

ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРНО-ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ ОБТЕКАНИЯ КЛИНОВИДНЫХ МОДЕЛЕЙ С КАВЕРНАМИ В ГИПЕРЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

М.А. Котов, Л.Б. Рулева, С.И. Солодовников, С.Т. Суржиков

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Российской академии наук,
Россия, Москва, 119526, проспект Вернадского, д.101-1*

Аннотация

Структура течения в воздухозаборной и проточной частях моделей ГПВРД исследовалась экспериментально и численно. Приведено подробное описание установки. Воздушные потоки с числами Маха 7 и 4,5 были зарегистрированы при помощи высокоскоростных цифровых видеокамер для случаев с обтеканием острых и затупленных клиньев с кавернами. Экспериментальные результаты подтверждают, что потоки около заостренных и затупленных тел могут значительно отличаться.

INVESTIGATION OF SHOCK WAVE PROCESS OF MODEL FLOW IN HYPERSONIC AERODYNAMIC SHOCK TUBE

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

Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences, Russia, Moscow, 119526

The flow structure in the hypersonic inlet and flow path of the scramjet models was investigated both experimentally and numerically. The detailed description of the shock wave facility is presented. Air flows with Mach number of 7 and 4.5 were captured on the high-speed video camera for both sharp and blunt wedge inlet models. Experimental results confirm that flows over sharp-nosed and blunt-nosed bodies may differ significantly.

1. ВВЕДЕНИЕ

При проектировании и испытании новых высокоскоростных летательных аппаратов, а также гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД) требуются экспериментальные исследования аэродинамических полей течений их геометрических моделей.

В лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН выполняются экспериментальными исследованиями по обтеканию газовыми потоками геометрических моделей воздухозаборника и проточной части ГПВРД. Имеется возможность размещения моделей для исследований в гиперзвуковую ударную аэродинамическую трубу (ГУАТ). Геометрические модели представляют собой тела с передней частью типа клина. На поверхности модели сделаны каверны. Для испытаний были изготовлены модели с острыми и затупленными клиньями, что позволяло изучать влияние потока у затупленной грани на поток около проточной части модели ГПВРД.

2. УСТАНОВКА ГУАТ ИПМЕХ РАН

Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба (ГУАТ) может выполнять функции как ударной трубы при изучении физико-химических процессов смесей газов при ударной волне, так и аэродинамической трубы для экспериментальных исследований структуры аэродинамического поля течения около геометрических моделей при сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях [1–3]. Установка имеет общую длину $14.5 \div 22$ м, которая варьируется в зависимости от задаваемых характе-

ристик потока. Она состоит из трех-пяти секций. Фотография установки приведена на рис. 1.



Рис. 1. Установка ГУАТ

Камера высокого давления (КВД) выполнена из нержавеющей стали, имеет длину 1.97 м, круглое поперечное сечение с внутренним диаметром 0.08 м. Возможность КВД выдерживать давление до 200 бар, в настоящих экспериментах значительно ограничены нормами, установленными государственными органами. Камера низкого давления (КНД) имеет длину 7.35 м и такой же внутренний диаметр, 0.08 м. Секция КНД отделяется от КВД посредством мембранного

блока. Эти секции могут быть удлинены на 7.5 м с помощью дополнительных секций. Секции КВД и КНД отделяются друг от друга с помощью мембранного блока с медной диафрагмой внутри. Перед инициацией ударной волны, глубина вакуума в этих секциях – различная. Для равномерного и быстрого раскрытия диафрагмы использовалась система ножей.

В конце секции КНД установлен блок с соплом, который своей торцевой частью входит в КНД. В торце сопла имеется отверстие, диаметром 0.008 м. Противоположная часть сопла расположена в ресивере. Торцевое отверстие сопла в первоначальный момент закрыто алюминиевой диафрагмой. Эта диафрагма рвется с прибытием начальной 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.

На установке ГУАТ расположены пьезоэлектрические датчики, которые используются для регистрации ударно-волнового взаимодействия в течение эксперимента. Схематическое изображение установки представлено на рис. 2.

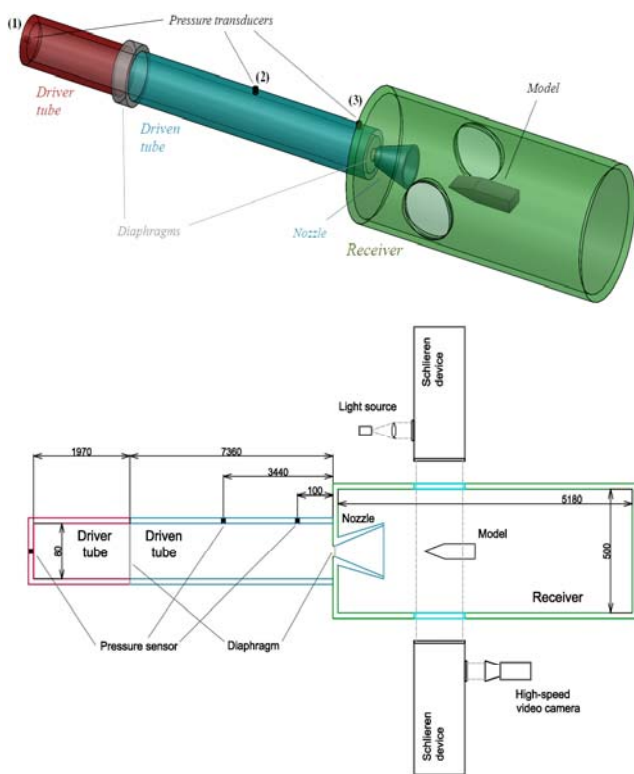


Рис. 2. Схематическое изображение установки

Один датчик (рис. 2, датчик 1) помещен в начало КВД. Он используется для идентификации волн сжатия или разрежения, приходящих на стенку секции. Другие датчики (рис. 2, датчики 2 и 3) расположены в середине и в конце секции КНД. Датчик 2 используется для запуска регистрирующего оборудования. Электрические сигналы датчиков 2 и 3 служат для измерения скорости ударной волны, а также для исследования истории изменения давлений и ударно-волнового поведения. Все датчики подсоединены к компьютеру через аналого-цифровые преобразователи (АЦП).

Оптическое исследование потока около испытываемых моделей ведется через плоские иллюминаторы диаметром 260 мм. Благодаря настроенному теневому оборудованию можно получать фото и видеоданные о поведении сверхзвукового течения газов на модели в исследуемых областях. Для регистрации такого рода данных использовались цифровые высокоскоростные видеокамеры с частотой съемки в несколько тысяч кадров/сек. Для запуска этих камер использовались датчики давления. Конструктивное устройство ГУАТ описано в [1–3].

В выполненных экспериментальных исследованиях получены на клинообразных моделях в секции ресивера гиперзвуковые потоки с числами Маха $M = 7 \div 8$.

Проведены серии экспериментов по моделированию потока в воздухозаборнике ГПВРД. Геометрические модели были сконструированы с передней частью клинообразной формы. Некоторые из них были затуплены. Специальные каверны на поверхностях моделей имитируют т.н. элемент «flameholder». Одна из таких конфигураций показана на рис.3.

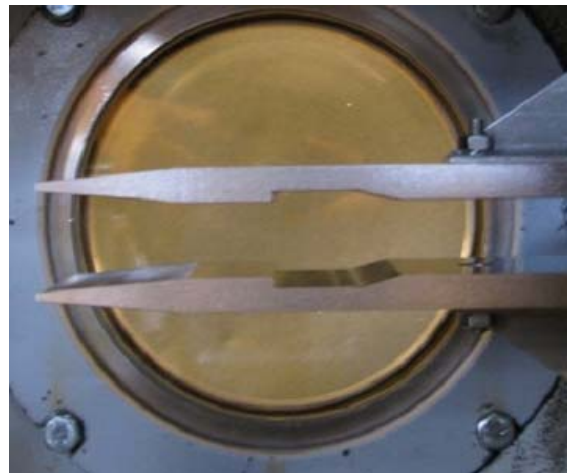


Рис. 3. Исследуемые модели клинообразной формы с имитацией «flameholder»

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

3.1. Начальные условия при экспериментах

Экспериментальные условия в секциях установки были следующими: КВД наполнялась толкающим газом до давлений $18 \div 40$ бар, КНД содержала рабочий газ под вакуумом в диапазоне от 1 до 100 мбар. Секция ресивера откачивалась до давления в 10^{-4} мбар.

Запуск системы регистрации сигналов датчиков давления и видеокамеры – дистанционный, через компьютер – настраивается по датчику 2 (рис.2.).

В связи с наличием отверстия в торце сопла, закрытого в начальный момент мембраной, которая рвется с приходом ударной волны, часть газового потока должно проходить через отверстие и истекать из сопла на модель, другая часть ударной волны отражаться от торца сопла в противоположную сторону.

3.2. Осциллограммы датчиков давления

На рис. 4 и 5 представлены типичные показания датчиков давления, регистрируемые во время эксперимента.

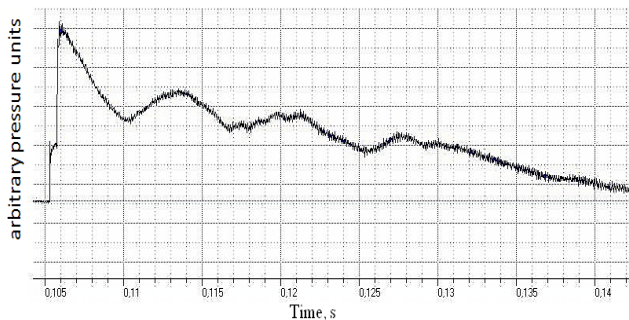


Рис. 4. Показания датчика давления перед входом в сопло

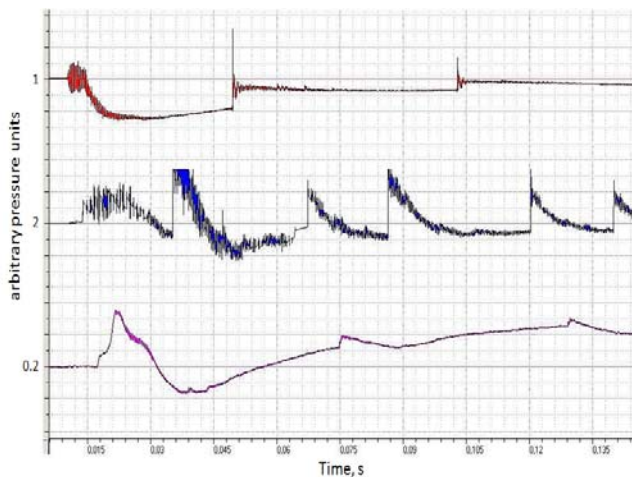


Рис. 5. Показания датчиков давления, расположенных в ударной трубе

В эксперименте, отмеченном на рис. 4, толкающим газом был воздух с давлением 20 бар. Рабочим газом также был воздух с начальным давлением 100 мбар. Изображенные осциллограммы показывают историю изменения давления на расстоянии 0.1 м до торца сопла. Первый скачок свидетельствует о приходе начальной ударной волны. Затем около 300 мкс давление остается постоянным (газовая «пробка»). Следующий резкий рост и плавное снижение графика до колеблющихся значений свидетельствует о прохождении отраженной от торца сопла ударной волны. Последующее достижение квазистационарных параметров течения (около 10 мс) происходит до тех пор, пока не приходит волна разрежения.

Осциллограммы датчиков давления представлены на рис. 5. Начальные условия эксперимента были такими же, как и в случае с рис.4. Верхние показания соответствуют давлению торца КВД (датчик расположен заподлицо). Две последующих осциллограммы (рис. 5, средняя и нижняя) показывают изменение давления в КНД (в середине и в конце секции, соответственно).

Спустя некоторое время после раскрытия диаграммы на осциллограмме 1 рис.5. видно падение давления, которое объясняется прибытием веера волн разрежения. Дальнейшие скачки свидетельствуют о прибытии отраженного от торца КНД возмущения и его последующего отражения от торца КВД.

В середине секции (осциллограмма 2 рис.5.) давление растет, когда начальная ударная волна проходит

через датчик. После приблизительно 3.3 мс реакцию на это возмущение демонстрирует нижняя осциллограмма (осциллограмма 3 рис.5). Поведение дальнейших показаний этих датчиков аналогично описанному ранее (рис.4). Следующий скачок осциллограммы датчика середины КНД соответствует прохождению отраженной ударной волны.

Данные, представленные на рис.5, 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.

3.3. Видеорегистрация обтекания моделей

В ходе эксперимента регистрировались теньевые картины обтекания моделей рабочим газом. Они получались с помощью использования высокоскоростных видеокамер и шлирен-устройств, как отмечалось ранее. На рис. 6 показан гиперзвуковой поток около клина на 10° и полуклина 5°.

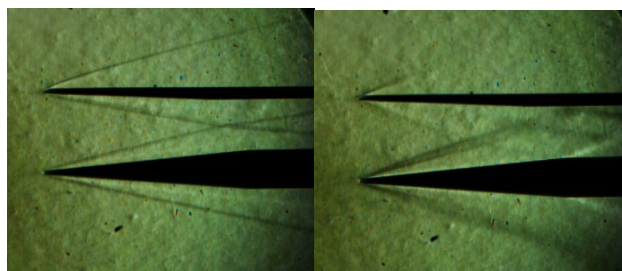


Рис. 6. Гиперзвуковой воздушный поток (слева) и его последующее возмущение (справа). Кадры из теневого видеоряда эксперимента

Начальные условия были несколько иными: рабочим газом был воздух под давлением 1 мбар, толкающим газом - воздух под давлением 36 бар, давление в секции ресивера составляло 10⁻⁴ мбар. Клин 10° был расположен таким образом, чтобы его центральная продольная ось и ось симметрии соплового блока совпадали. Расстояние между моделями было 0.015 м.

Воздушный поток с постоянным числом Маха, который показан на рис. 6 слева, длится около 15 мс. Затем параметры потока на входе в сопло меняются, меняется и картина течения (рис. 6, справа). Если известен угол отклонения фронта ударной волны от плоскости клина, то число Маха набегающего потока может быть вычислено с помощью формулы [4], приведенной ниже:

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

где α – угол отклонения фронта ударной волны от продольной линии клина, °; β – половина угла клина, °; γ – показатель адиабаты (C_P/C_V).

Число Маха $M = 7.09$ для нижнего клина с геометрией $\alpha = 10^\circ$. Значения параметров потока для полу-

клина отличаются, это можно заметить по большому углу отклонения фронта ударной волны от его верхней плоскости. Различие параметров набегающего потока является следствием отдаления модели от оси симметрии сопла.

При аналогичных начальных условиях были проведены эксперименты по обтеканию моделей, симулирующих воздухозаборник перспективного гиперзвукового воздушного аппарата. Эти модели представляли собой два затупленных клина 10° с радиусом затупления 1.5 мм и толщиной 10 мм. Для имитации ударно-волнового поведения в т.н. элементе «flameholder» [5] на моделях были сделаны специальные каверны 3 мм глубиной. Модели были расположены симметрично относительно оси сопла на расстоянии 2 см друг от друга. Это было сделано для получения однородного поля параметров течения между моделями. На рис. 8 представлены теневые кадры эксперимента.

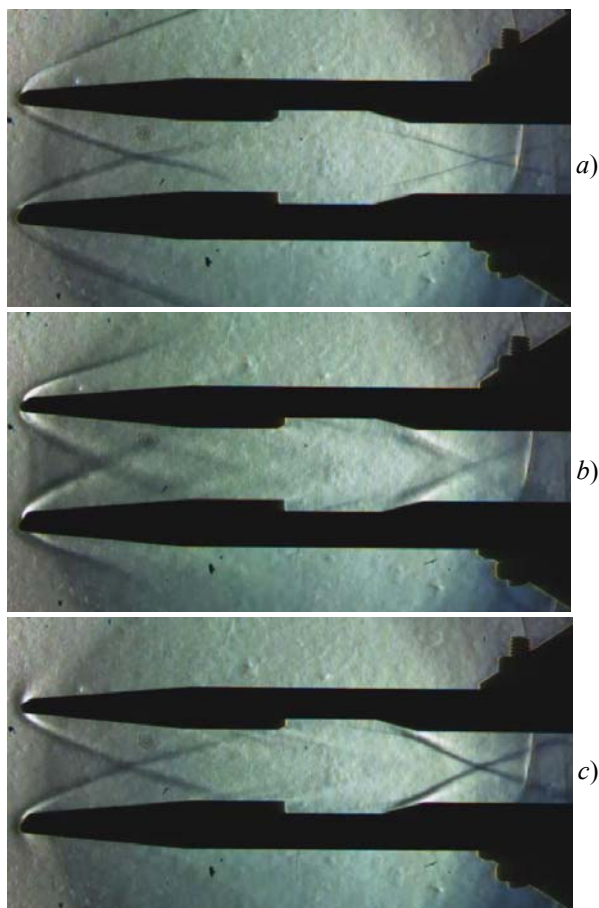


Рис. 8. Ударно-волновая структура около двух затупленных клиньев. Теневые кадры эксперимента

Процесс, показанный на рис. 8, *a*, вызван расширением рабочего газа через сопло на модель, что подходит для проведения эксперимента, поскольку в это время параметры потока рядом с входным отверстием соплового блока остаются постоянными. На полученном теневом видеоряде время наблюдения составляет около 15 мс.

После прибытия веера волн разрежения и контактной поверхности толкающего газа давление на входе в сопло уменьшается и параметры потока начинают сильно флуктуировать. Такое возмущение потока по-

казано на рис. 8, *b*, оно длится около $5 \div 7$ мс. Далее процесс ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе описывается колебаниями среды с помощью многократных ударно-волновых переотражений между торцами КНД и КВД. Это позволяет выделить некоторые временные интервалы, в течение которых параметры газа на входе в сопло претерпевают незначительные изменения. Такого рода периоды можно наблюдать на рис. 5 на нижней осциллограмме. Соответственно, в это время поток, обтекающий модели, будет представлять собой квазистационарный процесс, как показано на рис. 8, *c*. Эти интервалы длятся несколько десятков миллисекунд. В течение некоторого времени ударная волна опять отражается от торца КНД и затем отражается от торца КВД. Временные периоды возмущения потока (рис. 8*b*) и квазистационарного процесса (рис. 8, *c*) в высокоскоростном теневом видеоряде сменяются друг другом. Это вызвано изменением параметров потока на входе в сопло. Время ударно-волнового переотражения возрастает.

Для определения характера потока и ударно-волнового взаимодействия и для регулировки шлиреноборудования были проведены эксперименты с моделями затупленных клиньев, размеры которых аналогичны описанным ранее. Расположение моделей также осталось без изменений. Результаты представлены на рис. 9.

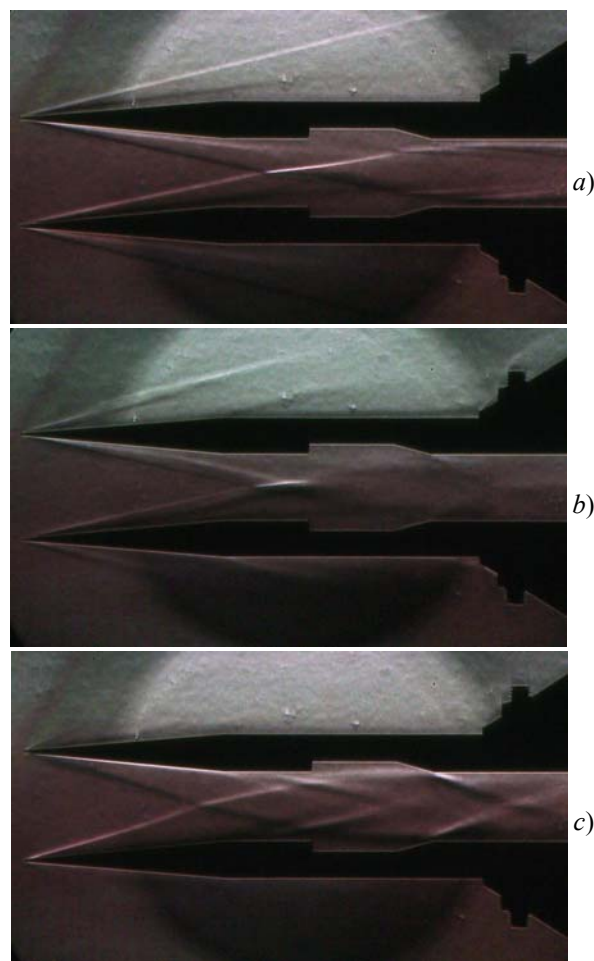


Рис. 9. Ударно-волновая структура потока, образующаяся при обтекании моделей двух острых клиньев

Фотографии представлены в виде, аналогичном рис. 8. Поток с постоянными параметрами набегает на модель (рис. 9, *a*). Затем он сменяется возмущениями (рис. 9, *b*), за которыми следует квазистационарный процесс обтекания (рис. 9, *c*).

Полученные в экспериментах фото и видеоматериалы сравнивались с аналогами в известных изданиях по обтеканию тел [6–8] и результатами теоретических расчетов [3].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены экспериментальные исследования структур потоков около моделей воздухозаборника и проточной части ГПВРД. Получены видеоизображения воздушных потоков с числами Маха $M=7$ и $M=4.5$ около моделей с острыми и затупленными клиньями, соответственно при имитации «flameholder».

Снятые осциллограммы электрических сигналов датчиков давления в ударной части гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы представляют измеренные характеристики падающих и отраженных ударных волн. Синхронизация осциллограмм и видеооряда процессов обтекания моделей позволяет «сшить» процессы в ударной и аэродинамической частях установки ГУАТ.

Полученные экспериментальные результаты используются для тестирования вычислительного моделирования ударно-волновых процессов и газодинамических эффектов.

Работа проводилась в рамках программ фундаментальных исследований РАН в области механики гиперзвуковых потоков.

Отработка технологических проблем работы на ГУАТ входит составной частью в учебный процесс на кафедре «Физической и химической механики» МФТИ.

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

ГУАТ – гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба
ГПВРД – гиперзвуковой проточный воздушно-реактивный двигатель;

M – число Маха;

КВД – камера высокого давления;

КНД – камера низкого давления.

α – угол отклонения фронта ударной волны от продольной линии клина, °;

β – половина угла клина, °;

γ – показатель адиабаты (C_p/C_V);

C_p – теплоемкость при постоянном давлении;

C_V – теплоемкость при постоянном объеме.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Козлов П.В., Котов М.А., Рулева Л.Б., Суржиков С.Т. Предварительные экспериментальные исследования обтекания моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Том 15.
<http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2013-04-29-017.pdf>

2. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Гиперзвуковое обтекание моделей летательных аппаратов на экспериментальной установке ГУАТ. Материалы XVIII международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (СММАСС 2013), Издательство МАИ, Москва, 2013, С. 593–595.
3. 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, 14 p.
4. Краснов И.Ф., Кошевой В.Н., Данилов, А.Н. и др. Прикладная аэродинамика. М.: Высшая школа, 1974. 732 с.
5. Gruber, M.R., Baurle, R.A., Mathur, T., and Hsu, K.-Y., “Fundamental Studies of Cavity-Based Flameholder Concepts for Supersonic Combustors”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 1, 2001, Pp. 146-153.
6. Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях / Майкалф Г.И. Жуковский. ЦАГИ. 2003. С.140–141.
7. Ван-Дайк М. Альбом течений жидкости и газа./ Баренблат Г.И., Шидловский В.П. М.: Мир, 1986. 184 с.
8. Красильщиков А.П., Гурьяшкин Л.П. Экспериментальные исследования тел вращения в гиперзвуковых потоках. М.: Физмат, 2007. 208 с.