

Gas-Dynamic and Thermal Processes during Non-Stationary Interaction of a Shock Wave with a Blunt Cylinder in a Channel

E. A. Karnozova, I. A. Znamenskaya, V. V. Gubanov, A. A. Filatov,
T. A. Kuli-Zade, N. N. Sysoev

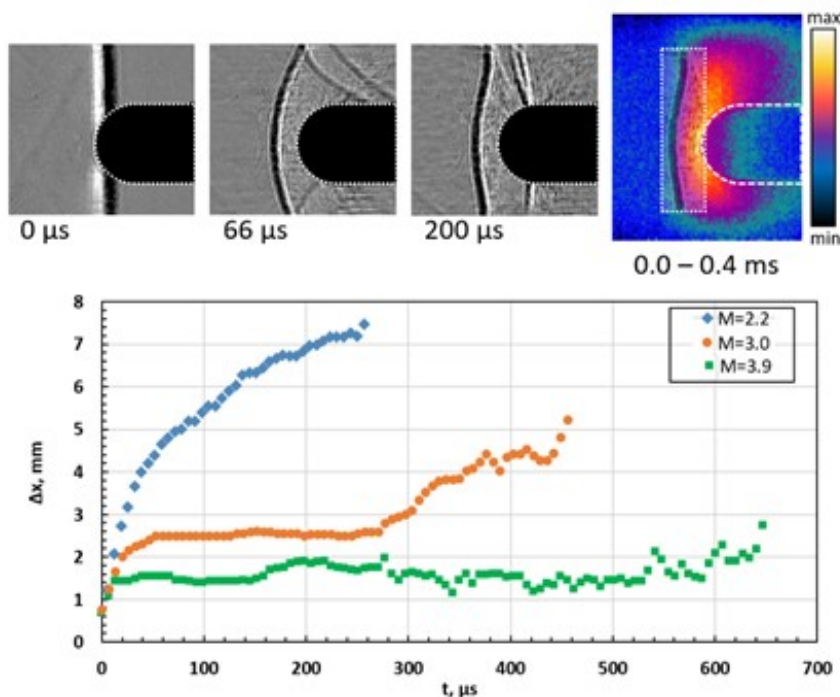
*Lomonosov Moscow State University, Physics Faculty,
Moscow, 119991, Russia*

liza.karnozova@yandex.ru, znamen@phys.msu.ru

Abstract

Experimental studies of thermal processes during non-stationary interaction of a plane shock wave with Mach numbers of $2.0 \div 4.5$ with a blunt cylinder in the test section of a shock tube channel were carried out. Based on high-speed shadow shooting (150,000 fps) and infrared thermography ($1.5 \div 2.8 \mu\text{m}$), a relationship was established between gas-dynamic and thermal processes in the channel at the stage of shock wave diffraction and at the stage of co-current flow around the model and walls. It was shown that the recording time of infrared radiation from the internal quartz walls of the channel in a complex non-stationary flow does not exceed $500 \div 700 \mu\text{s}$, and radiation from the surfaces of the streamlined cylinder model – up to 40 ms.

Keywords: shock tube, heat transfer, boundary layer, supersonic flow



Shadow frames of shock dynamics in nonstationary flow and the integral thermo-gram combined with the bow shock wave shadow image (top); x - t plot of the bow shock wave distance evolution to the nose of the model (bottom)

УДК 533.6.011.72

Газодинамические и тепловые процессы при нестационарном взаимодействии ударной волны с затупленным цилиндром в канале

**Е. А. Карнозова, И. А. Знаменская, В. В. Губанов, А. А. Филатов,
Т. А. Кули-Заде, Н. Н. Сысоев**

*Физический факультет МГУ имени М.В. Ломоносова, РФ, Москва, 119991,
Ленинские горы, д. 1, стр. 2
liza.karnozova@yandex.ru, znamen@phys.msu.ru*

Аннотация

Проведены экспериментальные исследования тепловых процессов при нестационарном взаимодействии плоской ударной волны с числами Маха $2.0 \div 4.5$ с затупленным цилиндром в рабочей секции канала ударной трубы. На основе высокоскоростной теневой съемки (150000 к/с) и инфракрасной термографии ($1.5 \div 2.8$ мкм) установлена связь между газодинамическими и тепловыми процессами в канале на стадии дифракции ударной волны и на стадии обтекания модели и стенок спутным потоком. Показано, что время регистрации инфракрасного излучения от внутренних кварцевых стенок канала в сложном нестационарном потоке не превышает $500 \div 700$ мкс, излучения от поверхностей обтекаемой модели цилиндра – до 40 мс.

Ключевые слова: ударная труба, теплообмен, пограничный слой, сверхзвуковой поток.

1. Введение

Радикационно-газодинамические модели, описывающие течение вязкого, сжимаемого, физически и химически неравновесного излучающего газа с учетом возбуждения колебательных степеней свободы, описывают тепловой нагрев при значительных скоростях полета под действием высоких температур и давлений [1]. В газе идут химические реакции, он излучает в широком диапазоне длин волн. Для решения сложных задач физической и химической кинетики характерными шагами по времени являются микросекунды и наносекунды. При меньших – сверхзвуковых – скоростях обтекания (до чисел Маха потока $M = 2 \div 4$) в модели идеального газа в ударном слое газ нагревается до температур $1000 \div 2000$ К, при этом обтекаемая поверхность является некаталитической. Характерным временем развития газодинамических процессов с установлением обтекания и тепловых процессов в данном случае являются миллисекунды. Однако и при таком обтекании анализ тепловых потоков, теплообмена поверхностей с пограничным слоем представляет собой непростую задачу. Толщина вытеснения и распределение параметров в пограничном слое сложным образом зависят от геометрии и особенностей поверхностей, свойств потока и пр. [2, 3].

Достоверное определение тепловых потоков – одна из основных задач при разработке высокоскоростных летательных аппаратов. Экспериментальные данные модельной задачи обтекания тел вращения (например, затупленного по сфере конуса) высокоскоростным потоком широко используются для валидации компьютерных кодов в вычислительной аэротермодинамике при расчете тепловых нагрузок на высокоскоростные летательные аппараты в разных программных комплексах, в том числе, учитывающих модели турбулентности [4]. За последние 10 лет был проведен ряд экспериментальных и расчетных работ, направленных на изучение сверхзвукового обтекания на конически заостренных цилиндрических телах, в том

числе под различными углами атаки, с целью расширения возможностей активных и пассивных методов управления режимами обтекания каверны [5]. В статье [6] на примере обтекания острых и затупленных конусов проведена верификация двух CFD кодов программных комплексов и представлены результаты их валидации.

Попытки установления общих закономерностей, описывающих связь между газодинамическими процессами в нестационарных ударно-волновых течениях с сопутствующими им тепловыми полями, возникающими на обтекаемых поверхностях, предпринимаются уже достаточно долгое время. В научных работах 70–80-х годов XX века были опубликованы результаты реализации экспериментальных методик исследования сверхзвуковых нестационарных течений в канале ударной трубы, в том числе, при наличии обтекаемых тел вращения. По измерениям координаты отхода головного скачка в нестационарной фазе процесса обтекания затупленных тел потоком за ударной волной были получены формулы, позволяющие определить отход и скорость движения головного скачка, а также время установления стационарного отхода в зависимости от числа Маха ударной волны [7]. На основе экспериментальных исследований и аналитических уравнений газовой динамики получены распределения плотности и давления газа в потоке за отраженной ударной волной вдоль поверхности модели (цилиндр, шар, эллипсоид вращения), исследована кривизна и динамика фронта отраженной ударной волны, а также получены полуэмпирические формулы для движения отраженной ударной волны на оси симметрии потока в широком диапазоне чисел Маха на стадии регулярного отражения ударной волны от затупленного тела в канале ударной трубы [8]. В статье [9] представлены современные результаты измерения теплового потока при отражении ударной волны от торца ударной трубы и при внешнем обтекании модели (комбинация конуса с углом раскрытия 60° и цилиндра) сверхзвуковым потоком газа, полученные с помощью обработки сигналов датчиков на анизотропных термоэлементах.

Развитие возможностей регистрирующей аппаратуры и методов цифровой обработки экспериментальных изображений привело к появлению новых методов высокоскоростной регистрации, одним из которых стал метод ИК-термографии [10]. Предполагается, что применение инфракрасной термографии для изучения потоков будет развиваться из-за ее уникальных преимуществ по сравнению с другими методами пассивной визуализации [11]. На данный момент активно совершенствуются процедуры проведения измерений теплопередачи методом инфракрасной термографии в аэродинамических установках при работе с полнотой трёхмерной геометрии и/или потоками с высокими пространственными градиентами температуры [12]. Панорамная регистрация тепловых полей методом ИК-термографии, в сочетании с данными других бесконтактных методов визуализации (например, основанных на рефракции, как теневой метод) и контактными методами, позволила получить новую качественную и количественную информацию о тепловых параметрах обтекания тел в сверхзвуковых газовых потоках. С помощью ИК-камеры фиксировался темп охлаждения плоской пластины, что позволило рассчитать распределения коэффициентов восстановления температуры и теплоотдачи в условиях стационарного сверхзвукового течения [13, 14]. В статье [15] приводится описание методик и результатов исследования теплообмена в аэродинамических установках непрерывного и кратковременного действия при наличии в потоке ударных волн. Результаты исследования полного и радиационного тепловых потоков за отражённой ударной волной в аргоне и воздухе дают представление о закономерностях теплообмена на обтекаемых твердых стенках, неравновесных физико-химических процессах за отраженной ударной волной и о радиационных свойствах высокотемпературных газов за сильными ударными волнами. В работах [16, 17, 18] было проведено комплексное исследование нестационарных газодинамических и тепловых процессов в канале ударной трубы, реализующихся при взаимодействии ударной волны и спутного потока за ней со стенками рабочей секции. В результате, на основе высокоскоростной теневой регистрации ударно-волновых

конфигураций (частота съемки 150000 к/с.), инфракрасной термографии (1000 к/с) и численного моделирования, были получены данные о пространственно-временных характеристиках сложного разрывного течения. С помощью высокоскоростной панорамной ИК-регистрации были зарегистрированы процессы нагрева и остывания профилированных стенок канала рабочей секции ударной трубы после прохода плоской УВ с числом Маха $M = 2.8 \div 3.3$ [17].

В настоящей работе экспериментально были исследованы тепловые поля, формирующиеся на затупленном цилиндре и на стенках канала ударной трубы при дифракции ударной волны с числом Маха от 2.0 до 4.5 и последующих процессах (газодинамических и тепловых).

2. Проведение эксперимента

2.1. Описание установки

Схематичное изображение основных элементов конструкции экспериментального стенда представлено на рис. 1. Исследования дифракции ударной волны и последующих процессов проводились в канале рабочей секции камеры низкого давления однодиафрагменной ударной трубы сечением 24×48 мм. В начале каждого эксперимента между камерой низкого (КНД) и высокого (КВД) давления устанавливалась диафрагма из полимерной пленки, толщина которой варьировалась в зависимости от ожидаемого числа Маха ударной волны (УВ). С помощью откачки воздуха (рабочий газ) из камеры низкого давления, а также напуска гелия (толкаящий газ) в камеру высокого давления создавалась необходимая разность давлений по обе стороны от диафрагмы. Значение давления гелия, приводящее к разрыву диафрагмы, составляло порядка $(1.5 \div 7.6) \times 10^3$ Торр, в зависимости от толщины выбранной пленки. Начальное давление воздуха в камере низкого давления во всех экспериментах составляло 20 ± 5 Торр. Созданная таким образом ударная волна распространялась по каналу камеры низкого давления в направлении рабочей секции. Скорость движения УВ определялась с помощью фиксируемых цифровым осциллографом сигналов от пьезоэлектрических датчиков давления, установленных в камере низкого давления на расстоянии 103 см друг от друга. Значение числа Маха УВ варьировалось в диапазоне $M = 2.0 \div 4.5$.

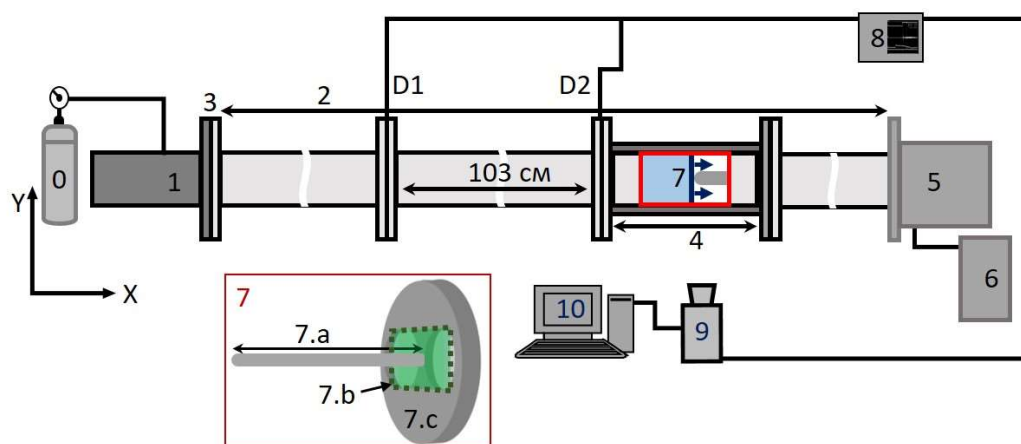


Рис. 1. Схема экспериментального стенда: 0 – баллон с гелием; 1 – КВД; 2 – КНД; 3 – диафрагма; 4 – рабочая секция; 5 – гасящий бак; 6 – блок откачки; 7 – вставка (7.a – затупленный цилиндр, 7.b – канал КНД ударной трубы, 7.c – фланец); D1 и D2 – пьезоэлектрические датчики; 8 – блок синхронизации с цифровым осциллографом; 9 – регистрирующая камера; 10 – компьютер

В рабочей секции вдоль оси течения газодинамического потока установлена модель осесимметричного тела вращения – затупленного по полусфере цилиндра длиной 197 мм и диаметром 7.5 мм, изготовленного из капролона, степень загроможденности канала составляет 0.038. Регистрация процессов, вызванных взаимодействием УВ и следующего за ней

потока с моделью и внутренними поверхностями стенок канала, проводилась через боковые стенки рабочей секции – оптические окна, выполненные из кварцевого стекла размером $170 \times 24 \times 16$ мм. Длина камеры низкого давления от диафрагмы до модели – 240 см, ширина 48 мм, высота 24 мм.

2.2. Оптическая регистрация течения в рабочей секции

Для исследований тепловых потоков в ударно-волновых течениях со сложной структурой все чаще используется комплексный подход на основе современных цифровых методов регистрации и анализа данных. В данной работе использовались два основных метода высокоскоростной регистрации – теневая визуализация газодинамических разрывов [19, 20] и ИК-термография – для фиксирования тепловых полей от твердых излучающих поверхностей [10, 21].

Полоса пропускания оптических окон рабочей секции составляет $0.2 \div 2.8$ мкм, что обеспечивает возможность прохождения через боковые стенки как видимого излучения, так и части излучения инфракрасного спектра. Регистрация газодинамических и тепловых процессов, происходящих внутри канала рабочей камеры, проводилась с помощью высокоскоростной камеры Photron Fastcam SA5 (рис. 2, а), используемой для теневой съемки, и инфракрасной камеры Telops FAST M200 – тепловизора (рис. 2, б).

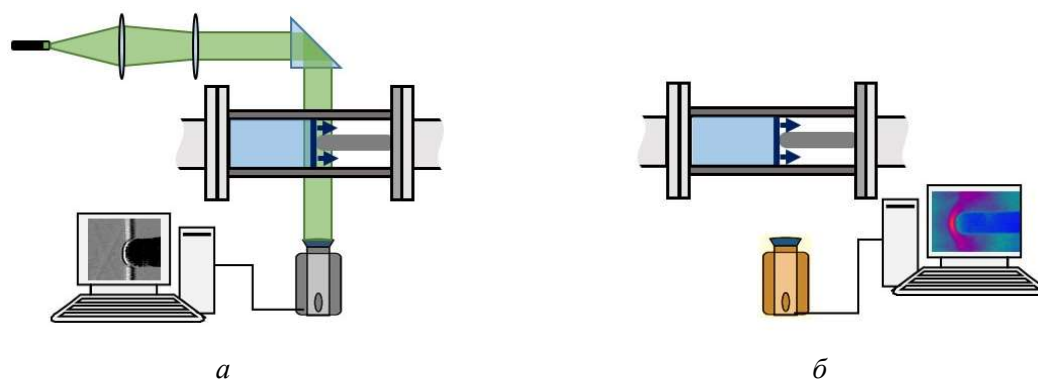


Рис. 2. Схема высокоскоростной теневой регистрации (а), и тепловизионной съемки (б)

Съемка газодинамических структур нестационарного высокоскоростного потока (во время ударно-волнового взаимодействия и обтекания модели) велась теневым методом в параллельных лучах стационарного лазера с длиной волны 532 нм, используемого в качестве источника для теневой схемы [16, 17]. Зондирующий пучок лазерного излучения, сформированный системой оптических линз, направлялся поворотной призмой в исследуемую область перпендикулярно оптическим окнам рабочей секции. Скорость регистрации теневых изображений с экспозицией 1 мкс составляла 150000 к/с. Разрешение регистрируемого при данных настройках изображения составляло 256×144 пикселей.

Инфракрасная камера с рабочим диапазоном длин волн $1.5 \div 5.1$ мкм использовалась для панорамной регистрации тепловых полей, формирующихся в канале рабочей секции на разных стадиях развития газодинамического течения. Тепловизор устанавливался напротив бокового оптического окна рабочей секции на расстоянии около 30 см перпендикулярно оси течения потока. При этом регистрируются как излученные, так и отраженные тепловые потоки с учетом потери интенсивности при прохождении излучения через окно камеры и атмосферу [16, 22]. Спектральный диапазон фиксируемого ИК-камерой с учетом полосы пропускания кварцевого стекла теплового излучения – $1.5 \div 2.8$ мкм. Максимальная частота регистрации ИК-изображений составляла 2000 Гц. Времена экспозиции одного кадра варьировались от 200 мкс до 500 мкс. Значения интенсивности излучения на представленных ниже термограммах приведены в безразмерных условных единицах.

Синхронизация запуска регистрирующего оборудования с подключенными к осциллографу датчиками давления, а также хорошая повторяемость экспериментов позволили достаточно точно фиксировать пространственно-временные характеристики различных стадий развития нестационарного высокоскоростного течения, а также установить взаимосвязь между тепловыми полями на термограммах и местоположением структур газодинамического потока на кадрах теневой съемки, зарегистрированных за соответствующий промежуток времени. Каждая серия теневых и инфракрасных кадров включала опорный кадр, используемый в дальнейшем в качестве фона для процедуры обработки экспериментальных снимков с целью улучшения качества исходных изображений.

3. Теплообмен на обтекаемых поверхностях в высокоскоростном потоке

Цель настоящего исследования заключается в проведении комплексного анализа нестационарных газодинамических и тепловых процессов, происходящих в высокоскоростном газовом потоке; исследованы две основных стадии взаимодействия модели осесимметричного тела с набегающим потоком: 1) дифракция ударной волны и высокоскоростное обтекание с ударно-волновыми структурами, 2) обтекание модели дозвуковым потоком.

3.1. Дифракция УВ на модели. Сверхзвуковое обтекание

После касания ударной волны носовой части модели начинается процесс ее отражения (дифракции). Покадровая высокоскоростная теневая регистрация позволяет с высоким временным разрешением отслеживать динамику развития ударно-волнового течения, вызванного взаимодействием падающей плоской УВ и сверхзвукового потока за ней с установленной в канале рабочей секции моделью (рис. 3). Отсчет по времени во всех экспериментах совершается от момента соприкосновения плоской УВ с носовой частью обтекаемого тела ($t = 0$ мкс).

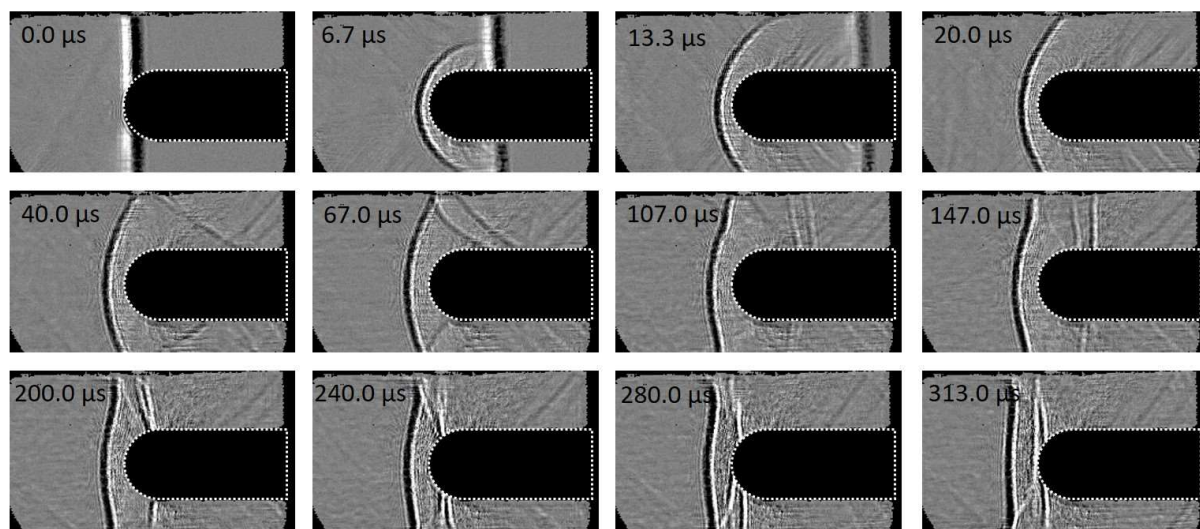


Рис. 3. Теневая съемка структур ударно-волнового течения: процесс дифракции плоской УВ с $M = 3.0$ на модели

На полученных кадрах (рис. 3) и из данных на графике (рис. 4) видно, что в начальные моменты времени при сверхзвуковой скорости набегающего потока скорость отхода отраженной от затупленной носовой части модели волны постепенно снижается. После процесса дифракции устанавливается квазистационарное сверхзвуковое обтекание с головной ударной волной (ГУВ).

Сверхзвуковое обтекание осложняется взаимодействием газодинамических структур потока со стенками канала. Теневые изображения показывают наличие отраженных скачков

и пограничного слоя на верхней и нижней стенках, взаимодействующих с ГУВ и влияющих на ее форму вдали от оси симметрии модели. Однако подобные взаимодействия не приводят к существенным изменениям в ударно-волновой картине течения в ядре потока на протяжении сверхзвукового обтекания.

С течением времени скорость набегающего потока снижается, что вызывает изменения в картине течения. Переход из стадии сверхзвукового обтекания в дозвуковой режим сопровождается существенными изменениями формы ГУВ, которая начинает менять свою кривизну, вырождаясь в ослабевающий плоский разрыв, распространяющийся вверх по потоку от носа модели [23]. Время регистрации дальнейшей динамики ослабленной отраженной волны составляло порядка $150 \div 300$ мкс в зависимости от скорости набегающего течения.

По теневым кадрам были измерены величины отхода головной ударной волны (толщина ударного слоя) вдоль центральной оси симметрии модели. С учетом скорости съемки камеры (150000 к/с) и числа Маха плоской УВ были получены временные зависимости величин расстояния отхода ГУВ от носовой части модели (рис. 4). Координата фронта ГУВ измерялась на оси симметрии, значение смещения ГУВ отсчитывалось от точки торможения.

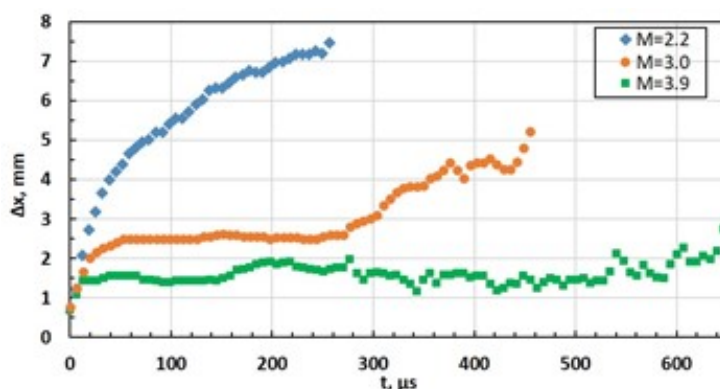


Рис. 4. Величина ударного слоя для различных чисел Маха падающей УВ

Анализ зависимости толщины ударного слоя Δx от времени позволяет оценить длительность каждой стадии ударно-волнового режима течения (нестационарный процесс формирования ГУВ в результате дифракции, квазистационарное сверхзвуковое обтекание, переход к дозвуковому режиму) для широкого диапазона чисел Маха падающей УВ. В случае инициирования слабой ударной волны сверхзвуковое обтекание с постоянной величиной ударного слоя не устанавливается ввиду быстрого снижения скорости потока до трансзвуковых значений. Из графика (рис. 4), видно, что на протяжении всего времени регистрации течения, следующего за УВ с $M = 2.2$, расстояние между фронтом ГУВ и точкой торможения увеличивается, до тех пор, пока отраженная волна не покидает область регистрации. При увеличении числа Маха падающей УВ скорость спутного потока за ней и, соответственно, время продолжительности сверхзвукового обтекания возрастает. В представленных на графике (рис. 4) случаях $M = 3.0$ и $M = 3.9$ спустя примерно 30 мкс после начала дифракции устанавливается сверхзвуковое обтекание с постоянным значением толщины ударного слоя перед точкой торможения. При сверхзвуковом обтекании за УВ с числом Маха $M = 3.0$ головная УВ находится в стационарном положении в течение временного промежутка около 200 мкс, после чего величина отхода начинает быстро увеличиваться, что говорит о завершении стадии квазистационарного сверхзвукового обтекания. С увеличением числа Маха падающей УВ (и, соответственно, начальной скорости набегающего потока) время нахождения ГУВ на постоянном удалении от точки торможения увеличивается, при этом положение ГУВ характеризуется меньшими значениями толщины ударного слоя [24, 25, 26]. Среднее значение установившейся величины Δx отхода ГУВ, сформированной за УВ с $M = 3.0$, составляет порядка 2.5 мм, что больше, чем в потоке за УВ с $M = 3.9$, для которого $\Delta x \sim 1.6$ мм.

3.2. Тепловые поля поверхностей на начальной стадии

Тепловизионная съемка использовалась для панорамной регистрации нестационарных тепловых полей, формирующихся на обтекаемых высокоскоростным потоком поверхностях в рабочей секции. Информация о пространственно-временных параметрах ударно-волновых структур потока, зарегистрированных на теневых кадрах за время от момента начала дифракции падающей УВ на модели до 1 мс, дает возможность устанавливать взаимосвязь между газодинамическими процессами и нестационарными тепловыми полями на термограммах, интегрально регистрирующих ИК излучение на начальной стадии высокоскоростного обтекания модели (в течение первых $200 \div 700$ мкс). В соответствии с длительностью исследуемых режимов течения и учетом характерных времен теплопроводностных процессов был подобран диапазон оптимальной длительности экспозиции кадра ИК-регистрации, значение которой варьировались в пределах $500 \div 200$ мкс, при этом частота регистрации интегральных ИК-изображений составляла от 1000 Гц до 2000 Гц.

Параметры газа (равномерного течения воздуха) в спутном потоке за плоской ударной волной определяются из соотношений Ренкина–Гюгоньо с использованием известных значений параметров среды перед фронтом ударной волны и числа Маха этой волны [27]. Так в экспериментах, проводимых при начальных значениях температуры порядка 295 К, температура однородного спутного потока воздуха, движущегося за фронтом плоской ударной волны с числом Маха $M = 2.0 \div 4.5$, составляет порядка $500 \div 1200$ К, число Маха спутного потока не превышает 1.6. При данных параметрах сверхзвукового течения, максимальное значение температуры воздуха наблюдается за отраженной от модели ударной волной – в точке торможения. Для оценки температуры изоэнтропически заторможенного в пограничном слое газа (температуры торможения T_0) в аэродинамических расчетах часто используется формула $T_0 = T + v^2/2c_p$, где T – температура набегающего газового потока, v – скорость набегающего газового потока, c_p – удельная теплоёмкость газа при постоянном давлении (порядка 1000 Дж/(кг·К) [28]. В условиях сверхзвукового обтекания за плоской УВ с числом Маха до $M = 4.5$ значение температуры в точке торможения составляет порядка $T_0 = 2100$ К (скорость и температура набегающего за плоской УВ однородного потока воздуха порядка 1200 м/с и 1400 К, соответственно). Стоит отметить, что применительно к описываемым в данной статье экспериментальным условиям нестационарного течения данная оценка применима, когда рассматривается сверхзвуковой режим обтекания со значениями скорости и температуры потока, близкими к рассчитанным по соотношениям Ренкина–Гюгоньо значениям.

Поскольку при указанных выше параметрах газодинамического течения, достигаемых в эксперименте, лучистого переноса энергии из газовой среды не происходит [15, 29], ИК камерой регистрируются только тепловые поля от твердых обтекаемых поверхностей боковых окон и модели, нагретых за счет механизма теплопроводности при контакте с пограничным слоем [16, 17, 18]. Варьирование параметров термографической съемки (времени экспозиции и частоты регистрации) позволяет получить информацию о происходящих в первую миллисекунду процессах нагрева и охлаждения различных участков внутренних поверхностей внутри рабочей секции.

На рис. 5 и рис. 6 представлены интегральные термограммы участка канала рабочей секции вблизи носа модели, отражающие распределения интенсивности теплового излучения, зарегистрированного от твердых стенок, обтекаемых потоком за УВ с $M = 3.2 \pm 0.2$ в течение первых $500 \div 700$ мкс. За соответствующее время экспозиции кадра тепловизор интегрально регистрирует: сначала теплообмен с ударно-нагретым газом (пробка и двойное ударное сжатие за отраженной УВ), затем – остывание поверхностей в результате изменения теплообмена с пограничным слоем при переходе к дозвуковому режиму обтекания (изменение параметров течения и турбулизация потока гелия за контактной поверхностью). Полученные на этом этапе ИК-снимки визуализируют излучение от обтекаемых поверхностей: боковых стенок (кварцевых окон) и препятствия. Основной процесс нагрева твердых стенок происходит за счет процессов теплопроводности при их контакте с пограничным слоем газового потока.

Наиболее интенсивные термограммы регистрируются в первые моменты времени в интервале от 200 мкс до 500 мкс (рис. 5 и рис. 6, а). Область с повышенной интенсивностью нагрева на стекле и на цилиндре визуализируется в зоне нестационарного торможения за отходящей вверх по потоку отраженной от модели ударной волной. Независимо от выбора длительности экспозиции, наибольшие значения интенсивности наблюдаются вблизи точки торможения в районе носовой части препятствия – в зоне максимального (по интенсивности и длительности излучения) интегрально регистрируемого теплового потока. При этом ввиду трехмерности ударно-волновых структур, взаимодействующих с плоскими стенками канала окон рабочей секции, регистрируемая в начальные моменты времени, интенсивность теплового излучения из области, в которой расположена затупленная часть осесимметричного препятствия (пунктирная линия, повторяющая контур модели), включает излучение от поверхностей как самой модели, так и от внутреннего слоя стекла.

Выбор оптимального времени длительности экспозиции тепловизионных снимков важен для качественного исследования и определения пространственно-временных характеристик нагрева и остывания обтекаемых поверхностей на начальной стадии течения. Сравнение термограмм, оптимально визуализирующих области повышенной интенсивности, с теневыми изображениями головной ударной волны, наблюдаемой в соответствующих экспериментальных условиях, показало, что левая (вверх по потоку от носа модели) граница теплового следа, сформированного за время интеграции порядка 500 мкс, согласуется с конфигурацией ГУВ во время режима квазистационарного сверхзвукового обтекания. Как видно из представленных выше результатов теневой высокоскоростной съемки (см. 3.1 – описание процессов при сверхзвуковом обтекании с головной ударной волной), на начальной стадии развития потока, формирующегося за плоской ударной волной с $M \geq 3$, большую часть времени экспозиции первого кадра тепловизионной съемки составляет режим сверхзвукового обтекания с постоянной толщиной ударного слоя.

На рис. 5 представлена термограмма наиболее интенсивного интегрального теплового поля, зафиксированного за время экспозиции 500 мкс, комбинированная с (обозначенным точечным пунктиром) фрагментом теневого изображения, полученного в момент времени $t = 250$ мкс при аналогичных условиях течения за УВ с $M = 3.2 \pm 0.2$. Нетрудно заметить, что левая граница области теплового следа имеет достаточно выраженный градиент интенсивности, форма которого хорошо согласуется с формой фронта ГУВ в конце режима квазистационарного сверхзвукового обтекания.

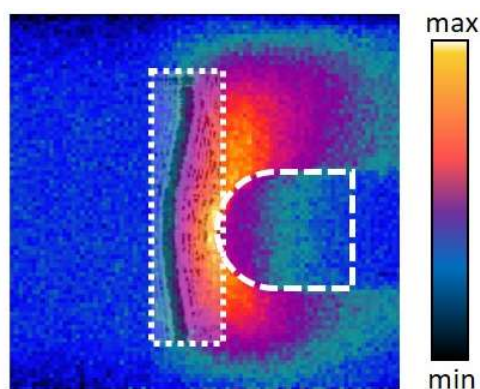


Рис. 5. Комбинированное изображение ИК и теневого снимка после дифракции ударной волны

Уменьшение экспозиции кадра до 200 мкс позволяет отслеживать происходящие с течением времени изменения интенсивности излучения от поверхностей стекол и модели на начальной стадии исследуемого течения. Приведенные на рис.6 последовательные ИК-снимки фиксируют тепловые поля, формирующиеся вблизи носовой части модели за время

нагрева стенок канала при их взаимодействии со сверхзвуковым спутным потоком, и последующее охлаждение тех же участков во время перехода к дозвуковому режиму обтекания.

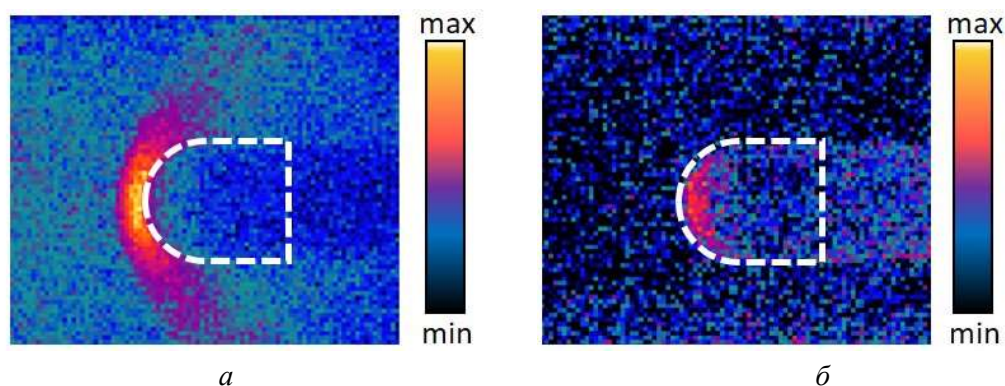


Рис. 6. Термограммы начальной стадии взаимодействия высокоскоростного потока за УВ с $M = 3.2$: нагрев поверхностей в режиме сверхзвукового обтекания $0 \div 200$ мкс (*а*), остывание при переходе к дозвуковому режиму $500 \div 700$ мкс (*б*)

При взаимодействии УВ с обтекаемым телом в первые 200 мкс после начала дифракции происходит теплопроводностный нагрев поверхностей, обтекаемых сверхзвуковым потоком ударно нагретого воздуха (рис. 6, *а*). Носовая часть модели обтекается спутным потоком со значением температуры, рассчитываемым из соотношений Ренкина – Гюгонио. Тепловое поле на стекле – результат пересечения УВ с пограничным слоем. На протяжении времени экспозиции первого кадра скорость и температуру потока, набегающего за плоской УВ с $M = 3.2 \pm 0.2$, можно считать близкими к расчетным значениям – $v = 820$ м/с и $T = 860$ К, соответственно. При этих условиях оценка значения температуры торможения вблизи носовой части модели составляет порядка $T_0 = 1200$ К.

Анализ теневых кадров, регистрирующих структуру течения за УВ с числом Маха порядка 3.3, показывает, что высокоскоростной газодинамический поток переходит в дозвуковой режим примерно через $500 \div 700$ мкс. Примерно в это же время теплообмен между пограничным слоем и твердыми поверхностями в канале изменяется в результате прихода более холодного газа за контактной поверхностью [18, 30]. В результате, начинается процесс охлаждения ранее нагретых поверхностей, что приводит к снижению значений интенсивности регистрируемого в последующие моменты времени излучения. На термограмме, полученной спустя 700 мкс после начала дифракции (рис. 6, *б*), интенсивное излучение от боковых стекол отсутствует, повышенные значения теплового излучения визуализируются только в области носовой части модели.

Стоит отметить, что на термограммах, полученных во время регистрации тепловых полей на начальной стадии течения за УВ с $M < 3$, тепловое поле не имеет выраженной резкой левой границы, а характеризуется плавным снижением значений интенсивности, поскольку длительность режима обтекания с постоянной толщиной ударного слоя сопоставима со временем нестационарного взаимодействия, или же вовсе не наблюдается.

3.3. Остывание модели при дозвуковом обтекании

В данном разделе представлены результаты исследования процесса остывания цилиндрического затупленного тела в нестационарном дозвуковом потоке, реализуемом в экспериментах на поздних режимах высокоскоростного течения за ударной волной с числом Маха $M = 3.0$ [30].

Регистрация ИК излучения от модели велась от начала дифракции до 40 мс (полная остановка потока). На термограммах (рис. 7) представлены: результат нагрева поверхностей канала сверхзвуковым потоком за УВ за время интеграции 500 мкс (рис. 7, *а*) и покадровая визуализация теплового излучения от поверхности модели в дозвуковом режиме течения различные моменты времени (рис. 7, *б*).

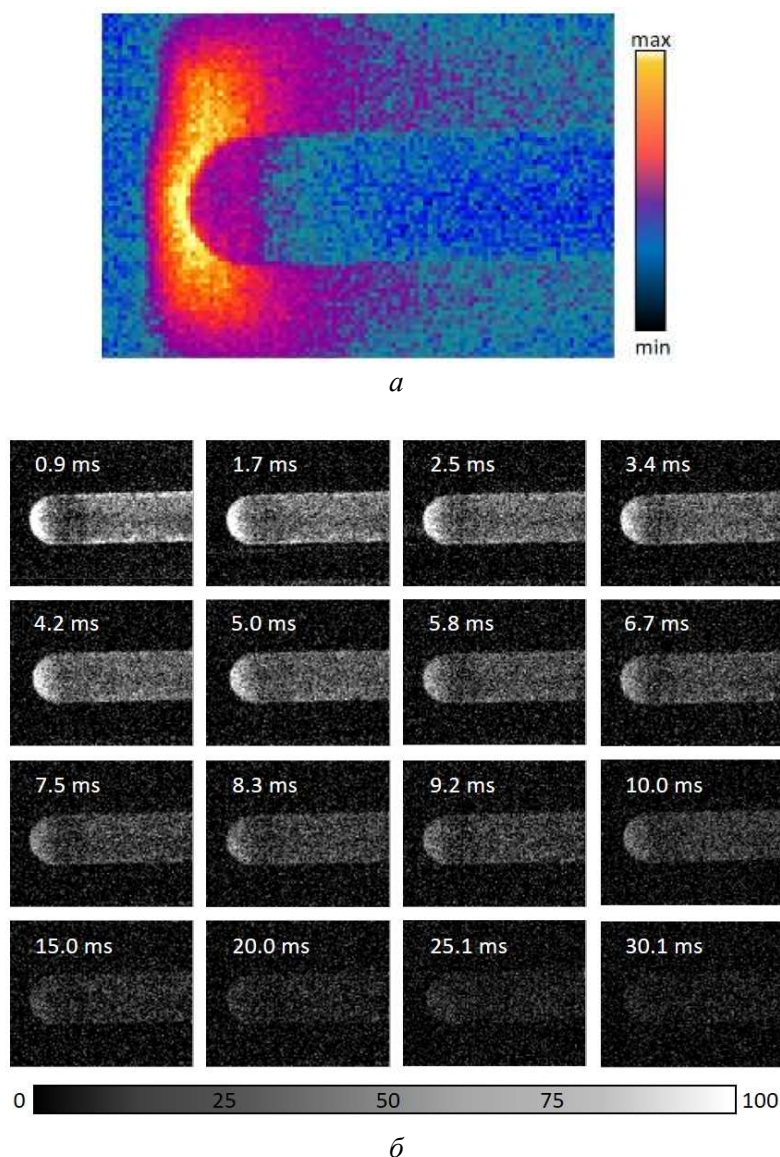


Рис. 7. Тепловые поля в потоке за УВ с $M=3.0$: термограмма (искусственные цвета) начальной стадии течения (*a*) и термограммы остывания нагретой модели в дозвуковом потоке (*б*)

Максимальные значения интенсивности излучения наблюдается в носовой части модели на всех экспериментальных термограммах. Но на рис. 7, *a* излучение является следствием, в том числе, и нагрева внутренних поверхностей стенок оптических окон, что существенно осложняет анализ теплового поля, формирующегося непосредственно на стенках модели. Стоит отметить, что остывание поверхностей гладких стекол, нагретых в результате ударно-волновых процессов, происходит намного быстрее (за время порядка $500 \div 700$ мкс для данных условий течения), чем полное остывание модели, поэтому на 2 кадре ($t \sim 0.9$ мс) повышенная интенсивность излучения регистрируется только из области, соответствующей местонахождению затупленного цилиндра, что существенно упрощает анализ теплового потока от всех участков вдоль наблюдаемой на термограммах (рис. 7, *б*) поверхности обтекаемой модели.

Количественный анализ пространственно-временных характеристик теплового излучения был проведен для двух участков поверхности цилиндрической модели, расположенных на оси симметрии. Данные первого ИК-кадра для количественной оценки пространственно-

временных характеристик тепловых полей поверхности затупленного цилиндра не использовались. Экспозиция каждого кадра составляла 500 мкс, время между двумя последовательными кадрами – 800 мкс. По данным покадровой термографической регистрации были получены временные зависимости интегральных значений интенсивности теплового излучения поверхности модели в различных областях опроса вдоль оси симметрии. На рис. 8 представлены значения интенсивности, усредненные по областям опроса, расположенных соответственно 1 – в зоне торможения потока на затупленной носовой части и 2 – на боковой поверхности, находящейся на расстоянии около 2 диаметров от точки торможения.

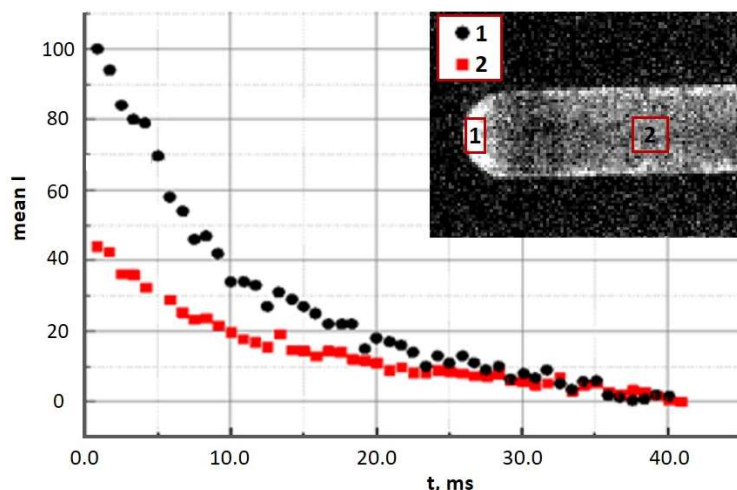


Рис. 8. Динамика теплового излучения от различных участков поверхности модели, обтекаемых нестационарным дозвуковым потоком (соответствующие области регистрации выделены цветом на приведенной в левом верхнем углу термограмме)

Нагрев носовой части (в зоне торможения потока) в первые 5 мс после начала дифракции ударной волны превышает нагрев боковой части цилиндра примерно в 2 раза (по условной шкале интенсивности тепловизионного прибора). Полное время уменьшения значений интенсивности излучения до фоновых значений от обоих исследуемых участков поверхности модели происходит за $30 \div 40$ мс. Этот момент принимается как характерное время полного остывания в нестационарном дозвуковом спутном потоке всей поверхности модели, нагретой в результате процессов дифракции УВ с $M = 3.0$.

4. Заключение

Представлены результаты экспериментального исследования тепловых полей при нестационарном взаимодействии плоской ударной волны с числами Маха $2.0 \div 4.5$ с затупленным цилиндром в рабочей секции канала ударной трубы. Через прозрачные для оптического и ИК излучения боковые окна рабочей секции получены теневые и инфракрасные изображения, визуализирующие газодинамические и тепловые процессы, происходящие внутри рабочей секции ударной трубы в течение 40 мс после начала взаимодействия.

По последовательным теневым изображениям процессов взаимодействия ударной волны с числами Маха от 2.0 до 4.5 и спутного потока за ней с моделью (затупленный цилиндр диаметром 7.5 мм) и стенками канала определены характерные пространственно-временные параметры основных стадий течения. Показано, что для потока за УВ с $M > 3$ сверхзвуковое обтекание модели с головной ударной волной наблюдается до 300 мкс, затем происходит переход к дозвуковому режиму обтекания ($t > 500$ мкс).

Получены последовательные термографические изображения (в диапазоне длин волн теплового излучения $1.5 \div 2.8$ мкм) нестационарных тепловых полей обтекаемых поверхно-

стей внутри рабочей камеры (окон рабочей камеры и поверхности модели) на стадии сверхзвукового и дозвукового режимов течения до 40 мс. Проведено сравнение теневых и термографических изображений для соответствующих условий эксперимента.

Построены графики зависимостей интенсивности теплового излучения от времени в зонах пограничного слоя на модели в течение всего времени обтекания и изменения регистрируемых тепловых полей. Максимальные значения интенсивности теплового излучения обтекаемых поверхностей были зарегистрированы в зоне пограничного слоя на стенках канала при его взаимодействии с ударными волнами, формирующимися при обтекании модели в первые 500 мкс, а также в зоне торможения потока непосредственно на модели. Показано, что уже спустя 700 мкс после начала дифракции УВ излучение от боковых стекол не превышает фоновые значения. Тепловое излучение от нагретой потоком поверхности модели визуализируется тепловизором в области носовой части модели до 30 мс и на боковой поверхности цилиндра до $20 \div 23$ мс (для $M=3$).

Общий анализ результатов сравнений характерных времён теплового излучения от обтекаемых поверхностей различных конфигураций и свойств показал, что нагретые в сложном нестационарном ударно-волновом потоке поверхности кварцевых стекол и модели остывают за время до $500 \div 700$ мкс и 40 мс, соответственно.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ №23-19-00096.

Литература

1. Суржиков С.Т., Товстоног В.А., Яцухно Д.С., Селезнев Р.К., Кременецкий Н.О., Зинин К.М., Ермаков М.К., Панасенко А.В., Фофанов Д.М. Атлас результатов компьютерного моделирования задач высокоскоростной аэротермодинамики и аэрофизики / под. ред. Б.В. Обносова, В.Н. Ярмолюка, А.Н. Рыбакова. Москва: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. 605 с.
2. 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.
3. Нестационарные течения газов с ударными волнами: сборник научных трудов / Академия наук СССР, Физико-технический институт им. А. Ф. Иоффе; науч. ред. Сыщикова М.П., Березкина М.К. – Л., 1990. 436 с.
4. Батыгина В. К. Расчёт нагрева поверхности затупленного конуса в высокоскоростном потоке при помощи коммерческих кодов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2022. Т. 23, вып. 6. <http://chemphys.edu.ru/issues/2022-23-6/articles/1024/>
5. Симоненко М. М. Сверхзвуковое обтекание кольцевой каверны на осесимметричном заостренном теле // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2024. Т. 25, вып. 6. <http://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-6/articles/1133/>
6. Ермаков М. К., Крюков И. А. Верификация и валидация аэродинамических расчетных комплексов на примере задачи обтекания острых и затупленных комплексов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т. 22, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-4/articles/944/>
7. Жмаева Е. А., Харитонов А. И. Формирование головного скачка около затупленных тел, помещенных в ударной трубе // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа. 1971. № 6. С. 131–136.
8. Носенко Н. И., Сысоев Н. Н., Шугаев Ф. В. Начальная стадия отражения плоской ударной волны от цилиндра, сферы и эллипсоида вращения // Изв. АН СССР, Механика жидкости и газа. 1980. № 2. С. 94–100.

9. Попов П. А., Сахаров В. А., Лапушкина Т. А., Поняев С. А., Монахов Н. А. Измерение тепловых потоков датчиками на анизотропных термоэлементах в газодинамическом эксперименте на ударных трубах // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т. 22, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-3/articles/939/>
10. Вавилов В. П. Инфракрасная термография и тепловой контроль. 2-е изд., доп. М.: Издательский дом «Спектр», 2013. 544 с.
11. Blunck D. L. Review: Applications of infrared thermography for studying flows with participating media // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2022. Vol. 130. P. 110502.
12. Zaccara M., Edelman J. B., Cardone G. A general procedure for infrared thermography heat transfer measurements in hypersonic wind tunnels // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2020. Vol. 163. P. 120419.
13. Попович С. С. Аэродинамическое охлаждение стенки в следе сверхзвукового потока за уступом // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2018-19-4/articles/781>
14. Popovich S. S., Zditovets A. G., Kiselev N. A., Vinogradov U. A. Experimental study of aerodynamic heating in the region of an incident shock wave boundary layer interaction // *Acta Astronautica*. 2025. Vol. 229. Pp. 804–813.
15. Козлов П. В., Попович С. С., Здитовец А. Г., Загайнов И. А. Экспериментальное исследование тепловых потоков в газодинамических установках непрерывного и кратковременного действия // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2024. Т. 25, вып. 6. <http://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-6/articles/1156/>
16. Karnozova E., Znamenskaya I., Doroshchenko I., Sysoev N., Lutsky A. Energy conversions at shock wave interaction with pulse discharge in profiled channel // *Physics of Fluids*. 2024. Vol. 36. No. 12. P. 126120.
17. Знаменская И. А., Муратов М. И., Богданова М. А., Карнозова Е. А., Сысоев Н. Н. Эволюция тепловых полей на обтекаемой поверхности, нагретой ударной волной и плазмой импульсного поверхностного разряда // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2024. Т. 25, вып. 6. <https://chemphys.edu.ru/issues/2024-25-6/articles/1150/>
18. Znamenskaya I., Muratov M., Dolbnya D. IR-thermography studies of high-speed gas-dynamic flows // *International Journal of Thermal Sciences*. 2025. Vol. 214. P. 109827.
19. Settles G. S. *Schlieren and Shadowgraph Techniques*. Springer Berlin, Heidelberg, XVIII, 376 p.
20. Васильев Л. А. Теневые методы. М: Наука, 1968. 408 с.
21. Гросс Ж. Инфракрасная термография. Основы, техника, применение: Пер. с франц. М.: Мир, 1988. 416 с.
22. Знаменская И. А., Карнозова Е. А., Кули-Заде Т. А. Визуализация нагретой разрядом области в канале на основе тепловизионной регистрации // *Научная визуализация*. 2022. Т. 14. № 4. С. 52–61.
23. Сыщикова М. П., Березкина М. К., Смирнов И. В. Воздействия на тела в зоне интерференции ударных волн двух взрывов. Сб. Нестационарные течения газов с ударными волнами. Ленинград, ФТИ им. А.Ф. Иоффе АН СССР, 1990.
24. Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях. Составитель Г.Ф. Глотов. Редакция и перевод на английский язык Г.И. Майкапара. Жуковский, ЦАГИ, 2003. 173 с.
25. Альбом сверхзвуковых течений / сост. и ред. П.И. Ковалев, Н.П. Менде. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2011. 251 с.
26. Герасимов С. И., Файков Ю. И. Теневое фотографирование в расходящемся пучке света: Монография. Саров: ФГПУ «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2010. 344 с.
27. Крайко А. Н. Теоретическая газовая динамика: классика и современность. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. 440 с.

28. Авиация Энциклопедия / Гл. ред. Г.П. Свищев. М.: Большая рос. энцикл., Центр. аэрогидродинам. ин-т, 1994. 735 с.
29. Фомин В. М., Яковлев В. И. Энергообмен в сверхзвуковых газопламенных течениях с ударными волнами. ФИЗМАТЛИТ, 2016. 359 с.
30. Знаменская И. А., Дорощенко И. А., Сысоев Н. Н., Татаренкова Д. И. Результаты количественного анализа высокоскоростной теневой съемки течений в ударной трубе при помощи машинного зрения и обучения // Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. 2021. Т. 497. № 1. С. 16–20.

References

1. Surzhikov S. T., Tovstonog V. A., Yatsukhno D. S., Seleznev R. K., Kremenetsky N. O., Zinin K. M., Ermakov M. K., Panasenko A. V., Fofonov D. M., *Atlas of the results of computer modeling of high-speed aerothermodynamics and aerophysics problems* / ed. B.V. Obnosov, V.N. Yarmolyuk, A. N. Rybakov, Moscow: Publishing House of Bauman Moscow State Technical University, 2021, 605 p. [in Russian].
2. Leont'ev A. I., Lushchik V.G., Makarova M. S., Popovich S. S., Temperature recovery factor in a compressible turbulent boundary layer, *High Temperature*, 2017, vol. 60, issue 3, pp. 409–431. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X22030117>
3. *Unsteady gas flows with shock waves: a proceedings of scientific papers*, USSR Academy of Sciences, A. F. Ioffe Physical-Technical Institute; ed. Syshchikova M. P., Berezhkina M. K. – L., 1990. 436 p. [in Russian].
4. Batygina V. K., Calculation of sphere-cone heat transfer in high-speed flow with commercial software, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2022, vol. 23, no. 6 [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.23.6.1024>
5. Simonenko M. M., Supersonic flow around an annular cavity on an axisymmetric pointed body, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2024, vol. 25, no. 6. [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.25.6.1133>
6. Ermakov M. K., Kryukov I. A., Verification and validation of aerodynamic codes using the example of the flow around sharp and blunt cones, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2021, vol. 22, no. 4 [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.22.4.944>
7. Zhmaeva E. A., Kharitonov A. I., Formation of a bow shock around a blunt body in a shock tube, *Fluid Dynamics*, 1971, vol. 6, pp. 1023–1027. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01019815>
8. Nosenko N. I., Sysoev N. N., Shugaev F. V., Initial stage of reflection of a plane shock wave from a cylinder, sphere, and ellipsoid of revolution, *Fluid Dynamics*, 1980, vol. 15, pp. 251–257. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF01342614>
9. Popov P. A., Sakharov V. A., Lapushkina T. A., Ponyaev S. A., Monakhov N. A., Heat flux measurements by sensors based on anisotropic thermoelements in a gasdynamic experiment on shock tubes, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2021, vol. 22, no. 3. [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.22.3.939>
10. Vavilov V. P., *Infrared Thermography and Thermal Control. 2nd ed., suppl.*, M: Spektr Publishing House, 2013, 544 p. [in Russian].
11. Blunck D. L., Review: Applications of infrared thermography for studying flows with participating media, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2022, vol. 130, pp. 110502. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2021.110502>
12. Zaccara M., Edelman J. B., Cardone G., A general procedure for infrared thermography heat transfer measurements in hypersonic wind tunnels, *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, vol. 163, pp. 120419. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2020.120419>

13. Popovich S. S., Aerodynamic cooling for supersonic wake flow behind a backward-facing step, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2019, vol. 20 [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.1.781>
14. Popovich S. S., Zditovets A. G., Kiselev N. A., Vinogradov U. A., Experimental study of aerodynamic heating in the region of an incident shock wave boundary layer interaction, *Acta Astronautica*, 2025, vol. 229, pp. 804–813. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.01.062>
15. Kozlov P. V., Popovich S. S., Zditovets A. G., Zagaynov I. A., Experimental research of heat fluxes in wind tunnels and shock tubes, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2024, vol. 25, no. 6. [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.25.6.1156>
16. Karnozova E., Znamenskaya I., Doroshchenko I., Sysoev N., Lutsky A., Energy conversions at shock wave interaction with pulse discharge in profiled channel, *Physics of Fluids*, 2024, vol. 36, no. 12, pp. 126120. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0241376>
17. Znamenskaya I. A., Muratov M. I., Bogdanova M. A., Karnozova E. A., Sysoev N. N., Evolution of thermal fields on a streamlined surface heated by a shock wave and plasma of a pulsed surface discharge, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2024, vol. 25, no. 6. [in Russian]. DOI: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.25.6.1150>
18. Znamenskaya I., Muratov M., Dolbnya D., IR-thermography studies of high-speed gas-dynamic flows, *International Journal of Thermal Sciences*, 2025, vol. 214, pp. 109827. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2025.109827>
19. Settles G. S., *Schlieren and Shadowgraph Techniques, XVIII*, Springer Berlin, Heidelberg, 2001, 376 p.
20. Vasiliev L. A., *Shadow methods*, M: Nauka, 1968. 408 p. [in Russian].
21. Gaussorgues G., *La Thermographie Infrarouge*, transl. from French, M.: Mir, 1988. 416 p. [in Russian]
22. Znamenskaya I. A., Karnozova E. A., Kuli-Zade T. A., The discharge heated channel region visualization based on thermal imaging registration, *Scientific Visualization*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 52–61. DOI: 10.26583/sv.14.4.05
23. Syshchikova M. P., Berezkina M. K., Smirnov I. V., Effects on bodies in the interference zone of shock waves of two explosions, *Unsteady gas flows with shock waves proceedings*, Leningrad, A. F. Ioffe Physical-Technical Institute, USSR Academy of Sciences, 1990, 436 p. [in Russian].
24. *Aerothermodynamics of aircraft in photographs*, compiled by G. F. Glotov / ed. and transl. G.I. Maikapara, Zhukovsky, TsAGI, 2003, 173 p. [in Russian].
25. *Album of supersonic flows* / compiled and ed. P. I. Kovalev, N. P. Mende, St. Petersburg: Publishing house of the Polytechnic University, 2011, 251 p. [in Russian].
26. Gerasimov S. I., Faikov Yu. I., *Shadow photography in a diverging light beam: Monograph*, Sarov: FSUE "RFNC-VNIIEF", 2010, 344 p. [in Russian].
27. Kraiko A. N., *Theoretical gas dynamics: classics and modernity*, Moscow: TORUS PRESS, 2010, 440 p. [in Russian].
28. *Aviation Encyclopedia* / Ch. ed. G. P. Svishchev, M.: Bolshaya Russ. encycl., TsAGI, 1994. 735 p. [in Russian].
29. Fomin V. M., Yakovlev V. I., *Energy exchange in supersonic gas-flame flows with shock waves*, FIZMATLIT, 2016, 359 p. [in Russian].
30. Znamenskaya I. A., Doroshchenko I. A., Sysoev N. N., Tatarenkova D. I., Results of quantitative analysis of high-speed shadowgraphy of shock tube flows using machine vision and machine learning, *Doklady Physics*, 2021, vol. 66, pp. 93–96. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1028335821040066>

Статья поступила в редакцию 21 августа 2025 г.