

Обтекание моделей гиперзвуковых летательных аппаратов и простых геометрических форм в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе

© М.А. Котов, И.А. Крюков, Л.Б. Рулева,
С.И. Солодовников, С.Т. Суржигов

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН, Москва, 119526, Россия

Представлены результаты экспериментальных исследований обтекания моделей фрагментов перспективных летательных аппаратов в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе, разработанной в Институте проблем механики РАН, с числами Маха $M = 6 \dots 8$. В качестве моделей выбраны фрагменты воздухозаборника гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя, представленные конфигурациями: шар, цилиндр, острый клин с каверной, отражающей элемент flameholder — стабилизатор пламени реального гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя. Приведены параметры моделей, фотографии фаз ударно-волнового взаимодействия, запечатленные высокоскоростной видеокамерой, и их трактовка. На основании разработанных компьютерных расчетных кодов получены результаты численного моделирования гиперзвукового обтекания указанных моделей. Проведен сравнительный анализ расчетных и экспериментальных данных, давший положительный результат, что позволило валидировать разработанные расчетные компьютерные коды.

Ключевые слова: гиперзвуковые течения, ударная аэродинамическая труба, экспериментальное исследование, ударно-волновое взаимодействие.

Введение. На экспериментальной установке Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН) — гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе (ГУАТ) проведена серия экспериментов, которые позволяют аппроксимировать ударно-волновые взаимодействия высокоскоростного напора воздуха с моделями летательных аппаратов (ЛА) на процессы в реальном воздухозаборнике гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД). Экспериментальная установка ГУАТ и ее оборудование подробно описаны в работе [1]. Она представляет собой единый канал, соединяющий ударную и аэродинамическую части. Ударно-волновые конфигурации, возникающие при истечениях гиперзвукового газового потока из сопла на модели, регистрируются скоростной видеокамерой с частотой несколько тысяч кадров в секунду. Особенностью ГУАТ [2, 3] является возможность за одну инициацию ударной волны получать экспериментальные данные квазистационарных процессов на временном интервале 15...30 мс. В мембранном блоке ГУАТ замена мембраны на быстродействующий (0,002 с) клапан [4] позволила однозначно и гарантированно проводить серию экспериментов при расчетных параметрах давления и числах Маха [5].

Известны работы, посвященные взаимодействию сверхзвукового потока с моделями ГЛА — как расчетно-теоретические [6], так и расчетно-экспериментальные [7, 8]. В статьях [7, 8] представлены результаты экспериментальных исследований на ГУАТ ИПМех РАН по фиксации ударно-волновых конфигураций, возникающих при обтекании гиперзвуковым потоком таких моделей, как острые и затупленные полуклинья с фрагментами стабилизатора пламени flameholder, а также сравнение с экспериментальными данными выполненных по разработанным в ИПМех РАН расчетным кодам результатов расчетов указанных конфигураций.

Обтекание некоторых сферических объектов исследовано в работе [9]. Дальнейшее изучение взаимодействия потока, отраженного от острой кромки на затупленную часть под разными углами, экспериментально исследовано в ГУАТ ИПМех РАН. С этой целью проведены исследования обтекания групп моделей: острый клин — шар и острый клин — цилиндр. Ориентация моделей относительно друг друга и относительно потока в эксперименте изменялась.

Экспериментальные исследования обтекания шара с острым клином. Конструктивные параметры моделей следующие. Шар имеет диаметр 40 мм. Клин выполнен из алюминия, угол его раствора составляет 10° , ширина — 70 мм. Расстояние от одной модели до другой изменялось от 21 до 30 мм. Это наряду с варьированием параметров высокого давления в ГУАТ дало возможность изменять направление потока: на центр шара, на область шара, находящуюся под углом 45° и на нижнюю кромку шара. Фрагменты ударно-волновых конфигураций, возникшие при обтекании ориентированных моделей при падающей ударной волне в начальный момент времени, на примере острого клина и шара при $M = 7$ приведены на рис. 1–3.

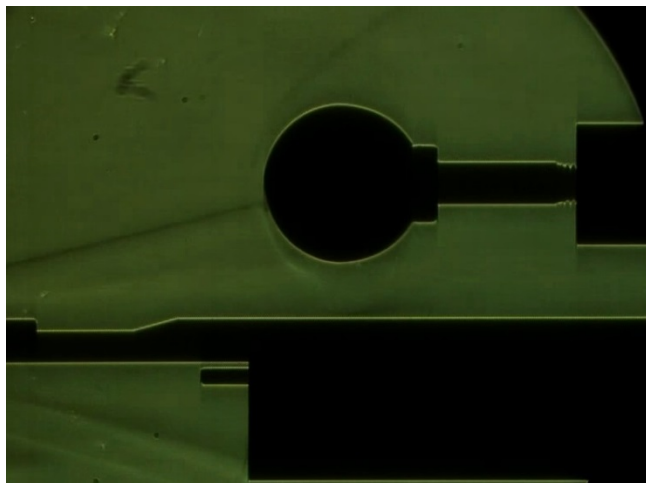


Рис. 1. Проекция ударной волны на центр шара

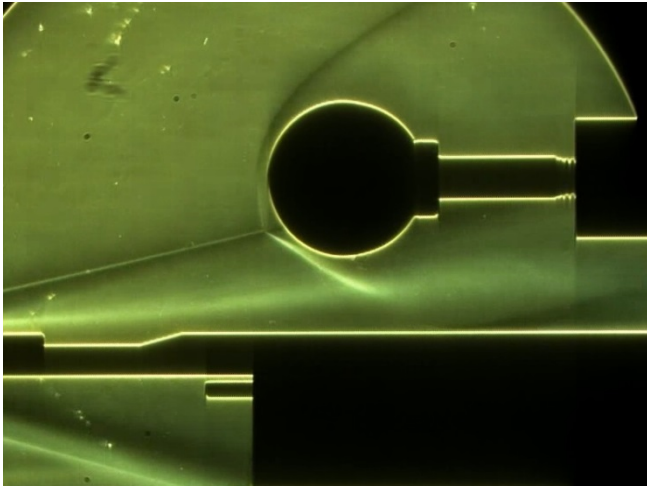


Рис. 2. Проекция ударной волны под углом 45°

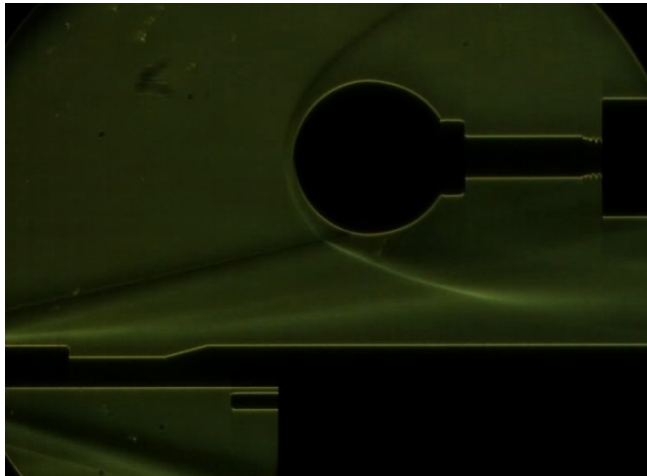


Рис. 3. Проекция ударной волны на нижнюю кромку

Развитие этих же ударно-волновых процессов во времени (острый клин и шар, $M = 7$) иллюстрируют рис. 4–6. Интерес представляют ударно-волновые конфигурации, образующиеся при взаимосвязи отраженных ударных волн от каверны и от шара.

Анализ экспериментальных данных показал, что отошедшая от шара ударная волна увеличивается при смещении падающей на него ударной волны от центра к периферии. Аппроксимация экспериментов на реальный воздухозаборник ГПВРД ГЛА позволяет предположить, что высокоскоростные воздушные потоки, направленные под углом к затупленным кромкам, приводят к более сильным отраженным волнам, которые неблагоприятно сказываются на отражающем элементе flameholder.

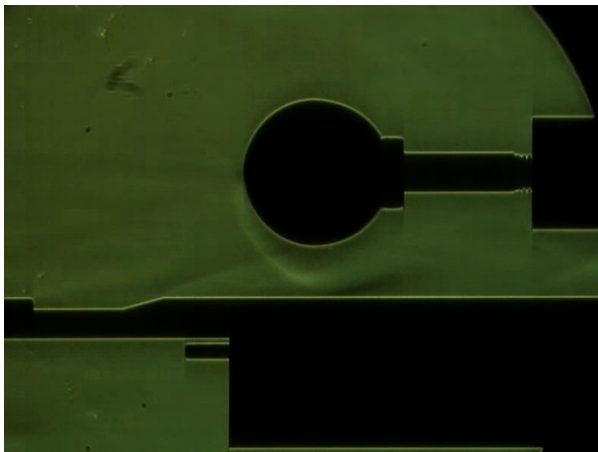


Рис. 4. Развитие процесса, изображенного на рис. 1

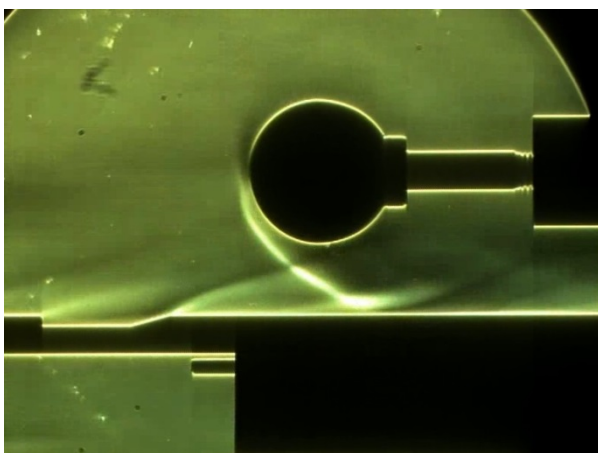


Рис. 5. Проекция ударной волны под углом 45° .
Развитие процесса, изображенного на рис. 2

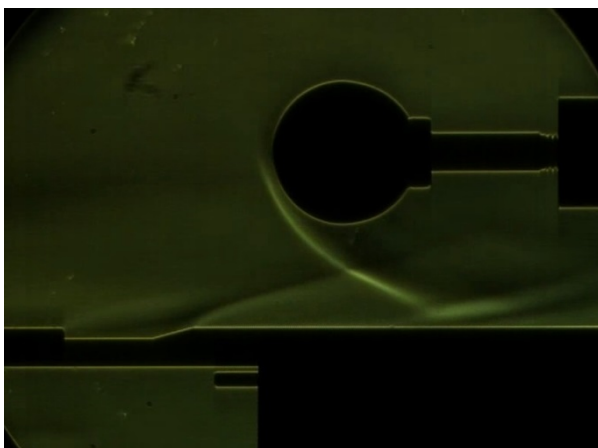


Рис. 6. Проекция ударной волны на нижнюю кромку.
Развитие процесса, изображенного на рис. 3

Экспериментальные исследования обтекания цилиндра с острым клином и сравнение с расчетом. На экспериментальной установке ГУАТ проведено экспериментальное исследование обтекания цилиндра в совокупности с клином. Схема положения двойной модели, состоящей из цилиндра (диаметром 20 и 25 мм) и клина (с углом раствора 10° , шириной 70 мм), с каверной следующая. Ось симметрии сопла находится между моделями, которые раздвинуты на расстояние h , где $h = 15; 22,5; 25; 30$ мм.

Проведены серии экспериментов, в которых изменяли расстояние h между моделями и числа Маха. Шлирен-фотографии эксперимента иллюстрирует рис. 7, где расстояние между цилиндром и клином $h = 15$ мм, число Маха $M = 7$ и $M = 5,5$ соответственно.

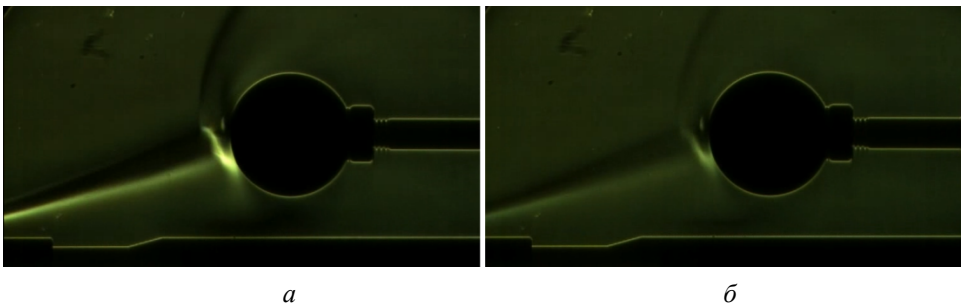


Рис. 7. Обтекание цилиндра при $M = 7$ (а) и $M = 5,5$ (б)

Одновременно с экспериментом проведены расчеты по разработанной численной методике [7] для данных аэродинамических моделей. Численное моделирование выполнено для течения в аэродинамической части ГУАТ. Течение за срезом сопла предполагалось равномерным в поперечном направлении, влияние стенок камеры не учитывалось. Последнее оправдано тем, что объем камеры 800 дм^3 и ее диаметр 500 мм велики по сравнению с размерами моделей.

Фрагмент шлирен-фотографии эксперимента по обтеканию группы: цилиндр с острым клином при числе Маха $M = 7$ и расстоянии между клином и цилиндром $h = 25$ мм и результат численного моделирования в квазистационарном режиме представлены на рис. 8.

Здесь на фотографию нанесен веер разряжения из расчетов процесса, так как на фотографии он не виден. Однако контур отраженной волны от цилиндра на фотографии хорошо совпадает с расчетным.

Сравнение расчетных и экспериментальных структур течений позволяет сделать вывод о том, что численное решение удовлетворительно соответствует эксперименту. Полученные экспериментальные результаты по обтеканию моделей можно использовать для тестирования вычислительного моделирования ударно-волновых процессов.

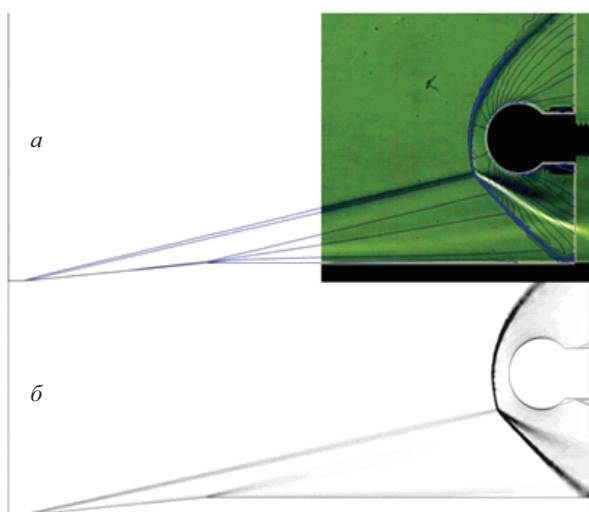


Рис. 8. Результаты эксперимента (а) и численного моделирования (б) при $h = 25$ мм, $M = 7$

Заключение. Продемонстрированы эксперименты по обтеканию профилей конструкции ГЛА в виде группы моделей: шар — острый клин; цилиндр — острый клин. Результаты экспериментов удовлетворительно согласуются с расчетом по компьютерным кодам, разработанным в ИПМех РАН. Экспериментальные исследования на ГУАТ способствуют оперативному отклику на поведение новых форм профилей ГЛА в гиперзвуковом потоке, а также валидации новых разработанных расчетных кодов на простых моделях.

Работа выполнена в рамках программы фундаментальных исследований РАН.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржигов С.Т. Проведение экспериментов по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2013, вып. 4, т. 14. URL: http://chemphys.edu.ru/media/published/08_uUK9SIT.pdf
- [2] Рулева Л.Б., Котов М.А., Солодовников С.И. *Импульсная аэродинамическая установка*. Пат. 153905 Российская Федерация, 2015, бюл. № 22.
- [3] Рулева Л.Б., Котов М.А., Солодовников С.И. *Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба*. Пат. 152348 Российская Федерация, 2015, бюл. № 14.
- [4] 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, Jun. 19, 2007.
- [5] Краснов И.Ф., Кошевой В.Н., Данилов А.Н. и др. *Прикладная аэродинамика*. Москва, Высшая школа, 1974, 732 с.
- [6] Ягодников Д.М., Быков Н.И., Томак В.И., Бурков А.С., Ирьянов Н.Я. Расчетно-теоретическое исследование взаимодействия высокотемпературного

сверхзвукового потока с моделью профиля летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 1.

DOI: 10.18698/2308-6033-2016-1-1456

- [7] Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Расчетно-экспериментальное исследование структуры гиперзвукового потока в плоском канале сложной конфигурации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2015, № 1 (100), с. 4–21.
- [8] 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.
- [9] 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. URL: www.chemphys.edu.ru/pdf/2014-11-27-004.pdf.

Статья поступила 28.09.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И., Суржиков С.Т. Обтекание моделей гиперзвуковых летательных аппаратов и простых геометрических форм в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе.

Инженерный журнал: наука и инновации, 2016, вып. 9.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-09-1537>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Котов Михаил Алтаевич — канд. физ.-мат. наук, науч. сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» ИПМех РАН. Автор 18 научных работ в области аэротермофизики. e-mail: mikhail_kotov88@mail.ru

Крюков Игорь Анатольевич — канд. физ.-мат. наук, ст. науч. сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» ИПМех РАН, доцент кафедры физической и химической механики МФТИ. Автор более 90 научных работ в области теплофизики и радиационной газовой динамики. e-mail: kryukov@ipmnet.ru

Рулева Лариса Борисовна — науч. сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» ИПМех РАН. Автор более 70 научных работ в области аэротермофизики и 20 авторских свидетельств в области навигации, автоматизированного управления и газовой динамики. e-mail: ruleva@ipmnet.ru

Солодовников Сергей Иванович — инженер, сотрудник лаборатории «Радиационная газовая динамика» ИПМех РАН. Автор 11 научных работ в области аэротермофизики. e-mail: sis63@yandex.ru

Суржиков Сергей Тимофеевич — д-р. физ.-мат. наук, член-корр. РАН, зав. 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. e-mail: surg@ipmnet.ru

Flow around hypersonic aircraft models and simple geometries in a hypersonic shock tunnel

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

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS, Moscow, 119526, Russia

We studied shockwave configurations obtained during hypersonic gas flow around fragments of hypersonic aircraft. The article describes our test installation. We analyse the experimental data on flows around an acute wedge and a cylinder. These models pose as "simple geometry" models for testing new computation codes. We supply the results of comparing data obtained during computation and experimentation.

Keywords: hypersonic flow, hypersonic aerodynamics, shock tunnel.

REFERENCES

- [1] Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2013, issue 4, vol. 14. Available at: http://chemphys.edu.ru/media/published/08_uUK9SIT.pdf
- [2] Ruleva L.B., Kotov M.A., Solodovnikov S.I. (RU) *Impulsnaya aerodinamicheskaya ustanovka* [Aerodynamic pulse installation]. Patent RU 153905, 2015, bulletin no. 22.
- [3] Ruleva L.B., Kotov M.A., Solodovnikov S.I. (RU) *Giperzvukovaya udarnaya aerodinamicheskaya truba* [Hypersonic shock tunnel]. Patent RU 152348, 2015, bulletin no. 14.
- [4] 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, Jun. 19, 2007.
- [5] Krasnov I.F., Koshevoy V.N., Danilov A.N. et al. *Prikladnaya aerodinamika* [Applied aerodynamics]. Moscow, Vysshaya Shkola Publ., 1974, 732 p.
- [6] Yagodnikov D.A., Bykov N.I., Tomak V.I., Burkov A.S., Iryanov N.Ya. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, issue no. 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2016-1-1456
- [7] Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2015, no. 1 (100), pp. 4–21.
- [8] 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.
- [9] Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, no. 1. Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/107/>

Kotov M.A., Cand. Sci. (Phys.-Math.), Researcher, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS. Author of 18 publications in the field of aerothermophysics. e-mail: mikhail_kotov88@mail.ru

Kryukov I.A., Cand. Sci. (Phys.-Math.), Senior Research Scientist, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS. Assoc. professor of the Department of Physical and Chemical Mechanics at MIPT. Author of over 90 publications in the field of thermal physics and radiation gas dynamics. e-mail: kryukov@ipmnet.ru

Ruleva L.B., Research Scientist, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS. Author of over 70 works on aerothermophysics and of 20 inventor's certificates in the field of navigation, automated control and gas dynamics. e-mail: ruleva@ipmnet.ru

Solodovnikov S.I., engineer, Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS. Author of 11 works on aerothermophysics. e-mail: sis63@yandex.ru

Surzhikov S.T., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Head of the Laboratory of Radiation Gas Dynamics at Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS; Professor, head of the Department of Physical and Chemical Mechanics at MIPT. Author of over 500 works in the field of thermal physics and radiation gas dynamics. e-mail: surg@ipmnet.ru