопровождаются множеством нелинейно связанных физических процессов, что обуславливает использование комплексного подхода, который, с одной стороны, опирается на физический эксперимент, а с другой — на соответствующие вычислительные модели.

Для исследований такого рода необходимы данные, полученные в результате экспериментального изучения физических процессов на уменьшенной (геометрически подобной) модели летательного аппарата, которая размещена в тракте ударной трубы [1]. Такие установки являются достаточно удобным экспериментальным инструментом для исследования задач аэродинамики и физической газодинамики широкого класса и позволяют выполнить валидацию численных методов. Быстротечность газодинамических процессов в рабочем тракте ударной трубы, затрудняющая измерения, компенсируется применением малоинерционных датчиков, бесконтактных средств измерения (теневых, интерференционных) [2–4] с применением оптических приборов и использованием высокоскоростного регистрирующего оборудования нового поколения и средств обработки экспериментальных данных.

В настоящей работе приведены результаты экспериментального и численного исследования ударно-волновых конфигураций, возникающих при гиперзвуковом обтекании элементов конструкции ГЛА. Исследованы аэродинамические модели плоского канала, образованного:

- острыми клиньями разной толщины;
- острыми клиньями одинаковой толщины с внутренними трапециевидными кавернами;
- затупленными клиньями равной толщины с внутренними трапециевидными кавернами.

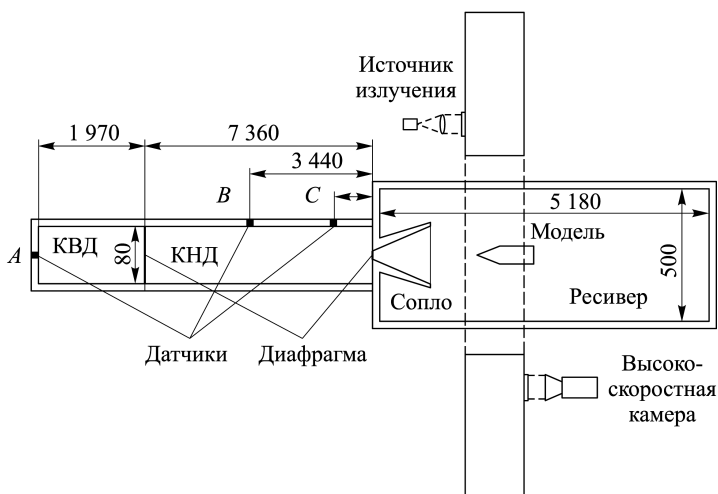
Существуют различные классификации [5, 6] газодинамических установок для экспериментальных исследований в диапазоне от трансзвуковых до гиперзвуковых скоростей. Поскольку научные разработки в этой области включают в себя фундаментальные исследования аэродинамических характеристик ГЛА (в том числе, работа силовой установки гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД), то следует уделять особое внимание проблемам точности измерений в быстропротекающих аэродинамических экспериментах [6]. В данной работе для экспериментальных исследований применялась гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) ИПМех РАН [7–10], которая работает по принципу аэродинамической ударной трубы [5] и позволяет выполнять исследования сверхзвукового и гиперзвукового обтекания моделей летательных аппаратов и их отдельных конструктивных элементов [1].

Рассмотрению особенностей взаимодействия гиперзвуковых конфигураций в каналах различной геометрии предшествует анализ экспериментальных данных по структуре ударно-волнового течения в ударной трубе. Показано, что многократный проход ударных волн по ударной трубе позволяет реализовать в ресивере ГУАТ несколько квазистационарных гиперзвуковых режимов обтекания исследуемых моделей.

Конфигурация ударно-волнового взаимодействия на исследуемых моделях воспроизведена в численных экспериментах с использованием авторского компьютерного кода.

**Описание экспериментальной установки ГУАТ ИПМех РАН.** Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба была сконструирована для экспериментальных исследований структуры аэродинамического поля течения около геометрических моделей при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях [7–10]. Установка имеет общую длину 14,5... 22 м, которая варьируется в зависимости от желаемых характеристик потока. Она состоит из трех–пяти секций. Камера высокого давления (КВД) сделана из коррозионно-стойкой стали, имеет длину 1,97 м и круглое поперечное сечение с внутренним диаметром 8 см. Секция работает с газами комнатной температуры при давлениях до 200 бар. Камера низкого давления (КНД) имеет длину 7,35 м и такой же внутренний диаметр. Материал КНД — коррозионно-стойкая сталь, секция отделяется от КВД посредством мембранного блока. Эти секции могут быть удлинены на 7,5 м дополнительными секциями.

В конце КНД установлен сопловой блок, на входе в который установлена алюминиевая диафрагма. Эта диафрагма разрывается с прибытием первичной ударной волны, что позволяет потоку расширяться через сопло в секцию ресивера. Испытываемые модели устанавливаются в ресивере и могут быть расположены на выходе из сопла или на некотором расстоянии от него.



**Рис. 1. Схематическое изображение установки**

На установке ГУАТ расположены пьезоэлектрические датчики, которые используются для регистрации ударно-волнового взаимодействия в течение эксперимента. Схематическое изображение установки приведено на рис. 1. Один датчик (А) помещен в начало КВД, он используется для идентификации волн сжатия/разрежения, приходящих на стенку секции. Другие датчики (В, С) расположены в середине и в конце КНД и используются для запуска регистрирующего оборудования, измерения скорости ударной волны, определения истории изменения давления и ударно-волнового поведения. Все датчики подсоединены к персональному компьютеру через аналого-цифровой преобразователь.

Оптическое исследование потока около испытываемых моделей ведется через плоские иллюминаторы диаметром 260 мм. Благодаря настроенному теневому оборудованию (на установке использовались приборы Теплера ИАБ-451) можно получать фото- и видеоданные о поведении ударных волн и пограничных слоев в исследуемой области. Для регистрации данных такого рода использовались цифровые высокоскоростные видеокамеры с частотой съемки в несколько тысяч кадров в секунду. Для запуска этих камер использовались датчики давления.

Требуемый уровень разрежения в секциях установки достигается путем использования двух турбомолекулярных безмасляных вакуумных насосов. Камеры высокого и низкого давления разделены мембранным блоком с медной диафрагмой. Для равномерного и быстрого раскрытия диафрагмы использовалась система ножей. Камера низкого давления и ресивер разделены тонкой алюминиевой мембраной, которая помещалась во входное отверстие соплового блока.

Установка ГУАТ позволяет получить гиперзвуковые потоки с числами Маха 7,0 в секции ресивера. Были проведены серии экспери-

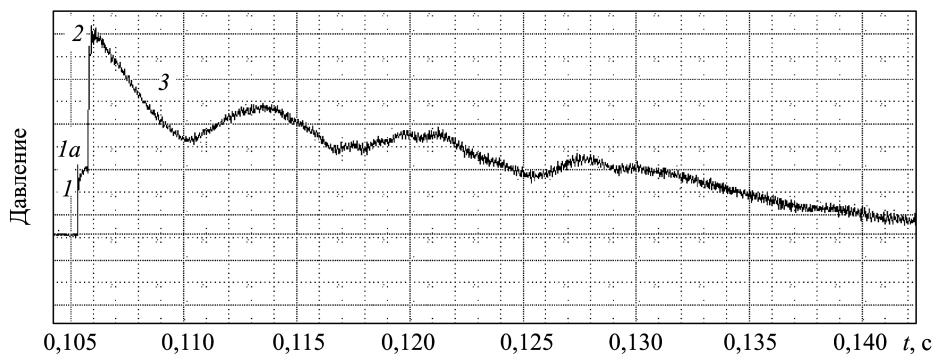


Рис. 2. Показания датчика давления перед входом в сопловой блок

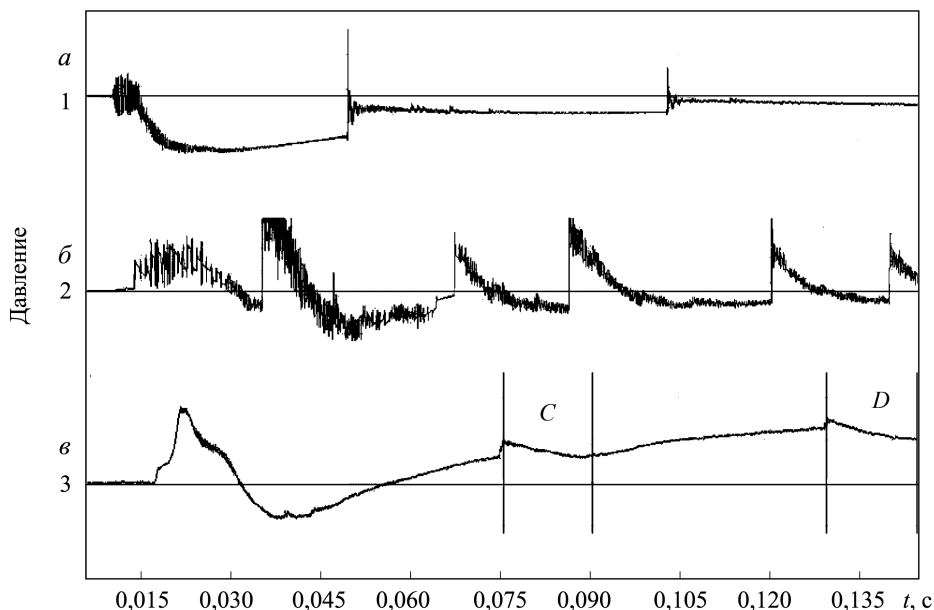


Рис. 3. Показания датчиков давления, расположенных в ударной трубе

ментов по моделированию потока в воздухозаборнике ГПВРД. Геометрические модели имеют носики клинообразной формы, а некоторые из них затуплены. Специальные каверны на поверхностях моделей имитируют стабилизаторы пламени в трактах реальных ГПВРД (так называемый элемент flameholder [11]).

**Результаты экспериментов в ударной трубе.** На рис. 2, 3 приведены типичные показания датчиков давления, регистрируемые во время эксперимента. В рассмотренном случае толкающий газ — это воздух с давлением 20 бар, рабочий газ — воздух с давлением 100 мбар. Изображенные осциллограммы показывают историю изменения давления на расстоянии 10 см до входного отверстия сопла (датчик С, см. рис. 1). Первый скачок (1, см. рис. 2) свидетельствует о приходе начальной ударной волны. В течение примерно 300 мкс до прихода отраженной от правого торца ударной волны (участок 1а на осцил-

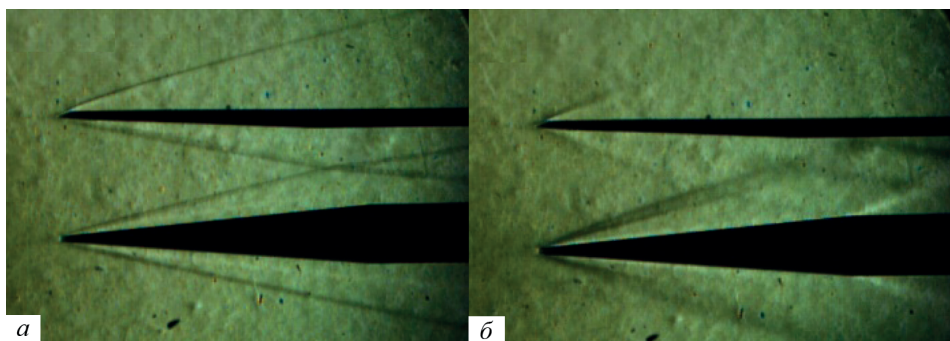
лограмме, см. рис. 2) через сечение, где расположен датчик давления, проходит газ, сформировавшийся за головной ударной волной. Указанная фаза подробно исследована с использованием численного моделирования в работе [10], где изучалась структура течения за фронтом отраженной ударной волны в условиях экспериментов на ГУАТ. Следующий резкий рост давления (2, см. рис. 2) и его плавное снижение (3, см. рис. 2) до колеблющихся значений свидетельствуют о прохождении отраженной от торца сопла ударной волны и последующем достижении квазистационарных параметров течения (около 10 мс) до прихода волны разрежения.

Осциллограммы датчиков давления, расположенных в разных местах ударной трубы, представлены на рис. 3. Начальные условия эксперимента были такими же, как и приведенные на рис. 2. Верхние показания соответствуют давлению торца КВД (датчик *A* расположен заподлицо с левым торцом КВД). Спустя некоторое время после раскрытия диаграммы видно падение давления, которое объясняется прибытием всера волн разрежения. Дальнейшие скачки свидетельствуют о прибытии отраженного от торца КНД возмущения и его последующем отражении от торца КВД.

Две последующих осциллограммы (см. рис. 3, *б*, *в*, датчики *B* и *C* на рис. 1) показывают изменение давления в КНД (в середине и конце секции). Видно, что в середине секции давление растет, когда начальная ударная волна проходит через датчик *B*. После приблизительно 3,3 мс реакцию на это возмущение демонстрирует датчик *C* (нижняя осциллограмма). Поведение дальнейших показаний этого датчика аналогично описанному ранее (см. рис. 2). Следующий скачок осциллограммы датчика *B* (см. рис. 1) середины КНД соответствует прохождению отраженной ударной волны.

Данные, приведенные на рис. 3, показывают ударно-волновое взаимодействие, вызванное многократным переотражением скачков сжатия в объеме ударной трубы. Из-за такого поведения можно выделить несколько временных интервалов, когда параметры потока у входа в сопло могут рассматриваться как квазистационарные. Некоторые из этих интервалов, которые длятся несколько миллисекунд, могут быть использованы для измерений.

**Результаты экспериментов по гиперзвуковому обтеканию моделей в ресивере.** В ходе эксперимента регистрировались теневые картины обтекания моделей рабочим газом высокоскоростными видеокамерами и шпирен-оптической системой. На рис. 4 показан гиперзвуковой поток около клина  $10^\circ$  и полуклина  $5^\circ$ . Начальные условия следующие: рабочий газ в КНД — воздух под давлением 1 мбар, толкающий газ — воздух под давлением 36 бар в КВД, давление в секции ресивера составляло 4...10 мбар. Клин  $10^\circ$  расположен



**Рис. 4.** Гиперзвуковой воздушный поток (*а*) и его последующее возмущение (*б*). Кадры из теневого видеоряда эксперимента

таким образом, чтобы его центральная продольная ось и ось симметрии соплового блока совпадали. Расстояние между моделями 15 мм.

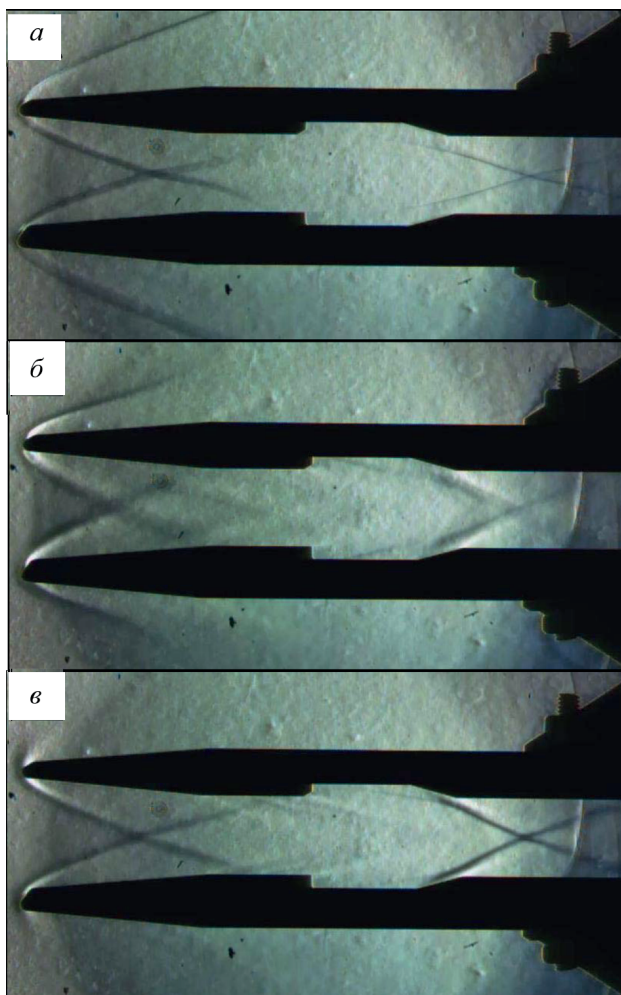
Воздушный поток с постоянным числом Маха (рис. 4, *а*), длится около 15 мс. Затем параметры потока на входе в сопло меняются, меняется и картина течения (рис. 4, *б*). По экспериментально полученному углу отклонения фронта ударной волны от плоскости клина ( $\alpha = 13^\circ$ ,  $\beta = 5^\circ$  для нижнего клина  $10^\circ$ ) рассчитывалось число Маха набегающего потока по формуле [5]

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

Для нижнего клина  $10^\circ$  число Маха составляет 7,09 (см. рис. 4, *а*). Значения параметров потока для полуклина оцениваются с меньшей точностью (можно заметить больший угол отклонения фронта ударной волны от его верхней плоскости), что является следствием отдаления модели от оси симметрии сопла.

При аналогичных начальных условиях проведены эксперименты по обтеканию моделей, симулирующих воздухозаборник перспективного ГЛА. Эти модели представляли собой два затупленных клина  $10^\circ$  с радиусом затупления 1,5 мм и толщиной 10 мм. Для изучения ударно-волнового взаимодействия в канале сложной геометрии, моделирующего в газодинамическом тракте стабилизаторы пламени (элемент flameholder [11]), на моделях были сделаны специальные каверны глубиной 3 мм. Модели были расположены симметрично относительно оси сопла на расстоянии 2 см друг от друга. Это сделано для получения однородного поля параметров течения между моделями. На рис. 5 приведены теньевые кадры эксперимента.

Процесс, показанный на рис. 5, *а*, вызван первым этапом расширения рабочего газа через сопло на модель, что наилучшим образом подходит для проведения высокоскоростного эксперимента, поскольку



**Рис. 5.** Ударно-волновая структура около двух затупленных клиньев; теневые кадры эксперимента

в это время параметры потока из соплового блока остаются приблизительно постоянными с  $M = 7$ . На полученном теневом видеоряде это экспериментально наблюдается в течение 15 мс.

После прибытия к правому торцу КНД веера волн разрежения и контактной поверхности толкающего газа давление на входе в сопло уменьшается и параметры потока начинают сильно флуктуировать. Такое возмущение потока показано на рис. 5, б, оно длится около 5...7 мс. Далее процесс ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе определяется многократными прохождениями и переотражениями ударных волн между торцами КНД и КВД. Тем не менее удастся выделить временные интервалы, в течение которых параметры газа на входе в сопло претерпевают незначительные изменения. Такого рода периоды можно непосредственно связать и количественно охарактеризовать данными, приведенными на осциллограмме (см. рис. 3, в).

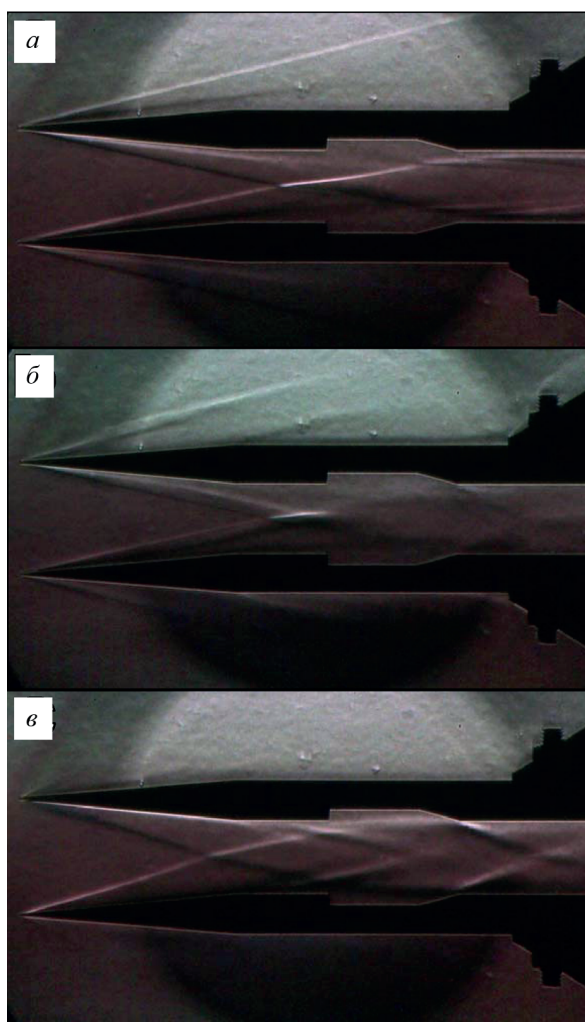


В частности, участку осциллограммы  $C$  отвечает второй менее скоростной квазистационарный режим обтекания модели, показанный на рис. 5, в. Продолжительность этого периода  $t_C \approx 30$  мс,  $M=4,5$ .

В выполненных экспериментах вполне отчетливо идентифицирована и третья квазистационарная фаза обтекания модели с  $M \cong 3$ , которая соответствовала участку осциллограммы  $D$  на рис. 3.

Для более точного определения скоростных характеристик потока и регулировки шлирен-оборудования были проведены эксперименты с моделями острых клиньев, размеры которых аналогичны описанным ранее. Расположение моделей также осталось без изменений. Результаты приведены на рис. 6.

Фотографии представлены в порядке, аналогичном порядку, представленному на рис. 5. Поток с постоянными параметрами набегаает



**Рис. 6.** Ударно-волновая структура потока, образующаяся при обтекании моделей двух клиньев

на модель (рис. 6, а). Затем он сменяется возмущениями (рис. 6, б), за которыми следует квазистационарный процесс обтекания (рис. 6, в).

Сравнение картины ударно-волнового взаимодействия на затупленных и заостренных клиньях позволяет экспериментально наблюдать принципиальное изменение в структуре течения при переходе от заостренных к затупленным клиньям. Отметим более быстрое “заполнение” газодинамического тракта исследуемой модели областью течения с повышенным давлением, генерируемым ударными волнами, что обусловлено формированием головных ударных волн на лидирующих затупленных кромках. С этой точки зрения, затупления играют несомненно положительную роль. Также следует иметь в виду, что при взаимодействии ударной волны, образованной затупленной кромкой в месте ее взаимодействия с пограничным слоем, на который она падает, вблизи поверхности наблюдается увеличение локального нагрева [1, 12].

**Численное моделирование течения в модели газодинамического тракта. Основные уравнения.** Для численного моделирования газодинамических процессов в тестовой камере ударной трубы, описанной ранее, предположим, что течение описывается уравнениями Навье – Стокса – Фурье для сжимаемой среды, которые представляют собой законы сохранения массы, импульса и энергии в вязком газе:

$$\partial_t U + \nabla \cdot \vec{F}^c - \nabla \cdot \vec{F}^v = S$$

при соответствующих начальных и граничных условиях. В этих уравнениях вектор  $U = (\rho, \rho v_1, \rho v_2, \rho v_3, E)^T$  представляет собой вектор консервативных переменных, где  $\rho$  – плотность,  $E$  – полная энергия и  $\vec{v} = (v_1, v_2, v_3) \in R^3$  – вектор скорости в декартовой системе координат;  $\vec{F}^c(U)$  – это конвективные потоки,  $\vec{F}^v(U)$  – вязкие потоки и  $S(U)$  – обобщенный источниковый член:

$$\vec{F}_i^c = \begin{pmatrix} \rho v_i \\ \rho v_i v_1 + p \delta_{i1} \\ \rho v_i v_2 + p \delta_{i2} \\ \rho v_i v_3 + p \delta_{i3} \\ v_i (E + p) \end{pmatrix}, \quad \vec{F}_i^v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{i1} \\ \tau_{i2} \\ \tau_{i3} \\ v_j \tau_{ij} + k \partial_i T \end{pmatrix}, \quad i = 1, 2, 3,$$

где  $p$  – статическое давление,  $T$  – температура,  $\delta_{ij}$  – символ Кронекера и тензор вязких напряжений записывается в виде  $\tau_{ij} = \mu(\partial_j v_i + \partial_i v_j - 2/3 \delta_{ij} \nabla \cdot \vec{v})$ . Отметим, что индексы  $i, j$  обозначают 3D декартовы координаты и повторные индексы обозначают суммирование. В качестве рабочей среды используется калорический совершенный газ, а отношение теплоемкостей  $\gamma$  предполагается равным 1,4. Для замыкания системы уравнений используется уравнение состояния идеального газа. Молекулярная вязкость  $\mu$  определяется по формуле Сатерленда,

а для теплопроводности  $k$  используется предположение о постоянном числе Прандтля, равном 0,72.

Используемый численный метод является вариантом метода контрольного объема и может рассматриваться как вариант метода Годунова. При предположении о постоянном распределении параметров внутри ячеек (контрольных объемов) метод имеет только первый порядок точности по пространству. Для достижения второго порядка точности используется кусочно-линейное восстановление [13]. Например, векторы переменных слева и справа от грани ячейки, которая разделяет соседние ячейки с номерами  $i$  и  $j$ , можно определить следующим образом:

$$\begin{aligned}q_L &= q_i + \nabla q_i \cdot \vec{r}_L, \\q_R &= q_j + \nabla q_j \cdot \vec{r}_R,\end{aligned}$$

где  $q$  — некоторая скалярная переменная;  $\nabla q$  — градиент данной переменной;  $\vec{r}$  — вектор, проходящий из центра ячейки в центр грани.

Невязкие потоки могут быть рассчитаны по различным вариантам точного или приближенного решения задачи Римана. В используемом программном комплексе реализовано большинство популярных решателей задачи. В настоящей работе применялся AUSM (advective upstream splitting method) [14]. Этот способ расчета невязких потоков достаточно экономичен и пригоден для расчета вязких течений.

Градиенты, необходимые для линейного восстановления, могут быть вычислены либо по теореме Грина–Гаусса, либо методом наименьших квадратов. Теорема Грина–Гаусса [13] позволяет получить точное значение градиента линейной функции только для тетраэдральных ячеек и, следовательно, не подходит в случае неструктурированных сеток с ячейками другой формы. Поэтому по умолчанию в настоящей работе использовался метод взвешенных наименьших квадратов для восстановления.

Хорошо известно, что восстановления второго или более высокого порядка требуют использования ограничителей для подавления ложных осцилляций решения в областях больших градиентов. В рассматриваемом программном комплексе реализованы ограничители Barth и Jaspersen [13], Venkatakrishnan's [15], Michalak и Ollivier–Gooch [16].

Градиенты скорости и температуры на гранях ячеек, необходимые для расчета вязких потоков, вычисляются как среднее по рассчитанным в центрах ячеек градиентам по теореме Грина–Гаусса или методу наименьших квадратов, описанным ранее:

$$\nabla q_{ij} \cdot \vec{n} = \frac{1}{2} (\nabla q_i + \nabla q_j) \cdot \vec{n}.$$

Однако в [17] было показано, что такой подход может приводить к рассогласованию решения на четырехугольных или шестигранных

сетках. Следующая модифицированная формула [18] применяется для уменьшения ошибки рассогласования метода:

$$\nabla q_{ij} \cdot \vec{n} = \frac{q_j - q_i}{\|\vec{r}_j - \vec{r}_i\|} \alpha_{ij} + \frac{1}{2} (\nabla q_i + \nabla q_j) \cdot (\vec{n} - \alpha_{ij} \vec{s}),$$

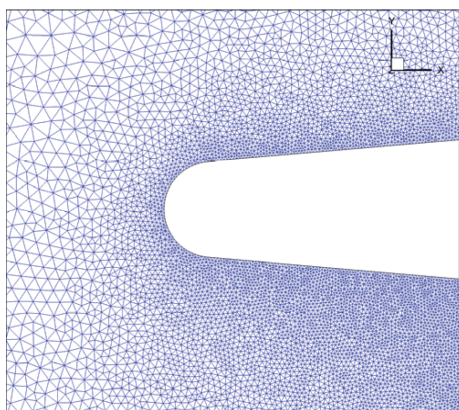
где  $\vec{n}$  – нормаль к грани ячейки;  $\vec{s}$  – нормализованный вектор, соединяющий центры ячеек;  $\|\vec{r}_j - \vec{r}_i\|$  – расстояние между центрами ячеек  $i$  и  $j$ ;  $\alpha_{ij}$  – скалярное произведение  $\alpha_{ij} = \vec{s} \cdot \vec{n}$ . Напомним, что градиент  $\nabla q_i$  в ячейке  $i$  вычисляется либо по теореме Грина – Гаусса, либо по методу наименьших квадратов.

Для дискретизации по времени возможно использование явных методов Рунге – Кутты второго или третьего порядка точности [19]. Шаг по времени вычисляется с учетом невязкого и вязкого ограничений на размер шага.

**Результаты численного моделирования обтекания модели газодинамического тракта. Сравнение с экспериментом.** Расчетные исследования проведены по разработанной ранее численной методике для двух аэродинамических моделей, экспериментально исследованных в двухдиафрагменной аэродинамической ударной трубе ГУАТ ИПМех РАН. При численном моделировании рассматривалось течение в тестовой камере отдельно от ударно-волнового движения в ударной трубе, начиная с небольшого расстояния от сопла. Предполагается, что стенки ресивера не влияют на течение вблизи модели. В настоящей работе также предполагается, что течение за срезом сопла равномерно в поперечном направлении (вопросы равномерности в поперечном направлении набегающего на модель потока были рассмотрены в [10]). Число Маха набегающего потока определяют по экспериментальным данным, используя угол отхода ударной волны от клина на фотографиях, соответствующих квазистационарным режимам течения. В результате входные параметры, задаваемые на входной границе в численном моделировании, следующие:  $M = 7,0$  или  $4,5$  (рассматриваются два квазистационарных режима); температура  $100$  К; значение коэффициента вязкости равно коэффициенту вязкости воздуха при входной температуре.

Для двух модельных газодинамических трактов (с острой и затупленной передними кромками) построены две различные сетки. Эти сетки по построению являются трехмерными, они содержат только один слой ячеек в направлении оси  $Z$ , в дальнейшем будем рассматривать эти сетки как двумерные. Сетка для модели с острой кромкой содержит  $363\,500$  треугольных или четырехугольных ячеек с минимальным размером ячейки  $2 \cdot 10^{-4}$  м вблизи твердых поверхностей. Сеточный генератор Gmsh [20] был использован для создания сетки.

Энтропийные слои, генерируемые в окрестности точки торможения затупленного тела, могут оказывать существенное влияние на течение внутри воздухозаборника ГПВРД, поэтому эти слои должны



быть хорошо разрешены. Особенно хорошее разрешение должно быть вблизи передней кромки затупленного клина. Построенная для модели с затупленной кромкой сетка содержит 1 200 000 ячеек с минимальным сеточным размером 0,01 мм вблизи твердых стенок. На рис. 7 показаны детали сетки для модели с затупленной кромкой вблизи передней кромки клина.

**Рис. 7. Передняя кромка затупленного клина, детали расчетной сетки**

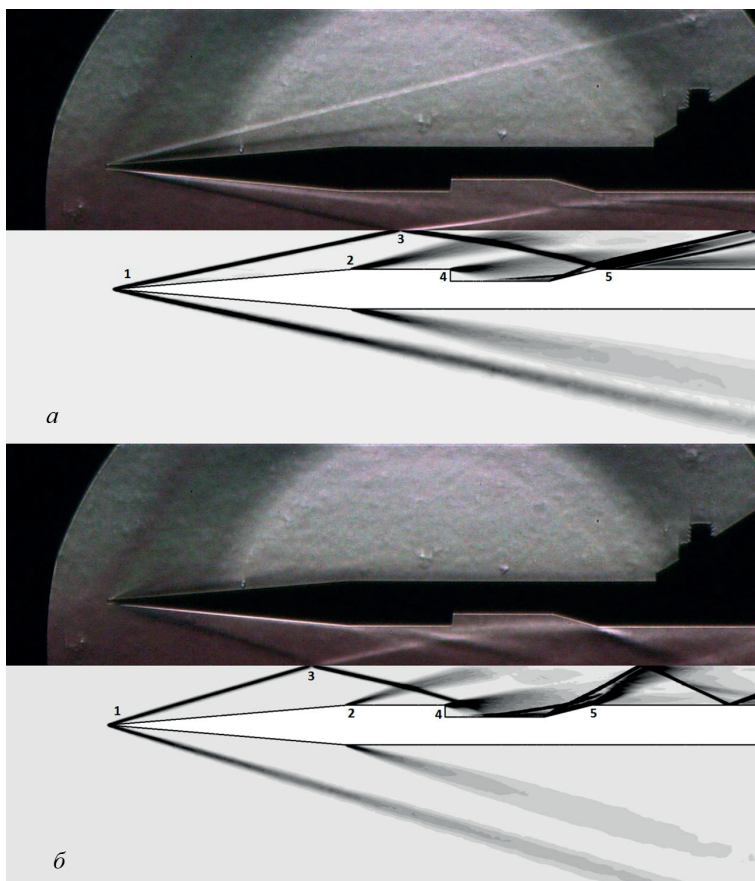
Все расчеты проводились в полной расчетной области без предположений о симметрии течения.

С одной стороны, это использовалось как дополнительная проверка качества решения, а с другой стороны, в дальнейшем предполагается исследовать эффекты неоднородности профиля входного потока и небольшого угла атаки.

Для расчета градиентов физических переменных в центрах ячеек использовался метод наименьших квадратов [13] с ограничителем Michalak и Ollivier–Gooch [16]. Расчеты проводились методом Рунге–Кутты второго порядка [19] с числом Куранта 0,5.

Сравнение результатов расчетов с экспериментальными данными приведено на рис. 8, 9. Верхняя половина каждого рисунка содержит экспериментальную шпирен-фотографию, а нижняя часть — изолинии рассчитанного модуля градиента плотности. Для лучшего сравнения при построении изолиний использовалась обратная палитра оттенков серого цвета

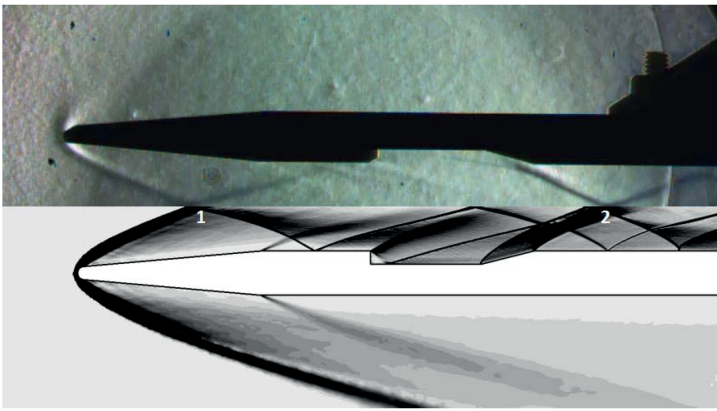
Первая квазистационарная фаза течения около модели с острой кромкой показана на рис. 8. Численное моделирование проводилось для числа  $M = 7$  набегающего потока. В области 1 (см. рис. 8, а) виден четкий фронт присоединенной ударной волны, который также наблюдается на шпирен-фотографии. В месте перехода угловой плоскости клина (область 2, см. рис. 8, а) виден веер волн разрежения, который не так явно заметен на теневой фотографии, что может быть следствием влияния пограничного слоя и отрывных течений в этой области на формирование теневой картины. В области 3 (см. рис. 8, а) видно совпадение пересечения фронтов присоединенных ударных волн, что может свидетельствовать о достаточно хорошем уровне валидации набегающего на модели потока. Около начального уступа каверны модели (см. рис. 8, а, область 4) видна серия волн разрежения, очертания которой также просматриваются в эксперименте. В конце каверны (см. рис. 8, а, область 5) образуется сложная структура волн сжатия, некоторые совпадения с которой можно наблюдать на теневой фотографии.



**Рис. 8.** Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с острой кромкой при  $M=7,0$  (а) и  $M=4,5$  (б)

Сравнение экспериментальной шлирен-фотографии с результатами численного моделирования второй квазистационарной фазы течения около модели с острой кромкой приведено на рис. 8, б, из которого следует, что зоны высоких градиентов плотности (области 1–4, см. рис. 8, б) хорошо соответствуют друг другу. Также заметно лучше стали результаты сравнения в области течения за каверной (область 5, см. рис. 8, б), что может являться следствием моделирования меньшего числа Маха набегающего потока и, соответственно, более крутых фронтов наблюдаемой волновой структуры.

Экспериментальная картинка первой квазистационарной фазы течения около модели с затупленными кромками сравнивается с результатами численного моделирования на рис. 9. Качество экспериментальной картинке хуже, чем в случае модели с острой кромкой из-за использования видеокамеры с меньшим разрешением. Также фронты отошедших ударных волн (область 1, см. рис. 9) и волн сжатия (область 2, см. рис. 9) в случае обтекания затупленного клина имеют более размытые границы. Однако сравнение структуры течения в этих областях показывает, что численное решение удовлетворительно



**Рис. 9.** Сравнение эксперимента и расчета для модели ГПВРД с затупленной кромкой при  $M=7,0$

соответствует эксперименту. Большинство особенностей поля плотности, видимых на экспериментальной фотографии, можно наблюдать и на изолиниях рассчитанного градиента плотности. Следует отметить, что из сравнения рис. 8, а и 9 можно сделать вывод, что течение около модели с затупленной кромкой несколько более сложное, чем около модели с острой кромкой.

**Выводы.** Структура потока около моделей воздухозаборника и проточной части ГПВРД была исследована экспериментально и численно в Лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН. Изменение холодных воздушных потоков с  $M=7$  и  $4,5$  около моделей острых и затупленных клиньев было зафиксировано высокоскоростными цифровыми видеокамерами. Полученные экспериментальные результаты используются для тестирования вычислительного моделирования ударно-волновых процессов и газодинамических эффектов. Разрешение вычислительных результатов значительно выше, что позволяет изучать рассматриваемый поток более детально.

*Работа выполнена в рамках гранта Президента РФ № МК-5324.2014.1 для государственной поддержки молодых российских ученых — кандидатов наук.*

## ЛИТЕРАТУРА

1. Двумерное взаимодействие падающего скачка уплотнения с турбулентным пограничным слоем в присутствии энтропийного слоя / Боровой В.Я., Егоров И.В., Ноев А.Ю. и др. // Механика жидкости и газа. 2011. № 6. С. 88–109.
2. Герасимов С.И., Файков Ю.И., Холки С.А. Кумулятивные источники света. Саратов: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2011. 327 с.
3. Герасимов С.И., Файков Ю.И. Теневое фотографирование в расходящемся пучке света. Саратов: РФЯЦ-ВНИИЭФ, 2010. 344 с.
4. Альбом сверхзвуковых течений / под ред. П.И. Ковалев, Н.П. Менде. СПб.: Изд-во Политех. ун-та, 2011. 251 с.
5. Прикладная аэродинамика / И.Ф. Краснов., В.Н. Кошевой., А.Н. Данилов и др. М.: Высш. шк., 1974. 732 с.

6. *Звегинцев В.И.* Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
7. *Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т.* Экспериментальные исследования обтекания моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // 5-я Всеросс. шк.-семинар “Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем”: Сб. науч. трудов. М.: ИПМех РАН, 2012. С. 110–115.
8. *Котов М.А., Кузенов В.В.* Основные тенденции в проведении исследований гиперзвуковых течений в аэродинамических ударных трубах // Изобретательство. 2013. Т. XIII. № 9. С. 11–25.
9. *Experimental Investigation of an Aerodynamic Flow of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube / M.A. Kotov, I.A. Kryukov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov, S.T. Surzhikov // AIAA 2013-2931. AIAA Wind Tunnel and Flight Testing Aero II. 15 p.*
10. *Multiple Flow Regimes in a Single Hypersonic Shock Tube Experiment / M.A. Kotov, I.A. Kryukov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov, S.T. Surzhikov // AIAA 2014-2657. AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. 22 p.*
11. *Gruber M.R., Baurle R.A., Mathur T., Hsu K.-Y.* Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors // J. of Propulsion and Power. Vol. 17. No. 1. 2001. P. 146–153.
12. *Боровой В.Я.* Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
13. *Barth T.J., Jespersen D.C.* The design and application of upwind schemes on unstructured meshes // AIAA Paper. No. 1989-0366, Jun 1989.
14. *Liou M.S., Steffen C.J.Jr.* A New Flux Splitting Scheme // J. of Computational Physics. 1993. Vol. 107. P. 23–39.
15. *Venkatakrisnan V.* Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters // J. of Computational Physics. 1995. Vol. 118. P. 120–130.
16. *Michalak C., Ollivier-Gooch C.* Accuracy preserving limiter for the high-order accurate solution of the Euler equations // J. of Computational Physics. 2012. Vol. 228. P. 8693–9711.
17. *Haselbacher A., Blazek J.* Accurate and efficient discretization of Navier–Stokes equations on mixed grids // AIAA J. 2000. Vol. 38. No. 11. P. 2094–2102.
18. *Weiss J.M., Maruszewski J.P., Smith W.A.* Implicit solution of preconditioned Navier–Stokes equations using algebraic multigrid // AIAA J. 1999. Vol. 37. No. 1. P. 29–36.
19. *Shu C.-W., Osher S.* Efficient Implementation of Essentially Non-Oscillatory Shock-Capturing Schemes II // J. of Computational Physics. 1989. Vol. 83. P. 32–78.
20. *Geuzaine C., Remacle J.-F.* Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities // International J. for Numerical Methods in Engineering. 2009. Vol. 79. No. 11. P. 1309–1331.

## REFERENCES

- [1] Borovoy V.Ya., Egorov I.V., Noev A.Yu. Two-dimensional interaction of falling shock wave with turbulent boundary layer in presence of entropy layer. *Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid Dynamics], 2011, no. 6, pp. 88–109 (in Russ.).
- [2] Gerasimov S.I., Faykov Yu.I., Kholik S.A. Kumulyativnye istochniki sveta [Cumulative light sources]. Sarov, FGUP “RFYaTs-VNIIEF” Publ., 2011. 327 p.
- [3] Gerasimov S.I., Faykov Yu.I. Tenevoe fotografirovanie v raskhodyashchemsya puchke sveta [Shadow photography in divergent light beam]. Sarov, FGUP “RFYaTs-VNIIEF”, 2010. 344 p.
- [4] Kovalev P.I., Mende N.P., eds. Al’bom sverkhzvukovykh techeniy [Catalogue of supersonic flows]. SPb., Politekh. un-t Publ., 2011. 251 p.



- [5] Krasnov I.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N. *Prikladnaya aerodinamika* [Applied aerodynamics]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1974. 732 p.
- [6] Zvegintsev V.I. *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya*. Ch. 1. *Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Short-term gas-dynamic devices. Part 1]. Novosibirsk, Parallel' Publ., 2014. 551 p.
- [7] Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental research of the model flow-over in hypersonic aerodynamic shock tube. 5-ya Vseross. shk.-seminar "Aerofizika i fizicheskaya mekhanika klassicheskikh i kvantovykh sistem". *Sb. Nauch. Tr.* [5th All-Russian School-Seminar "Aerophysics and Physical Mechanics of Classical and Quantum Systems": Proc. Sci. Int.]. Moscow, IPMekh RAN, 2012, pp. 110–115 (in Russ.).
- [8] Kotov M.A., Kuzenov V.V. Main trends in research of hypersonic flows in aerodynamic shock tubes. *Izobretatel'stvo*, 2013, vol. XIII, no. 9, pp. 11–25 (in Russ.).
- [9] Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental Investigation of an Aerodynamic Flow of Geometrical Models in Hypersonic Aerodynamic Shock Tube. AIAA 2013–2931. *AIAA Wind Tunnel and Flight Testing Aero II*. 15 p.
- [10] Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Multiple Flow Regimes in a Single Hypersonic Shock Tube Experiment. AIAA 2014–2657. *AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*. 22 p.
- [11] Gruber M.R., Baurle R.A., Mathur T., Hsu K.-Y. Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors. *J. of Propulsion and Power*, vol. 17, no. 1, 2001, pp. 146–153.
- [12] Borovoy V. Ya. *Techenie gaza i teploobmen v zonakh vzaimodeystviya udarnykh voln s pogranichnym sloem* [Gas flow and heat exchange in interaction areas of shock waves with boundary layer]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983. 141 p.
- [13] Barth T.J., Jespersen D.C. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes. *AIAA Paper*, no. 1989–0366, June 1989.
- [14] Liou M.S., Steffen C.J.Jr. A New Flux Splitting Scheme. *J. of Computational Physics*, 1993, vol. 107, pp. 23–39.
- [15] Venkatakrishnan V. Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters. *J. of Computational Physics*, 1995, vol. 118, pp. 120–130.
- [16] Michalak C., Ollivier-Gooch C. Accuracy preserving limiter for the high-order accurate solution of the Euler equations. *J. of Computational Physics*, 2012, vol. 228, pp. 8693–9711.
- [17] Haselbacher A., Blazek J. Accurate and efficient discretization of Navier–Stokes equations on mixed grids. *AIAA J.*, 2000, vol. 38, no. 11, pp. 2094–2102.
- [18] Weiss J.M., Maruszewski J.P., Smith W.A. Implicit solution of preconditioned Navier–Stokes equations using algebraic multigrid. *AIAA J.*, 1999, vol. 37, no. 1, pp. 29–36.
- [19] Shu C.-W., Osher S. Efficient Implementation of Essentially Non-Oscillatory Shock-Capturing Schemes II. *J. of Computational Physics*, 1989, vol. 83, pp. 32–78.
- [20] Geuzaine C., Remacle J.-F. Gmsh: a three-dimensional finite element mesh generator with built-in pre- and post-processing facilities. *International J. for Numerical Methods in Engineering*, 2009, vol. 79, no. 11, pp. 1309–1331.

Статья поступила в редакцию 18.08.2014

Котов Михаил Алтаевич — научный сотрудник лаборатории "Радиационная газовая динамика" ИПМех РАН. Автор 18 научных работ в области аэротермофизики. Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН, Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1.

Kotov M.A. — researcher of “Radiation gas dynamics” laboratory of the Institute for Problems in Mechanics of RAS. Author of 18 publications in the field of aerothermophysics.

Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Science, Vernadsky prosp. 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation.

Крюков Игорь Анатольевич — канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник лаборатории “Радиационная газовая динамика” ИПМех РАН, доцент кафедры “Физическая и химическая механика” МФТИ. Автор более 90 научных работ в области теплофизики и радиационной газовой динамики.

Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН, Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1.

Kryukov I.A. — Cand. Sci. (Phys.-math.), senior researcher of “Radiation gas dynamics” laboratory of the Institute for Problems in Mechanics of RAS, assoc. professor of “Physical and Chemical Mechanics” department of the Moscow Institute of Physics and Technology. Author of more than 90 publications in the field of thermal physics and radiation gas dynamics.

Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Science, Vernadsky prosp. 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation.

Рулева Лариса Борисовна — ведущий инженер лаборатории “Радиационная газовая динамика” ИПМех РАН. Автор более 70 научных работ в области аэротермофизики, 20 авторских свидетельств в области навигации, автоматизированного управления и газовой динамики.

Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН, Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1.

Ruleva L.B. — principal engineer of “Radiation gas dynamics” laboratory of the Institute for Problems in Mechanics of RAS. Author of more than 70 publications in the field of aerothermophysics, of 20 inventor’s certificates in the fields of navigation, automated control, and gas dynamics.

Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Science, Vernadsky prosp. 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation.

Солодовников Сергей Иванович — сотрудник лаборатории “Радиационная газовая динамика” ИПМех РАН. Автор 11 научных работ в области аэротермофизики.

Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН, Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1.

Solodovnikov S.I. — researcher of “Radiation gas dynamics” laboratory of the Institute for Problems in Mechanics of RAS. Author of 11 publications in the field of aerothermophysics.

Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Science, Vernadsky prosp. 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation.

Суржиков Сергей Тимофеевич — д-р физ.-мат. наук, чл.-корр. РАН, заведующий лабораторией “Радиационная газовая динамика” ИПМех РАН, профессор, зав. кафедрой физической и химической механики МФТИ. Автор более 500 научных работ в области теплофизики и радиационной газовой динамики.

Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН, Российская Федерация, 119526, Москва, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1.

Surzhikov S.T. — Dr. Sci. (Phys.-math.), corresponding member of RAS, head of “Radiation gas dynamics” laboratory of the Institute for Problems in Mechanics of RAS. Professor, head of “Physical and Chemical Mechanics” department of the Moscow Institute of Physics and Technology. Author of more than 500 publications in the field of thermal physics and radiation gas dynamics.

Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Science, Vernadsky prosp. 101, build. 1, Moscow, 119526 Russian Federation.