

Experimental Research of Heat Fluxes in Wind Tunnels and Shock Tubes

P. V. Kozlov, S. S. Popovich, A. G. Zditovets, I. A. Zagainov

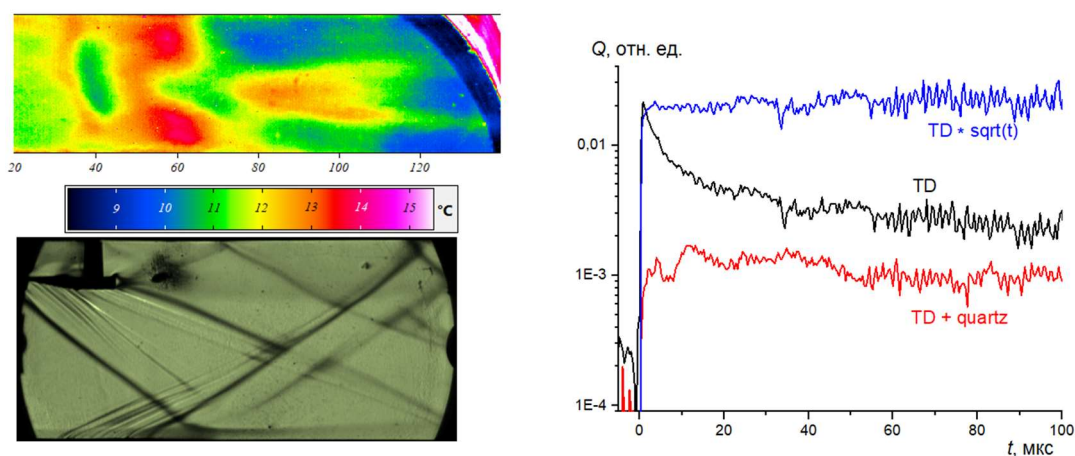
*Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University,
Moscow, 119192, Russia*

kalevala@mail.ru, pss@imec.msu.ru, zditovets@mail.ru, iz21@mail.ru

Abstract

The article describes the methods and results of the study of heat transfer in the wind tunnel and shock tubes in the presence of shock waves in the flow. In the first case, the research was carried out using a thermal imager and infrared illuminators, which allowed to determine the patterns of heat transfer on the inner walls of the wind tunnel. The study was carried out for the Mach number 2.48 and the turbulent flow regime. The shock wave was initiated using a plane wedge mounted on the upper wall of the setup test section. A high-speed thermoelectric detector with a resolution of up to 1 microsecond was used to study heat fluxes in the shock tubes. The experiments were carried out on two diaphragm type shock tubes at the Mach number behind the shock wave of 15.

Keywords: shock tube, wind tunnel, heat flux, infrared thermography, shock waves.



Thermogram of the shock wave incidence on a flat plate (top left), shadow photo of a shock wave interaction with a flat plate in the wind tunnel (bottom left); the time dependence of the heat flux Q from shock-heated argon to the end wall of the shock tube (from the right)

УДК 533.6.011.6

Экспериментальное исследование тепловых потоков в газодинамических установках непрерывного и кратковременного действия

П. В. Козлов, С. С. Попович, А. Г. Здитовец, И. А. Загайнов

*НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова,
Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект, д. 1*

kalevala@mail.ru, pss@imec.msu.ru, zditovets@mail.ru, iz21@mail.ru

Аннотация

В статье приводится описание методик и результатов исследования теплообмена в аэродинамических установках непрерывного и кратковременного действия при наличии в потоке ударных волн. В первом случае исследования проводятся с использованием тепловизора и инфракрасных иллюминаторов, позволяющих определить закономерности теплообмена на внутренних стенках аэродинамической установки непрерывного действия. Исследование проведено для числа Маха 2.48 и турбулентного режима течения. Ударная волна инициировалась с помощью плоского клина, установленного на верхней стенке рабочей части установки. Для исследования тепловых потоков в ударной трубе использовался быстродействующий термоэлектрический детектор разрешением до 1 мкс. Эксперименты проводились на двух ударных трубах диафрагменного типа при числе Маха за ударной волной 15.

Ключевые слова: ударная труба, аэродинамическая установка, тепловой поток, инфракрасная термография, ударная волна.

1. Введение

Прогресс в освоении космического пространства неразрывно связан с необходимостью создания надежных систем тепловой защиты для вновь создаваемых космических аппаратов. При этом достоверность прогнозирования нагрева поверхностей летательных аппаратов, движущихся с высокими скоростями в условиях неравновесного тепло- и массообмена, остается весьма низкой несмотря на многочисленные исследования достаточно высокого уровня [1–5]. В работе [6] на примере моделирования летного эксперимента FIRE-II показано, что используемые в практике аэрофизических расчетов модели кинетики ионизированного воздуха предсказывают различный уровень температур в ударном слое.

В области сверхзвуковых внутренних течений в каналах и трактах перспективных двигательных и энергетических установок актуальным представляется учёт при определении теплового потока и коэффициента теплоотдачи локальных изменений определяющей температуры – равновесной (адиабатной) температуры стенки. Как показано в ряде работ [7–10], погрешность в определении коэффициента теплоотдачи, рассчитанного без учета локальных изменений равновесной температуры стенки, может составлять до 50 %. При этом, например, в турбостроении погрешность в 20 % приводит к ошибке в определении температуры металла турбинной лопатки около 15 К. Такое повышение температуры стенки снижает сопротивление ползучести профиля лопатки турбины высокого давления на 50 %, в то время как ошибка в 30 К приводит к уменьшению ресурса лопатки в 2 раза [11]. В центре Лэнгли NASA, подводя итоги проведенных за последние 50 лет исследований в области высокоскоростного аэродинамического нагрева [12], отмечают, что дальнейшее повышение точности определения закономерностей теплоотдачи при обтекании сверхзвуковым потоком поверхностей

сложной формы требует тщательного исследования локальных значений равновесной температуры стенки.

Отмеченные проблемы диктуют необходимость дальнейших усилий в области фундаментальных исследований для повышения точности определения тепловых потоков при сверхзвуковом обтекании поверхностей перспективных летательных и космических аппаратов и движении рабочих тел в каналах и трактах энергоустановок и двигателей. В контролируемых условиях определение аэродинамического нагрева возможно на малых газодинамических установках при условиях корректного физического моделирования высокоскоростных течений и измерений тепловых потоков. Получаемые при этом экспериментальные данные также являются одним из источников валидации программных кодов для расчета тепловых потоков к поверхности обтекаемого аппарата.

Целью работы в данном случае является сравнительный анализ подходов к исследованию процессов теплообмена в высокоскоростных газовых потоках в установках непрерывного и кратковременного действия. В первом случае основным методом исследования является использование тепловизора и специальных иллюминаторов, прозрачных в инфракрасной области спектра. Во втором случае определение тепловых потоков осуществляется с помощью быстродействующих термоэлектрических детекторов разрешением до 1 мкс и спектральных методов измерения радиационной составляющей в отражённой и падающей ударной волне.

2. Определение параметров теплоотдачи в аэродинамической установке периодического действия

2.1. Оборудование экспериментального стенда

Исследования проводились на сверхзвуковой аэродинамической установке периодического действия с закрытой рабочей частью и регулируемым сверхзвуковым соплом (рис. 1) [13]. Размеры рабочей секции: длина – 200 мм, ширина – 70 мм, высота – 98 мм. Число Рейнольдса, рассчитанное по длине нарастания динамического пограничного слоя от критического сечения сопла, составляло не менее $2 \cdot 10^7$ на срезе сопла, что свидетельствует о турбулентном режиме течения. Толщина пограничного слоя в начале рабочей секции на верхней и нижней стенках составляла около 6 мм. Установка оснащена как оптическими кварцевыми окнами, так и ИК-прозрачным иллюминатором из ZnSe, что позволяет измерять температуру нижней и боковых поверхностей рабочей секции с помощью ИК-камеры InfraTEC 8800.

В данном исследовании число Маха потока на срезе сопла составляло $M_\infty = 2.48$. Верхняя и нижняя стенки сверхзвукового сопла образованы гибкими стальными пластинами, позволяющими изменять критическое сечения сопла для регулирования числа Маха на срезе от 1.75 до 3. Размеры критического сечения сопла в данном исследовании составили 70×37 мм. На верхней стенке рабочей части аэродинамической установки перед пластиной устанавливался генератор ударной волны – стальной клин с углом раскрытия 12° (рис. 1). Полное давление в форкамере составляло 530 кПа, полная температура – 295 К.

Данные со всех датчиков стенда собирались в коннекторные блоки термпар и датчиков давления NI SCXI-1303, далее через усилители SCXI-1102 (термпарный) и SCXI-1102B (для датчиков давления) подавались в аналого-цифровой преобразователь NI PCI-6220. Программа получения и обработки экспериментальных данных написана в среде LabVIEW [14].

2.2. Методика проведения исследования на аэродинамической установке

Экспериментальное исследование состояло из двух этапов. На 1-м этапе для измерения распределения статического давления по длине пластины производилось дренирование по центральной линии модели, через которое производились отборы воздуха к датчикам давления. Также на данном этапе проводилась теневая визуализации картины течения с помощью прибора Теплера ИАБ-451.

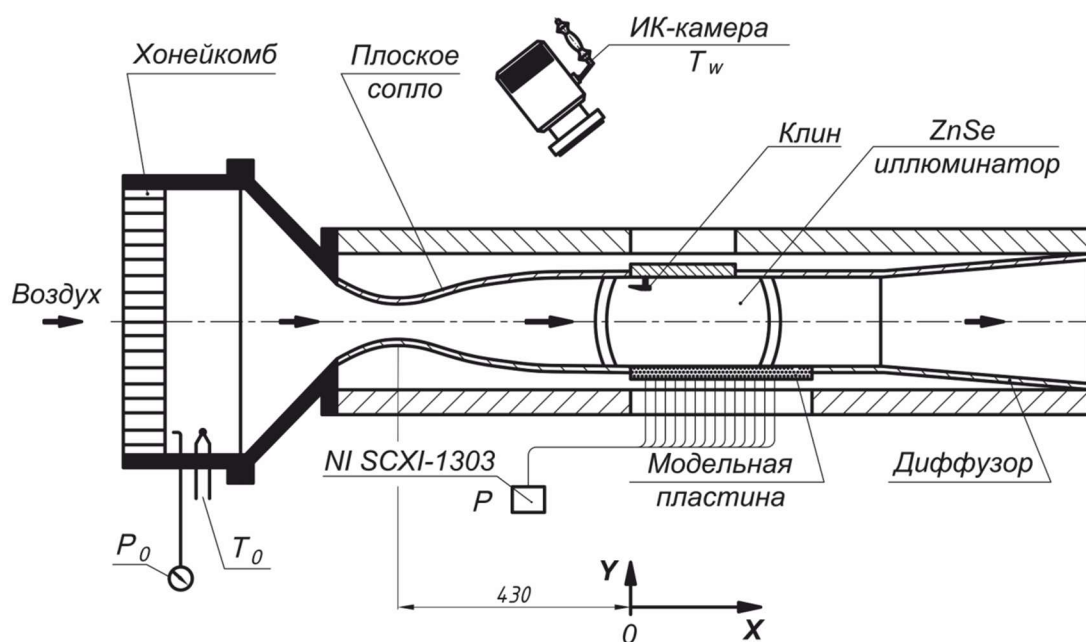


Рис. 1. Схема сверхзвуковой аэродинамической установки АР-2

На 2-ом этапе боковой иллюминатор рабочей части установки заменялся на иллюминатор из ZnSe – материала прозрачного в инфракрасной области спектра. Это позволило зафиксировать температуру нижней и боковых поверхностей рабочей секции с помощью ИК-камеры. Кроме того, в данном эксперименте нижняя стенка рабочей части установки заменялась на пластину из оргстекла, выполненную с возможностью подогрева с обратной стороны. Данная модель была лишена перфораций для отбора статического давления с целью исключения влияния отверстий на определяемые параметры теплоотдачи. Степень черноты поверхности модели составила 0.9 (стенка была предварительно зачернена). Коэффициент пропускания инфракрасного иллюминатора из ZnSe равен 0.7.

Методика проведения теплового эксперимента заключалась в регистрации изменения параметров на стенке модели от момента запуска аэродинамической трубы в течение 100 секунд с частотой 10 Гц [15, 16]. Пластина в начальный момент времени была нагрета до 55 градусов. Скорость охлаждения пластины отслеживалась с помощью ИК-камеры через инфракрасный иллюминатор. Полученные данные позволили восстановить тепловой поток на стенке с помощью интегрирования производной температуры стенки по времени (1), справедливое в рамках уравнения теплопроводности в полубесконечном теле при изменяющемся тепловом потоке на стенке [17]

$$q_w = \frac{\sqrt{\rho k C}}{\sqrt{\pi}} \int_0^t \frac{[dT_w(\tau)/d\tau]}{(t-\tau)^{1/2}} d\tau, \quad (1)$$

где q_w – удельный тепловой поток в стенку, Вт/м²; ρ – плотность материала стенки, кг/м³; k – коэффициент теплопроводности материала стенки, Вт/(м·К); C – удельная теплоемкость материала стенки, Дж/(кг·К); T_w – локальная температура стенки, К; t – продолжительность эксперимента, с; τ – время, с.

Коэффициент теплоотдачи определялся отношением удельного потока на стенке к разности между локальной и адиабатной температурой стенки [7]

$$h = \frac{q_w}{T_w - T_{aw}}, \quad (2)$$

где h – коэффициент теплоотдачи, Вт/(м²·К); T_{aw} – адиабатная температура стенки, К.

Неопределенность измерения термогазодинамических параметров оценивалась для доверительного интервала 95 % [18]: ± 6 кПа для давления торможения, ± 0.15 кПа для статического давления на пластине, ± 0.3 К для полной температуры, ± 0.6 К для температуры стенки (с использованием ИК-камеры), ± 1 К для адиабатной температуры стенки, ± 5.7 % для коэффициента теплоотдачи.

2.3. Результаты исследований параметров теплоотдачи

На рис. 2 представлено распределение статического давления в области падения ударной волны на стенку. График демонстрирует рост статического давления в области падения ударной волны на стенку. На расстоянии от среза сопла $x = 35$ мм наблюдается перегиб графика, свидетельствующий о начале области отрыва пограничного слоя. Максимум давления наблюдается ниже по течению в координате $x = 73$ мм, что соответствует области присоединения пограничного слоя.

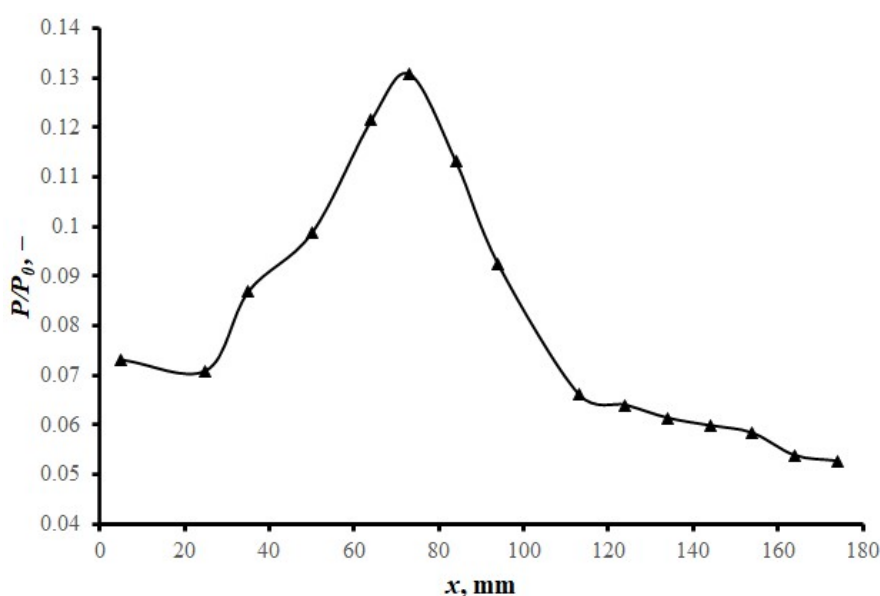


Рис. 2. Распределение статического давления в области взаимодействия падающей ударной волны со стенкой

На рис. 3 представлена теневая визуализация, на которой зафиксирована область взаимодействия падающей ударной волны с пограничным слоем на пластине. На визуализации отчетливо видны падающая и отраженная ударная волна, а также отрывная область. В области отрыва возникает еще одна ударная волна присоединения из-за того, что отрыв распространяется вперед относительно области падения ударной волны.

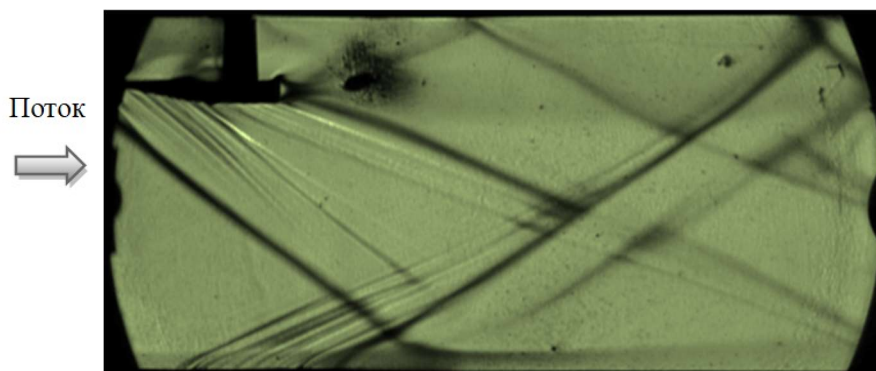


Рис. 3. Теневая визуализация падающей ударной волны на плоскую стенку за клином

На 2-ом этапе проведено тепловизионное исследование области взаимодействия падающей ударной волны со стенкой. На рис. 4 показана термограмма исследуемой области в момент окончания эксперимента. При сравнении с распределением статического давления (см. рис. 2) можно отметить снижение температуры стенки за передней точкой отрыва пограничного слоя на оси симметрии. По краям канала формируется два вихря вследствие взаимодействия ударной волны с боковыми стенками [19]. Максимум адиабатной температуры стенки наблюдается ниже за область присоединения. Далее по течению температура стенки снижается вследствие нарастания нового пограничного слоя.

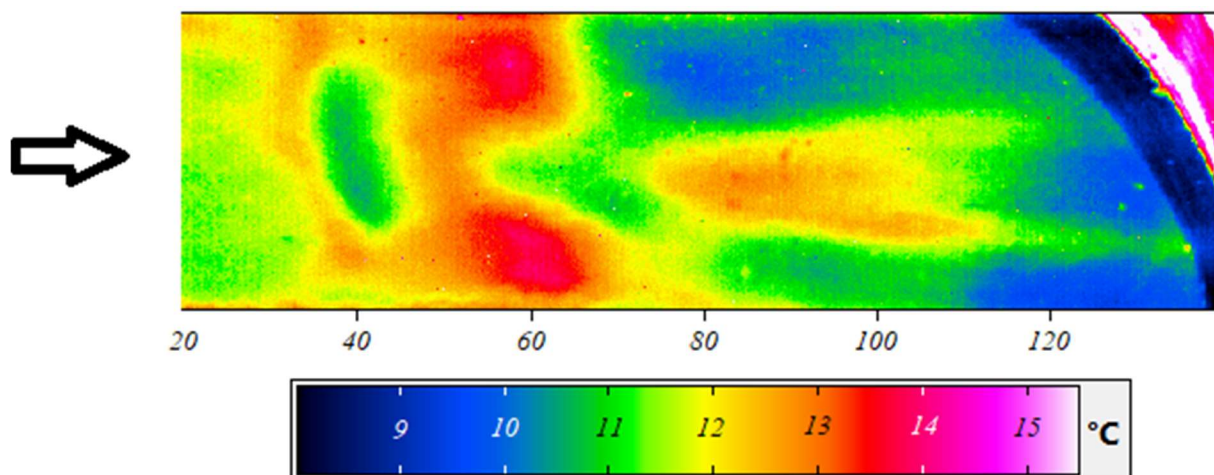


Рис. 4. Термограмма области падения ударной волны на плоскую стенку по истечении 100 секунд после начала эксперимента

На рис. 5 показано распределение размерного коэффициента теплоотдачи по исследуемой области. Подогрев модели осуществлялся от координаты $x = 40$ мм и для плоской стенки с этого момента коэффициент теплоотдачи практически оставался неизменным. Для течения с ударной волной в начале области отрыва наблюдается полка по коэффициенту теплоотдачи, после чего происходит рост до максимального значения 452 Вт/(м²·К) в координате, соответствующей максимуму статического давления (см. рис. 2).

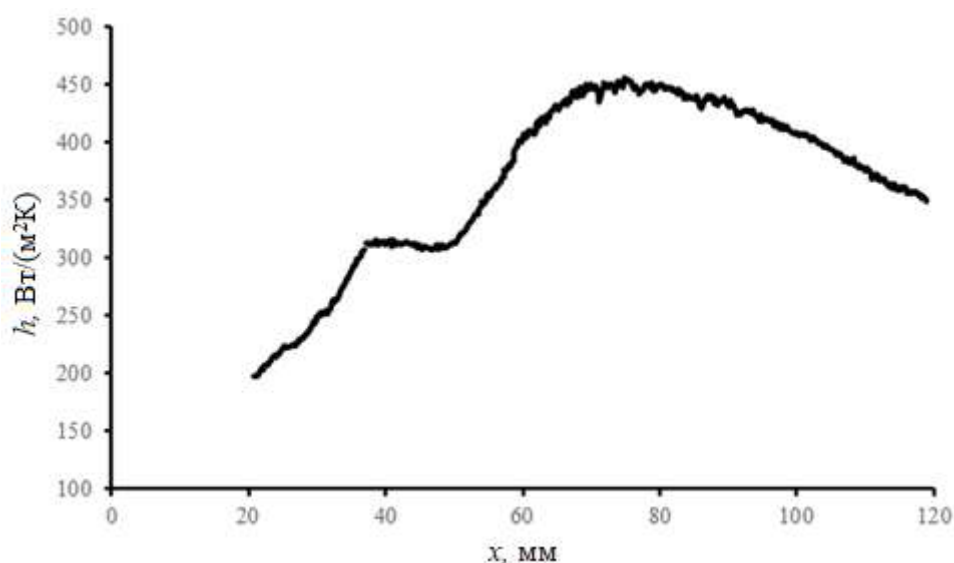


Рис. 5. Распределение коэффициента теплоотдачи НТС по центральной линии модельной пластины в области взаимодействия падающей ударной волны со стенкой

3. Применение термоэлектрических детекторов в ударных трубах

3.1. Оборудование экспериментальных стендов

Широкие возможности для изучения неравновесных физико-химических процессов за сильными ударными волнами и тестирования компьютерных моделей, описывающих обтекание спускаемых космических аппаратов при их движении в верхних слоях атмосферы, предоставляют эксперименты на ударных трубах [20]. В настоящее время в мировой практике эксплуатируется большое количество ударных труб, отличающихся друг от друга размерами, конструкцией и целью проводимых исследований. В настоящей работе для физического моделирования высокоскоростных течений и, в частности, измерения тепловых потоков за сильной ударной волной были использованы две ударные трубы Института механики МГУ им. М.В. Ломоносова. С помощью метрологической ударной трубы STM изучаются неравновесные физико-химические процессы за отраженной ударной волной и, в частности, процесс воспламенения различных горючих смесей. Двух-диафрагменная ударная труба DDST-M используется для исследования радиационных свойств высокотемпературных газов за сильными ударными волнами.

Метрологическая ударная труба STM состоит из двух секций: камеры высокого давления (КВД), заполненной гелием, и камеры низкого давления (КНД), заполненной исследуемым газом. Ранее на данной установке проводилось исследование воспламенения различных горючих смесей [21, 22], а также изучение воздействия сильной ударной волны на графитовую поверхность. Внутренний диаметр трубы составляет 57 мм, длина КВД и КНД равна, соответственно, 1.0 и 3.7 м. Принципиальная схема установки, а также системы регистрации параметров высокотемпературных процессов за отраженной ударной волной приведена на рис. 6.

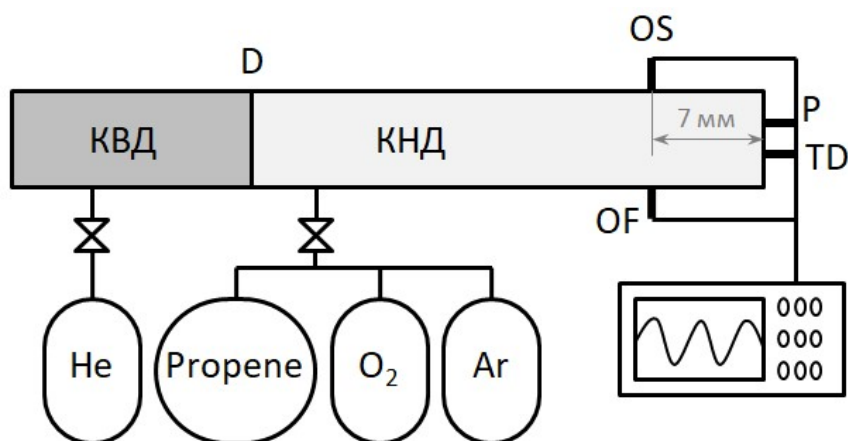


Рис. 6. Схема ударной трубы STM: D – диафрагма, P – датчик давления, TD – термоэлектрический детектор, OF – световод с ФЭУ, OS – спектрограф

Модернизированная двух-диафрагменная ударная труба DDST-M предназначена для измерения спектральных характеристик ударно нагретых газов в интервале длин волн $\lambda = 190 \div 1100$ нм, который соответствует ультрафиолетовому, видимому и инфракрасному спектральным диапазонам. Труба имеет цилиндрическую форму с внутренним диаметром 50 мм, в которой инициирование ударной волны осуществляется за счет детонационного сжигания стехиометрической смеси кислорода с водородом, разбавленной гелием. Установка состоит из камеры высокого давления (КВД) длиной 1.55 м, камеры промежуточного давления (КПД) длиной 3.5 м и камеры низкого давления (КНД) длиной 3 м. Система регистрации установки позволяет измерять радиационные характеристики ударно нагретого газа, проходящего мимо измерительного сечения трубы, такие как интегральная по времени плотность излучения газа (панорамный спектр) в заданном спектральном диапазоне и временная эволюция излучения в специально выделенных с помощью монохроматоров узких спектральных диапазонах [23, 24].

Термоэлектрический детектор TD, разработанный для измерения тепловых потоков и показавший хорошие результаты в экспериментах с отраженной ударной волной малой интенсивности [25], впервые успешно применен на ударной трубе STM для регистрации параметров воспламенения горючих смесей за отраженной ударной волной [26]. В настоящей работе термоэлектрический детектор TD используется для регистрации на ударной трубе STM радиационной и конвективной составляющих полного теплового потока за отраженной ударной волной.

Работа TD детектора основана на генерации тепловой электродвижущей силы в направлении, перпендикулярном градиенту температуры в чувствительном элементе с анизотропией термоэлектрического коэффициента. Чувствительный элемент датчика содержит два слоя, как это показано на рис. 7, а. Его основу составляет слой кремния толщиной 0.4 мм, термоокисленный с обеих сторон и обладающий высоким сопротивлением. На лицевую сторону этого слоя методом термического напыления в вакууме нанесена пленка из косоанізотропного слоя хрома толщиной 0.3 мкм в виде столбчатой структуры, наклоненной под углом $60 \div 50$ градусов. Над слоем хрома располагаются контактные площадки для регистрации тепловой электродвижущей силы. Схема крепления термоэлектрического детектора на торцевой стенке ударной трубы показана на рис. 7, б.

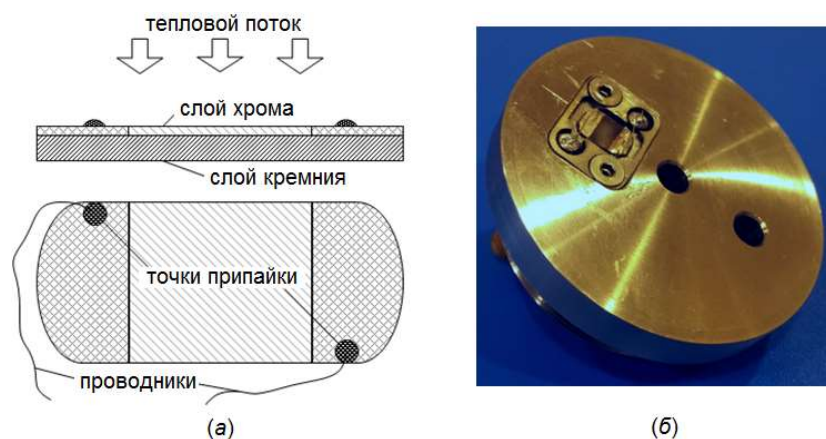


Рис. 7. Схематическое изображение термоэлектрического детектора TD (а) и его расположение на торцевой стенке ударной трубы (б)

3.2. Результаты исследований на ударных трубах

Эксперименты по выделению радиационной составляющей теплового потока от ударно нагретого газа были проведены на ударной трубе STM в режиме за отраженной ударной волной. В качестве рабочего газа был использован аргон. Для регистрации радиационного вклада в показания термоэлектрического детектора TD, размещенного на торцевой стенке ударной трубы, проводилось несколько пусков с аналогичными начальными условиями. В некоторых из них ставилась кварцевая вставка. Кварцевое стекло имеет очень высокий коэффициент пропускания в диапазоне $400 \div 1000$ нм (более 95 %), в том числе при высоких температурах, но задерживает конвективный тепловой поток.

Результаты регистрации полного и радиационного теплового потока от ударно нагретого аргона к торцевой стенке ударной трубы приведены на рис. 8. Анализ приведенных данных показывает, что радиационный тепловой поток (TD + quartz), зарегистрированный термоэлектрическим детектором, много меньше полного теплового потока (TD) в силу низкой скорости ударной волны. В момент ее отражения от торцевой стенки трубы показания TD и TD + quartz различаются более чем в 20 раз, что свидетельствует о малом радиационном вкладе в общий тепловой поток. Аналогичные эксперименты проводились в аргоне при более высоких скоростях падающей ударной волны. Полученные результаты демонстрируют постепенный рост радиационной составляющей, так как ударно-нагретый аргон начинает сильнее излучать, особенно в видимом диапазоне.

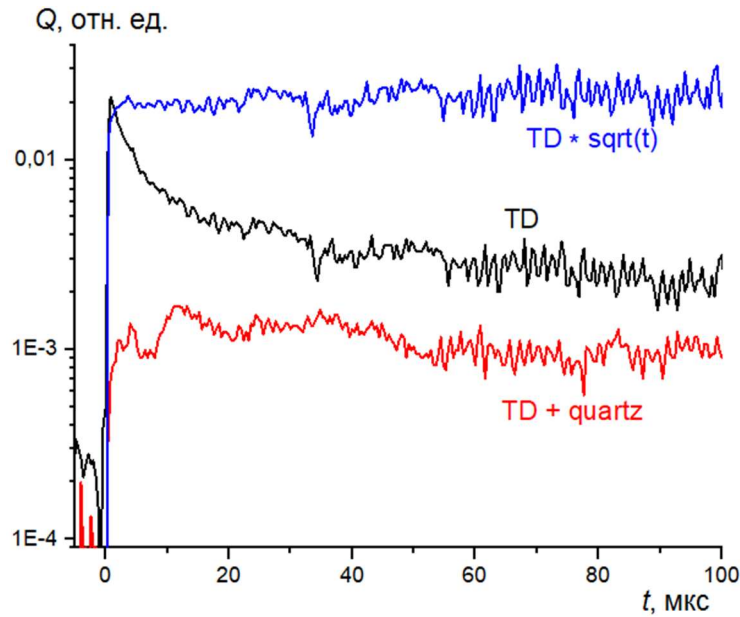


Рис. 8. Временная зависимость теплового потока Q от ударно нагретого аргона к торцевой стенке ударной трубы при скорости падающей ударной волны $V_{SW} = 1$ км/с: TD – показания термоэлектрического детектора; $TD * \sqrt{t}$ – данные TD, умноженные на квадратный корень от времени; $TD + quartz$ – данные с кварцевой вставкой

Для сравнения экспериментальных данных с теоретическими и определения степени их согласованности в задаче с ударной волной, отраженной от плоской стенки, удобно использовать нормированный тепловой поток $Q\sqrt{t}$, который зависит только от параметров газа за отраженной ударной волной. Как видно из рис. 8, соответствующий этому параметр $TD * \sqrt{t}$, демонстрирующий показания термоэлектрического детектора, остается на постоянном уровне и не претерпевает значительных изменений, что говорит о достоверности получаемых результатов. Аналогичное поведение наблюдается и в других экспериментах.

На рис. 9 приведена типичная спектрограмма интегрального излучения воздуха, полученная при скорости ударной волны $V_{SW} = 4.8$ км/с, которая при начальном давлении в КНД $p_0 = 1$ Торр соответствует числу Маха $M = 15$.

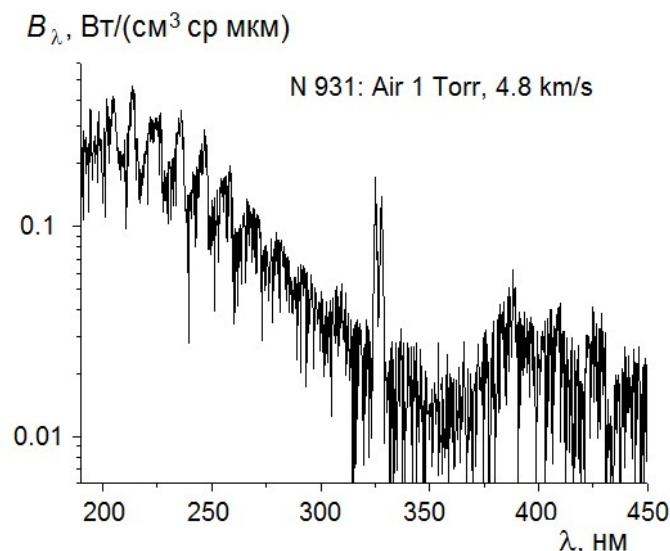


Рис. 9. Панорамный спектр излучения ударно нагретого воздуха при начальном давлении в КНД $p_0 = 1$ Торр и скорости ударной волны $V_{SW} = 4.8$ км/с

Исследована спектральная область $\lambda = 190 \div 450$ нм, в которой основной вклад в излучение дают молекулярные полосы молекул N_2 и NO, радикалов CN и молекулярных ионов N_2^+ .

Подобные интегральные спектральные характеристики позволяют выделить закономерности излучения ударно нагретого воздуха на различных участках движения спускаемого космического аппарата в атмосфере Земли. Анализ полученных данных показывает, что с ростом скорости ударной волны V_{SW} наблюдается увеличение интенсивности излучения. При этом основную роль в излучении ударно нагретого воздуха начинают играть атомы азота и кислорода, эмиссионные линии которых лежат в основном в спектральной области вакуумного ультрафиолета (переходы в основное состояние) и инфракрасном диапазоне.

4. Заключение

В экспериментах на аэродинамической установке непрерывного действия получены результаты экспериментального исследования влияния падающей ударной волны на коэффициент теплоотдачи при обтекании пластины сверхзвуковым потоком воздуха с числом Маха $M = 2.48$. В начале области отрыва фиксируется минимум температуры стенки и плато по коэффициенту теплоотдачи. Положение максимума статического давления соответствует положению максимума коэффициента теплоотдачи. В экспериментах на ударной трубе кратковременного действия получены результаты исследования полного и радиационного тепловых потоков за отражённой ударной волной в аргоне для числа Маха $M = 3.15$. За падающей ударной волной получены данные по величине радиационного теплового потока для числа Маха $M = 15$ в воздухе.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполняется при поддержке гранта РФФИ №23-19-00096.

Литература

1. Shang J. S., Surzhikov S. T. Nonequilibrium radiative hypersonic flow simulation // Progress in Aerospace Sciences. 2012. Vol. 53, no. 46. <https://doi.org/10.1016/J.PAEROSCI.2012.02.003>
2. Brandis A. M., Johnson C. O., Cruden B. A. Investigation of Non-equilibrium Radiation for Earth Entry // AIAA Paper 2016-3690.
3. Суржиков С. Т., Шувалов М. П. Тестирование расчетных данных по радиационному и конвективному нагреву спускаемых космических аппаратов нового поколения (Обзор) // Теплофизика высоких температур. 2013. Т. 51, № 3. С. 456–470. <https://doi.org/10.1134/S0018151X13030061>
4. Johnston C. O., Hollis B. R., Sutton K. Nonequilibrium Stagnation_Line Radiative Heating for Fire_II // The Journal of Spacecrafts and Rockets. 2008. Vol. 45, no. 6, pp. 1185. <http://dx.doi.org/10.2514/1.33008>
5. Olynick D. R., Henline W. D., Hartung L. C., Candler G. V. Comparison of Coupled Radiative Navier-Stokes Flow Solutions with the Project Fire_II Flight Data // AIAA Paper 94_1955. <http://dx.doi.org/10.2514/3.712>
6. Суржиков С. Т. Исследование влияния кинетических моделей на результаты расчетов радиационно-конвективного нагрева космического аппарата в летном эксперименте FIRE-II // Химическая Физика. 2008. Т. 27, № 10. С. 63–76.
7. Леонтьев А. И., Лущик В. Г., Макарова М. С., Попович С. С. Коэффициент восстановления температуры в сжимаемом турбулентном пограничном слое // Теплофизика высоких температур. 2022. Т. 60, № 3. С. 455–480. <https://doi.org/10.31857/S0040364422030115>

8. Mee D. J., Chiu H., Ireland P. T. Technique for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2002. Vol. 45. [http://dx.doi.org/10.1016/S0017-9310\(02\)00050-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0017-9310(02)00050-9)
9. Moffat R. J. What's new in convective heat transfer? // *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 1998. Vol. 19, pp. 90–101.
10. Hayes J. R., Neumann R. D. Introduction to the aerodynamic heating analysis of supersonic missiles // Hemsch M., Nielsen J. (Eds.). *Tactical Missile Aerodynamics*. Progress in Astronautics and Aeronautics Series. AIAA. 1992. Vol. 142, pp. 63–114.
11. Lavagnoli S., Maesschalck C. D., Paniagua G. Uncertainty analysis of adiabatic wall temperature measurements in turbine experiments // *Applied Thermal Engineering*. 2015. Vol. 82. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2015.02.048>
12. Neumann R. D., Freeman D. C. Experimental Measurement of Aerodynamic Heating About Complex Shapes at Supersonic Mach Numbers // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2012. Vol. 49. No. 6. Pp. 1080–1087. <http://dx.doi.org/10.2514/1.60054>
13. Leontiev A. I., Popovich S. S., Vinogradov U. A., Strongin M. M. Experimental research of supersonic aerodynamic cooling effect and its application for energy separation efficiency // *Proceedings of the 16th International Heat Transfer Conference, ИТС-16*. 2018. No. 212244. Beijing, China. 8 p.
14. Стронгин М. М., Виноградов Ю. А., Здитовец А. Г., Киселёв Н. А., Попович С. С. Использование технологий national instruments в экспериментальных исследованиях процессов термогазодинамики // *Программная инженерия*. 2017. № 5. С. 230–240. <https://doi.org/10.17587/prin.8.230-240>
15. Попович С. С. Особенности автоматизации эксперимента и обработки результатов при исследовании теплообмена в сверхзвуковом потоке сжимаемого газа // *Программная инженерия*. 2018. № 1. С. 35–45. <https://doi.org/10.17587/prin.9.35-45>
16. Попович С. С. Аэродинамическое охлаждение стенки при течении сверхзвукового потока в следе за обратным уступом // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2019. Т. 20, вып. 1. С. 1–11.
17. Schultz D. L., Jones T. V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. *AGARDograph*. 1973. Vol. 165. 149 p.
18. Moffat R. J. Describing the uncertainties in experimental results // *Experimental and Fluid Science*. 1988. Pp. 3–17. <https://doi.org/10.1016/0894-1777%2888%2990043-X>
19. Zhang Y., Tan H. J., Tian F. C., Zhuang Y. Control of incident shock/boundary-layer interaction by a two-dimensional bump // *AIAA Journal*. 2014. Vol. 52. Pp. 767–776. <http://dx.doi.org/10.2514/1.J052786>
20. Gu S., Oliver H. Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities // *Progress in Aerospace Science*. 2020. Vol. 113. No. 100607. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100607>
21. Pavlov V., Gerasimov G., Levashov V., Kozlov P., Zabelinsky I., Bykova N. Shock Tube Study of Ignition Delay Times for Hydrogen–Oxygen Mixtures // *Fire*. 2023. Vol. 6(11). No. 435. <http://dx.doi.org/10.3390/fire6110435>
22. Козлов П. В., Забелинский И. Е., Быкова Н. Г., Герасимов Г. Я., Левашов В. Ю. Воспламенение пропан-воздушных смесей в ударной трубе при давлении 30 атм // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2021. Т. 22, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.33257/PhChGD.22.3.942>
23. Kozlov P. V., Bykova N. G., Gerasimov G. Ya., Levashov V. Yu., Kotov M. A., Zabelinsky I. E. Radiation properties of air behind strong shock wave // *Acta Astronautica*. 2024. Vol. 214, pp. 303–315. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.10.033>
24. Козлов П. В., Забелинский И. Е., Быкова Н. Г., Герасимов Г. Я., Левашов В. Ю. Излучательные характеристики ударно нагретого воздуха в видимой и инфракрасной областях спектра // *Известия РАН. МЖГ*. 2023. № 5. С. 138–146. <http://dx.doi.org/10.31857/S1024708423600148>

25. Kotov M. A., Shemyakin A. N., Solovyov N. G., et al. Performance assessment of thermoelectric detector for heat flux measurement behind a reflected shock of low intensity // *Applied Thermal Engineering*. 2021. Vol. 195. No. 117143. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2021.117143>
26. Kotov M. A., Kozlov P. V., Gerasimov G. Ya, Levashov V. Yu, Shemyakin A. N., Solovyov N. G., Yakimov M. Yu, Glebov V. N., Dubrova G. A., Malyutin A. M. Thermoelectric detector application for measuring the ignition delay time in a shock heated combustible mixture // *Acta Astronautica*. 2023. Vol. 204. Pp. 787–793. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.11.036>

References

1. Shang J. S., Surzhikov S. T., Nonequilibrium radiative hypersonic flow simulation, *Progress in Aerospace Sciences*, 2012, vol. 53, no. 46. <https://doi.org/10.1016/J.PAEROSCI.2012.02.003>
2. Brandis A. M., Johnson C. O., Cruden B. A., Investigation of Non-equilibrium Radiation for Earth Entry, AIAA Paper 2016-3690. <https://doi.org/10.2514/6.2016-3690>
3. Surzhikov S. T., Shuvalov M. P., Checking computation data on radiative and convective heating of next generation spacecraft, *High Temperature*, 2013, vol. 51, pp. 408–420. <https://doi.org/10.1134/S0018151X13030061>
4. Johnston C. O., Hollis B. R., Sutton K., Nonequilibrium Stagnation_Line Radiative Heating for Fire_II, *The Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 6. <http://dx.doi.org/10.2514/1.33008>
5. Olynick D. R., Henline W. D., Hartung L. C., Candler G. V., Comparison of Coupled Radiative Navier-Stokes Flow Solutions with the Project Fire_II Flight Data, AIAA Paper 94_1955. <http://dx.doi.org/10.2514/3.712>
6. Surzhikov S. T., Investigation of the influence of kinetic models on the results of calculations of radiation-convective heating of a spacecraft in a flight experiment FIRE-II, *Chemical Physics Reports*, 2008, vol. 27, no. 10, pp. 63–76.
7. Leontiev A. I., Lushchik V. G., Makarova M. S., Popovich S. S., The temperature recovery factor in a compressible turbulent boundary layer, *High Temperature*, 2022, vol. 60, no. 3, pp. 409–431. <http://dx.doi.org/10.1134/S0018151X22030117>
8. Mee D. J., Chiu H., Ireland P. T., Technique for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, vol. 45. [http://dx.doi.org/10.1016/S0017-9310\(02\)00050-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0017-9310(02)00050-9)
9. Moffat R. J., What's new in convective heat transfer? *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1998, vol. 19, pp. 90–101.
10. Hayes J. R., Neumann R. D., Introduction to the aerodynamic heating analysis of supersonic missiles, Hensch M., Nielsen J. (Eds.). *Tactical Missile Aerodynamics*. Progress in Astronautics and Aeronautics Series. AIAA. 1992, vol. 142, pp. 63–114.
11. Lavagnoli S., Maeschalck C. D., Paniagua G., Uncertainty analysis of adiabatic wall temperature measurements in turbine experiments, *Applied Thermal Engineering*, 2015, vol. 82. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2015.02.048>
12. Neumann R. D., Freeman D. C., Experimental Measurement of Aerodynamic Heating About Complex Shapes at Supersonic Mach Numbers, *The Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, vol. 49, no. 6, pp. 1080–1087. <http://dx.doi.org/10.2514/1.60054>
13. Leontiev A. I., Popovich S. S., Vinogradov U. A., Strongin M. M., Experimental research of supersonic aerodynamic cooling effect and its application for energy separation efficiency, Proceedings of the 16th International Heat Transfer Conference, IHTC-16. 2018. No. 212244. Beijing, China. 8 p.
14. Strongin M. M., Vinogradov U. A., Zditovets A. G., Kiselev N. A., Popovich S. S., Applying of National Instruments Technologies in Experimental Research of Thermal Gas Dynamics Processes, *Software Engineering*, 2017, no. 5, pp. 230–240. <https://doi.org/10.17587/prin.8.230-240>

15. Popovich S. S., Experimental Automation and Data Processing Features for Supersonic Heat Transfer Research, *Software Engineering*, 2018, no. 1, pp. 35–45. <https://doi.org/10.17587/prin.9.35-45>
16. Popovich S. S., Aerodynamic cooling of the wall in the trace of a supersonic flow behind a backward-facing ledge, *Fluid Dynamics*, 2022, vol. 57, no. 1. <http://dx.doi.org/10.1134/S0015462822601310>
17. Schultz D. L., Jones T. V., *Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities*, AGAR-Dograph, 1973, vol. 165, 149 p.
18. Moffat R. J., Describing the uncertainties in experimental results, *Experimental and Fluid Science*, 1988, pp. 3–17. <https://doi.org/10.1016/0894-1777%2888%2990043-X>
19. Zhang Y., Tan H. J., Tian F. C., Zhuang Y., Control of incident shock/boundary-layer interaction by a two-dimensional bump, *AIAA Journal*, 2014, vol. 52, pp. 767–776. <http://dx.doi.org/10.2514/1.J052786>
20. Gu S., Oliver H., Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities, *Prog. Aerospace Sci.*, 2020, vol. 113, no. 100607. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100607>
21. Pavlov V., Gerasimov G., Levashov V., Kozlov P., Zabelinsky I., Bykova N., Shock Tube Study of Ignition Delay Times for Hydrogen–Oxygen Mixtures, *Fire*, 2023, vol. 6(11), no. 435. <http://dx.doi.org/10.3390/fire6110435>
22. Kozlov P. V., Zabelinskii I. E., Bikova N. G., Gerasimov G. Ya., Levashov V. Yu., Ignition of propane-air mixtures in shock tube at pressure of 30 atm, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2021, vol. 22, no. 3 [in Russian]. <http://dx.doi.org/10.33257/PhChGD.22.3.942>
23. Kozlov P. V., Bykova N. G., Gerasimov G. Ya., Levashov V. Yu., Kotov M. A., Zabelinsky I. E., Radiation properties of air behind strong shock wave, *Acta Astronaut.*, 2024, vol. 214, pp. 303–315. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.10.033>
24. Kozlov P. V., Zabelinskii I. E., Bykova N. G., Gerasimov G. Ya., Levashov V. Yu., Radiation Characteristics of Shock-Heated Air in the Visible and Infrared Spectral Ranges, *Fluid Dynamics*, 2023, no. 5, pp. 138–146. <http://dx.doi.org/10.31857/S1024708423600148>
25. Kotov M. A., Shemyakin A. N., Solovyov N. G., et al., Performance assessment of thermoelectric detector for heat flux measurement behind a reflected shock of low intensity, *Appl. Therm. Eng.*, 2021, vol. 195, no. 117143. <http://dx.doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2021.117143>
26. Kotov M. A., Kozlov P. V., Gerasimov G. Ya., Levashov V. Yu., Shemyakin A. N., Solovyov N. G., Yakimov M. Yu., Glebov V. N., Dubrova G. A., Malyutin A. M., Thermoelectric detector application for measuring the ignition delay time in a shock heated combustible mixture, *Acta Astronautica*, 2023, vol. 204, pp. 787–793. <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.11.036>

Статья поступила в редакцию 6 декабря 2024 г.