

Flows around Cylinder with Wedge in the Hypersonic Aerodynamic Shock Tube

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

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

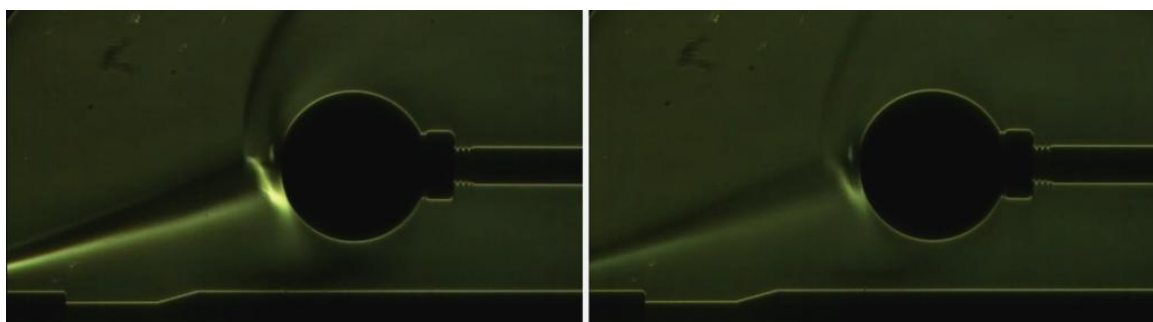
ma_kotov@mail.ru

ruleva@ipmnet.ru

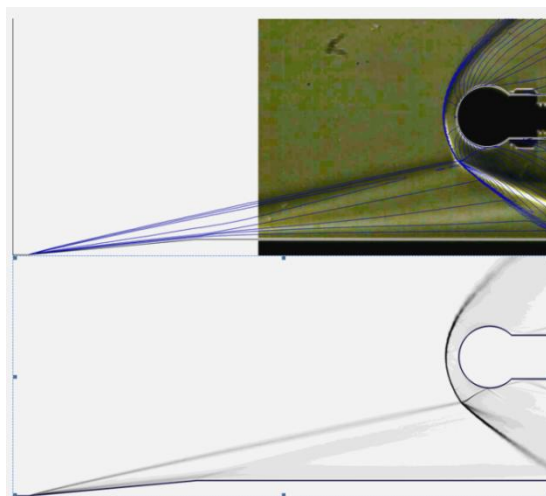
Abstract

Experimental researches in hypersonic shock aerodynamic tube of the laboratory of radiation gas dynamics IPM RAS are represented. The gas flows around a cylinder with wedge having an internal cavity at Mach numbers $M = 5.5 \div 7$ are considered. Experimental data shows fragments of shock waves reflected from the surfaces. Areas of steady and unsteady flows as the video fragments are represented. The model parameters are given. The readings of the pressure sensors in the shock blocks are represented. Experimental data and numerical solution are compared.

Keywords: experimental model, cylinder, wedge, hypersonic flow.



Video fragments of flow around a cylinder with a sharp wedge having an internal cavity.
 $H = 15$ mm tests. $M = 7.0$ (left), $M = 5.5$ (right).



Numerical solution of shock/shock interaction problem for $H = 30$ mm and $M = 7.0$.

УДК 539.9

Обтекание цилиндра с клином в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе

М.А. Котов, И.А. Крюков, 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,
ma_kotov@mail.ru
ruleva@ipmnet.ru*

Аннотация

Представлены результаты экспериментальных исследований на гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе лаборатории радиационной газовой динамики ИПМех РАН. Рассмотрено обтекание цилиндра с клином, имеющего внутреннюю каверну, газовыми потоками на числах Маха $M = 5.5 \div 7$. Показаны экспериментальные данные фрагментов концентрации ударных волн, отраженных от поверхностей, ударно-волновые конфигурации. Приведены параметры моделей. Представлены показания датчиков давления в ударном блоке. Проведено сравнение эксперимента и численного расчета.

Ключевые слова: экспериментальные модели, цилиндр, клин, гиперзвуковой поток.

1. Введение

На гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе (ГУАТ) лаборатории радиационной газовой динамики (РадГД) ИПМех РАН проводятся испытания по обтеканию моделей геометрии простых форм газовыми потоками на гиперзвуковых скоростях с целью использования результатов для валидации расчетных компьютерных кодов, разрабатываемых в лаборатории [1–4]. Известны работы, в которых демонстрируются фрагменты обтекания модели в виде цилиндра [5, 6]. Однако для цели валидации необходимо экспериментально получить ударно-волновую конфигурацию полного цикла обтекания на различных числах Маха. В настоящей работе рассматриваются эксперименты по обтеканию группы моделей: «цилиндр – острый клин с внутренней каверной», имитирующую часть процессов при отражении ударной волны в воздухозаборнике гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). В настоящей работе рассматриваются эксперименты по обтеканию таких конфигураций с различными геометриями их установки.

2. Модель цилиндра. Изготовление и установка.

В лаборатории РадГД ИПМех РАН изготовлена модель цилиндра из дюралюминия D16 с диаметрами 20 мм и 25 мм. Фото цилиндра приведено на рис.1. Здесь обозначены места установки датчиков давления: по центру и со смещением на 30 мм.

Цилиндр закреплен в вакуумном блоке ГУАТ, в кронштейне вместе с клином, угол раствора которого 10^0 , так, что ось симметрии сопла находится между моделями, которые раздвинуты на расстояние h . Расстояние h в экспериментах меняли от 15 до 35 мм. Схема конструкции приведена на рис.2.

В работе [7] приведены данные по обтеканию шара с острым клином с каверной. В такой же постановке исследовано обтекание цилиндра с острым клином, содержащем внутреннюю каверну.



Рис.1. Модель цилиндра

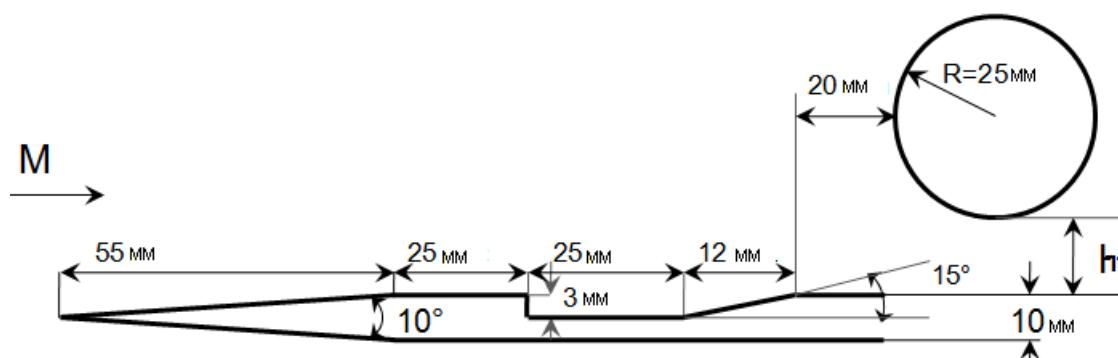


Рис.2. Схема моделей для эксперимента: цилиндр с клином

3. Эксперименты по обтеканию модели цилиндра с клином, содержащим внутреннюю каверну

Проведена серия экспериментов по обтеканию цилиндра с острым клином, содержащим внутреннюю каверну. На рис.3 – 5 представлены кадры видеосъемки теневой картины ударно-волновой конфигурации, образованной при гиперзвуковом обтекании моделей на числах Маха $M = 5.5$ и $M = 7$, и расстоянии между моделями $h = 15 \div 30$ мм. Ось сопла расположена по центру между моделями. Частота видеосъемки 2000 кадров/с.

На рис.3 представлены фрагменты видеоряда теневой картины обтекания цилиндра с клином, содержащем каверну, при $h = 15$ мм; $M = 7$ (слева) и $M = 5.5$ (справа). На рис. 4 показан фрагмент при $h = 21$ мм, $M = 7$. На рис. 5 изображен фрагмент при $h = 30$ мм; $M = 7$ (слева) и $M = 5.5$ (справа).

Можно видеть, что с увеличением дистанции между моделями ударная волна, отраженная от клина на цилиндр, смещается от центра цилиндра вниз, а при снижении числа Маха уменьшается и веер волн разрежения от цилиндра и от каверны.

В серии экспериментов ударная волна инициировалась при давлениях: в камере высокого давления $P_{КВД} = 12 \div 36.5$ атм. (толкающий газ – воздух); в камере низкого давления $P_{КНД} = 1$ мбар (рабочий газ – воздух), в вакуумной камере $P_{РЕС} = 10^{-3}$ мбар. Расстояние между моделями варьировалось в пределах $15 \div 35$ мм. В моделях использованы цилиндры диаметрами 20 мм и 25 мм. Расстояние от сопла в горизонтальном направлении данной группы моделей менялось в пределах 100 мм. На цилиндре были установлены датчики динамического давления, сертифицированные, марки РСВ 113В24, активные, с источником питания

и встроенной электроникой, максимального давления 70 атм. В центре камеры низкого давления и у сопла установлены датчики давления пассивные, пьезоэлектрические, градуированные в экспериментах.

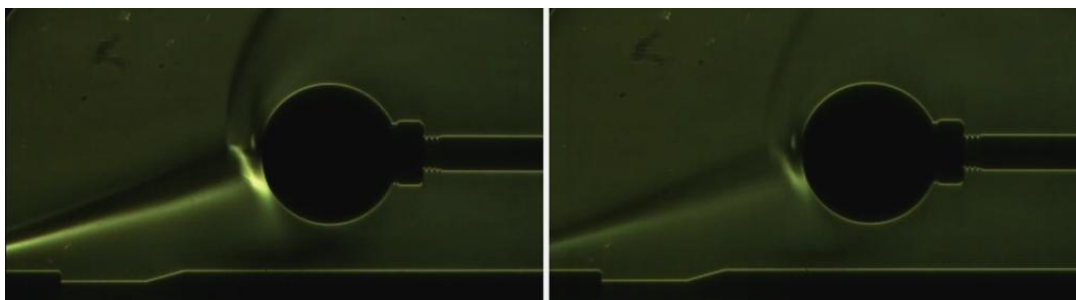


Рис. 3. Видеофрагмент обтекания цилиндра с острым клином, содержащим внутреннюю каверну при $h = 15$ мм; $M = 7$ (слева), $M = 5.5$ (справа)

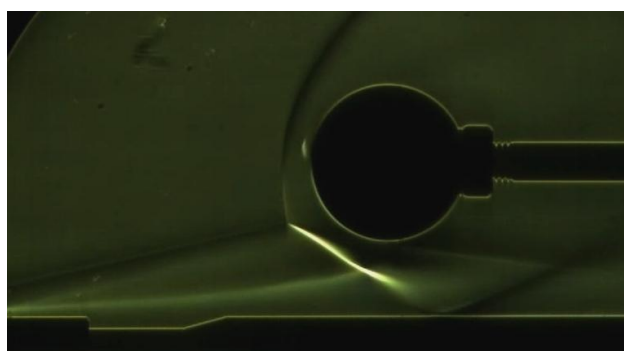


Рис. 4. Видеофрагмент обтекания цилиндра с острым клином, содержащим внутреннюю каверну при $h = 21$ мм; $M = 7$.

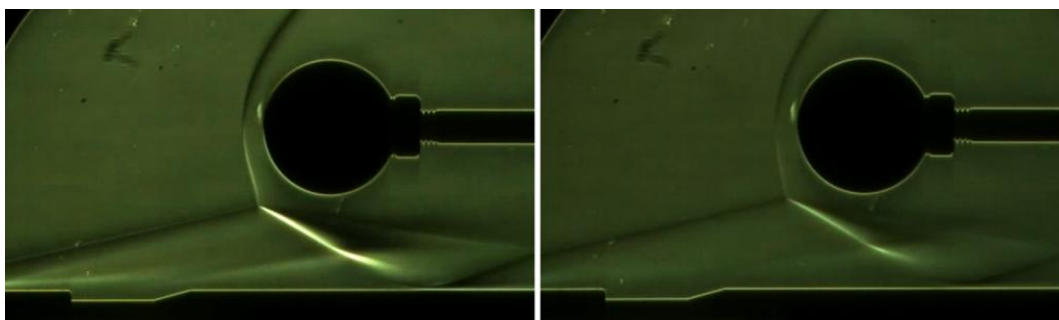


Рис. 5. Видеофрагмент обтекания цилиндра с острым клином, содержащим внутреннюю каверну при $h = 30$ мм; $M = 7$ (слева), $M = 5.5$ (справа)

Графики давления приведены на рис.6.

Анализ графиков динамического давления показывает, что фронт первичной ударной волны, падающий на модели близок к плоскому: датчики, расположенные на цилиндре на расстоянии 30 мм друг от друга сработали практически одновременно. Разность амплитуд на графиках является следствием различия в коэффициентах чувствительности датчиков, отличающихся на 0.42 мВ/кПа. Эксперимент показал, что датчики 113PSB24, установленные на модели имеют недостаточную чувствительность для исследуемых процессов и в дальнейших экспериментах требуются датчики с чувствительностью на порядок выше.

Перемещение в серии экспериментов группы моделей вдоль оси сопла производилось с целью исключения попадания их в области трансзвукового течения при некоторой «бочкообразности» реального истечения из сопла. Эта проблема требует дальнейшего совершенствования реальной экспериментальной технологии для полного соответствия расчет-

ным режимам ламинарного течения, для исключения эффектов неоднородности профиля входного потока.

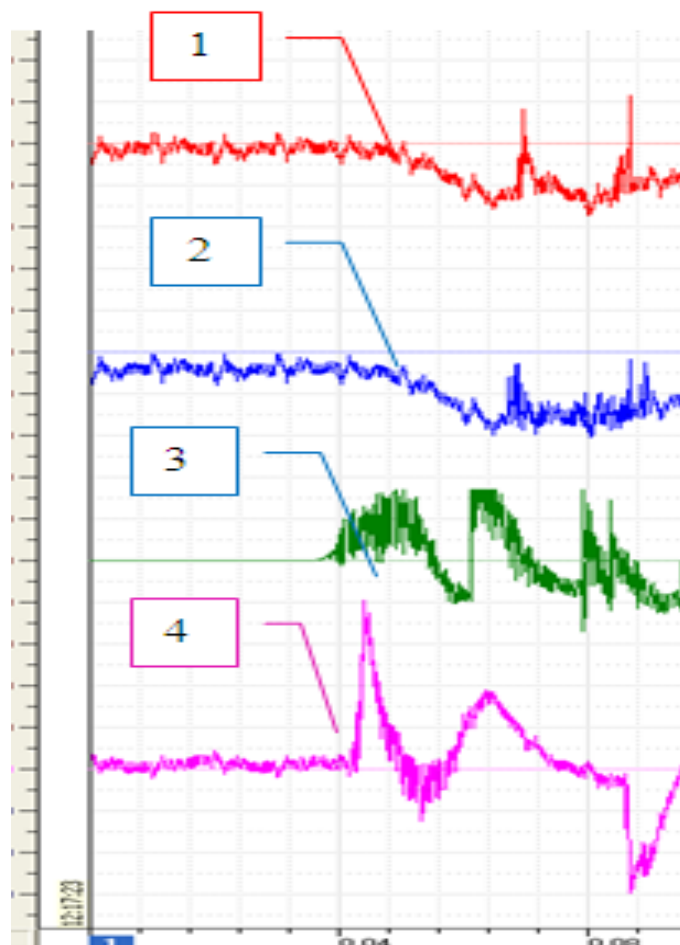


Рис. 6. Графики сигналов пьезодатчиков динамического давления: 1 – датчика, размещенного по центру цилиндра, 2 – датчика со сдвигом на 30 мм от центра цилиндра, 3 – датчика в середине камеры низкого давления; 4 – перед входом в сопло.

Конструкция ГУАТ такова, что за одну инициацию ударной волны позволяет газу порционно истекать на модели сначала при высоких числах Маха, затем при ослаблении ударной волны на более низких числах Маха [7, 8].

Видеофиксация обтекания моделей проводилась с помощью высокоскоростной видеокамеры Optronis GmbH CR 3000. Она запускалась с приходом ударной волны к датчику динамического давления, установленному в середине камеры низкого давления, поэтому графики и видео связаны по времени.

При работе аэродинамической части ГУАТ наблюдаются следующие процессы, на примере варианта, показанного на рис. 5 с числом Маха $M=7$. На первом этапе расширения рабочего газа через сопло на модель параметры потока из соплового блока остаются примерно постоянными. На полученном теневом видеоряде это экспериментально наблюдается в течение 15 мс. После прибытия в КНД к торцу сопла с критическим диаметром 8 мм веера волн разрежения и контактной поверхности толкающего газа, давление на входе в сопло уменьшается и параметры потока начинают сильно флуктуировать. Далее процесс ударно-волнового взаимодействия в ударной трубе определяется многократными прохождениями и переотражениями ударных волн между торцами КВД и КНД (торец сопла). На полученном теневом видеоряде можно выделить временные интервалы, в течение которых параметры газа на входе в сопло претерпевают незначительные изменения. Такого рода периоды мож-

но охарактеризовать как квазистационарный режим. Продолжительность этого периода $15 \div 30$ мс, при числе Маха $M=7$.

4. Сравнение эксперимента с расчетом

Проведено сравнение экспериментальных данных с расчетными при обтекании цилиндра и острого плоского клина. Расчетные исследования проведены с помощью разработанной численной методики [1] для двух аэродинамических моделей, экспериментально исследованных в двухдиафрагменной аэродинамической ударной трубе ГУАТ ИПМех РАН. Расчет поля течения при численном моделировании указанной группы моделей производился для вакуумной камеры без учета ударно-волнового процесса в ударной части ГУАТ при следующих параметрах модели: $h = 30$ мм, $M = 7$, температуре -100 К, и при различных расстояниях от сопла. Предполагалось, что истечение из сопла равномерное в поперечном направлении, стенки вакуумной камеры не влияют на течение около данных моделей, а значение коэффициента вязкости равно коэффициенту вязкости воздуха при входной температуре. Все расчеты проводились в полной расчетной области без предположений о симметрии течения.

На рис.7. приведены результаты сравнения в первой квазистационарной фазе течения.

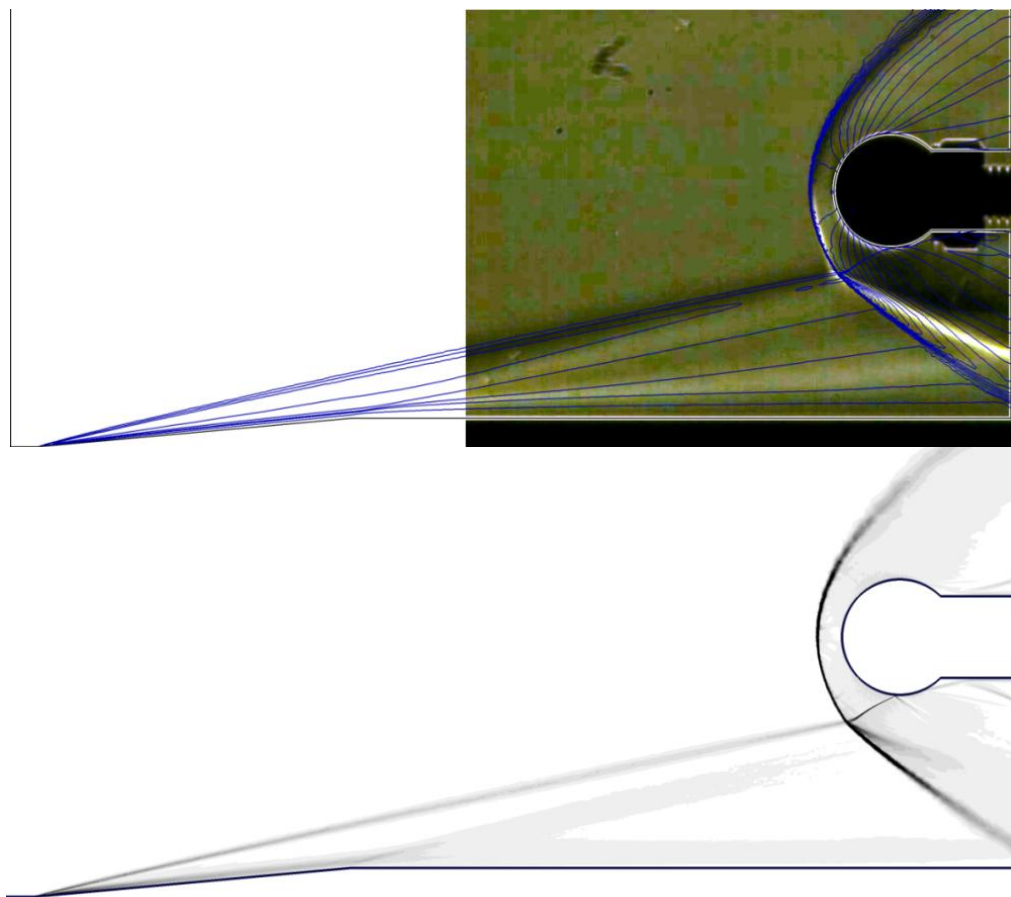


Рис.7. Сравнение экспериментальных данных с расчетными при $h = 30$ мм, $M = 7$.

На верхней части на рис.7 приведена экспериментальная шлирен фотография процесса, а в нижней части изображены изолинии рассчитанного модуля градиента плотности (с обратной палитрой оттенков серого цвета). На расчетной и экспериментальной частях (рис.7) видны четкие фронты присоединенной ударной волны. Веер разрежения на теневую фотографию нанесен из расчетной части, т.к. он не явно заметен на фото, но его границная

область совпадает с фронтом отраженной от цилиндра ударной волны. При изменении угла клина и на фото и на расчетном графике видны серии волн разряжения.

Сравнение показало удовлетворительные результаты в сериях экспериментов с фиксированными давлениями в блоках ГУАТ.

Приведенные эксперименты с моделями простых форм, таких как цилиндр и клин, на разных числах Маха, используются для валидации расчетных кодов и могут быть полезны при сложных расчетах моделей летательных аппаратов.

5. Заключение

Проведены эксперименты по обтеканию группы моделей: «цилиндр – острый клин с внутренней каверной» на числах Маха $M = 5.5 \div 7$. Произведена видеофиксация ударно-волнового взаимодействия гиперзвукового потока воздуха с данной группой моделей в течение 2 секунд. Проведен численный расчет данного взаимодействия. Определены фрагменты квазистационарных и нестационарных течений.

Выполненные эксперименты показали удовлетворительную согласованность с расчетами и могут служить информацией для валидации разрабатываемых программных кодов [9].

Экспериментальные работы на гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе выполнены по Программам фундаментальных исследований РАН «Аэротермодинамика и навигация гиперзвуковых летательных аппаратов»

Список обозначений

ГУАТ – гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба;

ГЛА – гиперзвуковой летательный аппарат;

КВД – камера высокого давления;

КНД – камера низкого давления.

Литература

1. 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.
2. S.T. Surzhikov, R.K. Seleznev, P.K. Tretjakov, V.A. Zabaykin. Unsteady Thermo-Gasdynamic Processes in Scramjet Combustion Chamber with Periodical Input of Cold Air // AIAA 2014–3917, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2014.
3. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Исследование ударно-волновых процессов обтекания клиновидных моделей с кавернами в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып.3. 5с. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-3/articles/223/>
4. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Проведение экспериментов по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т.14, вып.4. 6с. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/428/>
5. Ван–Дайк М. Альбом течений жидкости и газа. Баренблат Г.И., Шидловский В.П. М.: Мир, 1986. 184 с.
6. Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях / Майкапф Г.И. Жуковский. ЦАГИ. 2003. С.140–141.
7. Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Обтекание сферических и конических объектов в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе. // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып.1. 5с. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/107/>
8. Рулева Л.Б., Котов М.А., Солодовников С.И. Патент на полезную модель № 152348. Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба. 2015 г.

9. Рулева Л.Б., Котов М.А., Солодовников С.И. Патент на полезную модель № 153905 Импульсная аэродинамическая установка. 2015 г.
10. Seleznev R.K., Surzhikov S.T. A Generalized Newton Method for Differential Equation of Chemical Kinetics// AIAA 2013–3009. 44th AIAA Thermophysics Conference, June 24-27, 2013, San Diego, CA. 17 p.

Статья поступила в редакцию 20 ноября 2015 г.