

Визуализация тепловых потоков в высокоскоростном течении за ударной волной

И.А. Знаменская^{1,А}, М.И. Муратов^{2,А}, Е.А. Карнозова^{3,А}, А.Е. Луцкий^{4,В}

^А МГУ Ломоносова, физический факультет, Россия, Москва

^В Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

¹ ORCID: 0000-0001-6362-9496, znamen@phys.msu.ru

² ORCID: 0000-0002-6545-5829, muratov583@gmail.com

³ ORCID: 0000-0001-9611-443X, Liza.Karnozova@yandex.ru

⁴ ORCID: 0000-0002-4442-0571, allutsky@yandex.ru

Аннотация

В работе представлены результаты термографических исследований нестационарных тепловых потоков за плоской ударной волной в рабочей секции ударной трубы прямоугольного сечения 24x48 мм. Получены последовательные изображения результатов панорамной визуализации полей тепловых потоков на обтекаемых стенках при взаимодействии плоской ударной волны с прямоугольным препятствием, закрепленном на стенке канала. Длительность регистрируемых тепловых процессов - вплоть до 40 миллисекунд после прохода ударной волны. Процессы нагрева и охлаждения обтекаемых сверхзвуковым потоком стенок рабочей камеры визуализируются при помощи высокоскоростной инфракрасной камеры Telops FAST M200 (рабочий диапазон 1.5 – 5.1 мкм) сквозь прозрачные для инфракрасного излучения кварцевые окна камеры. Результаты визуализации тепловых полей сравнивались с результатами двумерного численного моделирования нестационарного газодинамического процесса после дифракции ударной волны с числами Маха падающей волны $M=2.0-4.5$.

Ключевые слова: визуализация потоков, инфракрасная термография, дифракция ударной волны, нестационарный тепловой поток, высокоскоростная теневая съемка, численное моделирование.

1 Введение

Взаимодействие высокоскоростных газодинамических потоков с обтекаемыми поверхностями всегда представлялось значительной проблемой как в фундаментальной науке, так и в практических приложениях. Возникающий теплообмен между газовым потоком и твердыми обтекаемыми стенками различной геометрии в пограничных слоях вносит значительные изменения в характер обтекания и состояние газовой среды [1-3]. Необходимость анализа сложных теплогазодинамических процессов привело к большому вниманию к применению различных методов визуализации потоков. Развитие цифровых методов оптической визуализации быстропротекающих процессов в жидкостях и газах позволило расширить диапазон пространственно-временных параметров изучаемых явлений [4, 5]. Классическими методами визуализации являются модификации теневых методов, шпирен – методы, а также интерферометрия, основанные на явлении отклонения света при его прохождении через неоднородности плотности прозрачной среды. Подобные методы широко применяются в задачах панорамной визуализации течений с разрывами [6].

В данной работе использован метод теневой визуализации, а также быстро развивающийся бесконтактный метод исследования распределения теплового

излучения – инфракрасная термография. Ключевыми преимуществами данной методики является возможность проведения регистрации теплового излучения с поверхностей объектов и преобразовании его в карту температур [7]. Применение инфракрасной термографии при исследовании тепловых потоков в газодинамическом канале реализует преимущество панорамных неинвазивных методик над точечными исследованиями [8, 9] благодаря пространственному разрешению, а соответственно и пониманию тепловых и газодинамических процессов даже в том случае, когда существуют большие пространственные градиенты измеряемых величин [10, 11]. Современная инфракрасная термография позволяет получать динамические двумерные тепловые поля (до 1 МПикс), обладает высокой чувствительностью к изменению температур (до 20 мК), а также высокой скоростью регистрации (с экспозицией до 20 мкс) [12].

На основе методики высокоскоростной инфракрасной термографии, производится экспериментальное исследование динамики тепловых полей при дифракции ударной волны с числами Маха $M = 2.0 - 4.5$ на прямоугольном препятствии, расположенном на нижней стенке канала и эволюции спутного потока за ним. Реализована термографическая и теневая высокоскоростная покадровая визуализации сверхзвукового и трансзвукового потока в канале через прозрачные в видимом и инфракрасном диапазоне кварцевые боковые стенки рабочей камеры ударной трубы.

2 Описание и методика эксперимента

2.1 Ударная труба

Эксперименты проводились на ударном стенде УТРО-3 – однодиафрагменная ударная труба с камерами высокого и низкого давлений, разделенными тонкой полимерной диафрагмой. Варьирование толщины разрываемой диафрагмы, а также подбор отношения давлений между камерами позволяло устанавливать числа Маха падающей ударной волны в диапазоне $M = 2.0 - 4.5$ при начальном давлении воздуха 5 – 30 торр. Измерение скорости падающей ударной волны производилось встроенными в камеру низкого давления пьезоэлектрическими датчиками давления (Рис. 1 А), разнесенными на заданное удаление. Формирование плоского фронта ударной волны завершалось на расстоянии порядка метра от точки разрыва диафрагмы. Скорость спутного потока за фронтом ударной волны оценивалось в диапазоне 630 – 920 м/с. В рабочей камере реализовалось достаточно однородное сверхзвуковое спутное течение длительностью до 500 мкс, замыкающееся контактной поверхностью. Число Рейнольдса потока, оцененное по ширине канала ударной трубы, составляло $Re \sim 10^5$.

В камеру низкого давления вмонтирована рабочая камера, особенностью которой является наличие прозрачных в видимом и инфракрасном диапазоне боковых кварцевых окон (полоса пропускания 200 – 2800 нм). В рабочей камере на нижней стенке было установлено прямоугольное препятствие размером 2 мм × 48 мм × 6 мм из диэлектрического материала поперек набегающему потоку (Рис. 1 D). Длина камер высокого и низкого давления – 52 и 290 см соответственно; толщина медных стенок камеры низкого давления – 2 мм; внутреннее сечение канала ударной трубы и разрядной камеры – 48 × 24 мм; размеры двух кварцевых окон – 170 мм × 16 мм × 24 мм; расстояние между пьезоэлектрическими датчиками – 103 см. Рабочим и толкающим газами являлись воздух и гелий соответственно. Подключение датчиков к осциллографу (Рис. 1 С) позволяло синхронизировать запуск регистрирующего тепловизионного оборудования или теневой регистрации с различными стадиями газодинамического процесса реализованного в рабочей камере.

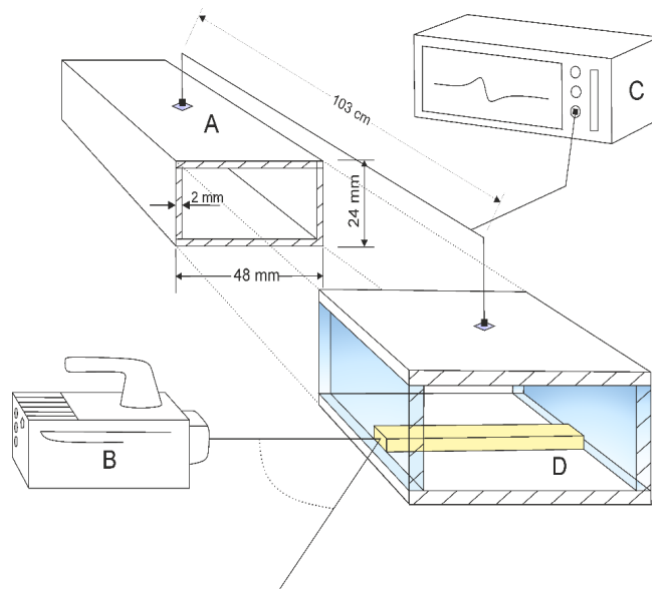


Рис. 1. Схематическое изображение экспериментальной установки

2.2 Теневая визуализация

Теневая съемка газодинамического потока ударно-волнового течения велась на основе лазерной теневой схемы в параллельных лучах высокоскоростной камерой Photron Fastcam SA5. Использовалась теневая схема со стационарным лазером в качестве источника (длина волны 532 нм). Оптический пучок теневого зондирования проходил перпендикулярно стеклам камеры в области ступенчатого препятствия. Оптимальная скорость съемки составляла 150000 кадров в секунду с экспозицией 1 мкс. Для улучшения качества теневых изображений применялась программа обработки исходных изображений с вычитанием фонового кадра.

2.3 Тепловизионная регистрация

В качестве приемника инфракрасного излучения использовался высокоскоростной охлаждаемый фотонный детектор высокого разрешения (Рис. 1 В): Telops Fast M200 (рабочий диапазон 1.5 – 5.1 мкм). Снижение пространственного разрешения камеры в несколько раз позволяло проводить регистрацию тепловых потоков на частоте до 2000 кадров/с; время интеграции составляло от 500 мкс до 1 мс. Тепловизор был установлен на расстоянии 25 – 30 см от области регистрации, при этом оптическая ось детектора была направлена перпендикулярно главной оси ударной трубы; в ряде экспериментов тепловизор устанавливался под некоторым углом к оси трубы для регистрации с интересующих областей канала. Измерение тепловых потоков проводилось с поверхностей препятствия и со стенок рабочей камеры, нагретых проходящим сверхзвуковым, а также трансзвуковым потоком.

Программное обеспечение диагностической аппаратуры настроено на конфигурацию отсутствия между объектом съемки и детектором какой-либо среды кроме атмосферы. В обратном случае, цепочку уравнений определения полного потока излучения детектирующим устройством необходимо дополнить членами потока промежуточной среды. Таким образом, наличие пропускающего кварцевого стекла на оптической оси съемки камеры не позволяет делать в данной задаче количественных оценок тепловых полей с заданной точностью.

3 Результаты и Обсуждения

3.1 Дифракция плоской ударной волны на уступе

Взаимодействие плоской ударной волны с препятствием сопровождается нестационарным процессом ее дифракции и отражения (Рис. 2). Рассматривается отражение фронта падающей волны от наветренной поверхности и обтекание прямоугольного препятствия спутным потоком за падающей ударной волной. Дифракция проходящей ударной волны происходит за 20 – 30 микросекунд, затем отраженная ударная волна медленно отходит от препятствия навстречу потоку за времена 300 – 200 микросекунд в зависимости от числа Маха падающей волны.

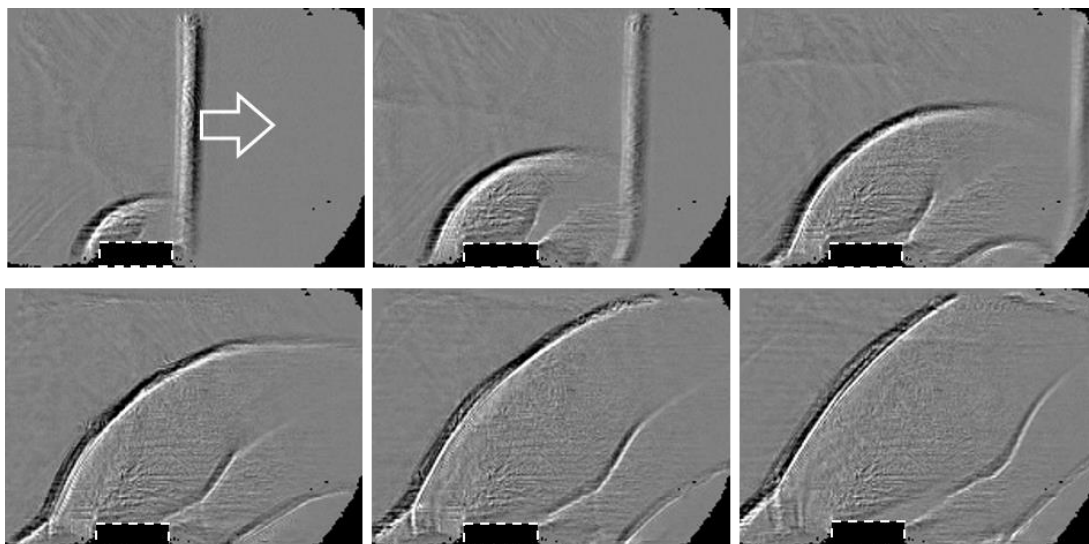


Рис. 2. Покадровая визуализация дифракции ударной волны с числом Маха $M = 3.1$, полученная теневым оптическим методом, $F=150000$ кадр/с

3.2 Численное моделирование

Численное моделирование рассматриваемого течения было реализовано в рамках двумерных уравнений Навье-Стокса. Основной задачей моделирования было изучение движения и эволюции разрывов и параметров поля течения. Более тонкие эффекты, такие как взаимодействие ударных волн с пограничными слоями на стенках канала и препятствиями, не рассматривались. Алгоритм [13] основан на обобщенной схеме С.К. Годунова с кусочно-линейной TVD реконструкцией газодинамических функций в ячейках. Невязкие потоки на краях ячеек определялись на основе точных решений задачи Римана на гранях в проекции на нормаль. Производные скорости и температуры, необходимые для вязких потоков, определялись по формулам Грина-Гаусса. Сетка в области $-0.052 < x < 0.34$; $0 < y < 0.024$ содержала 3940×240 ячеек.

Сравнительный анализ результатов численного расчета полей газодинамических параметров и экспериментальных кадров высокоскоростной съёмки (тневая и инфракрасная) показал визуальное совпадение основных структурных особенностей исследуемого течения. На рисунке 3 приведены два изображения дифракции ударной волны на препятствии. Высокоскоростное обтекание препятствия в канале характеризуется сложным полем плотности вокруг препятствия (Рис. 3 б). Область вблизи наветренной стенки препятствия характеризуется высокими значениями плотности и температуры в зоне торможения потока.

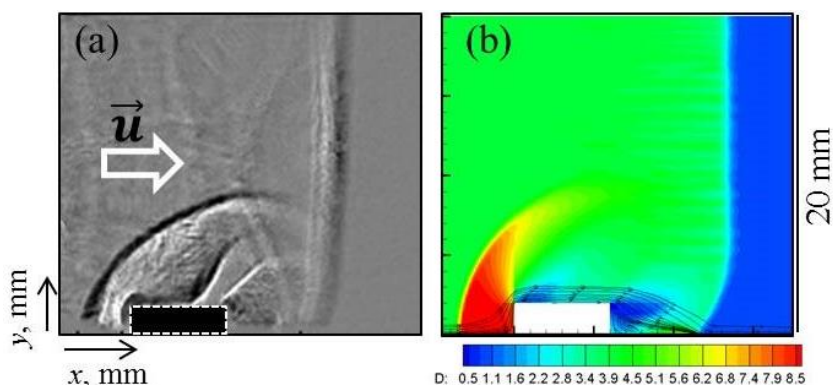


Рис. 3. Дифракция ударной волны на препятствии, теневой метод (а), и численный расчет полей плотности с линиями тока при скорости набегающего потока $u = 800 \pm 20$ м/с (b)

Реализуемое квазидвумерное обтекание прямоугольного препятствия характеризуется набором газодинамических структур, изменяющихся с течением времени: головной ударной волны, косоугольного скачка уплотнения, зоны рециркуляции в подветренной области за препятствием с веером волн разрежения (веер Прандтля-Мейера), а также формированием скачка присоединения и пр. [14]. Перед отраженной ударной волной образуется лямбда – конфигурация при движении по пограничному слою, развившемуся за падающей ударной волной (Рис. 2) [15].

После 500 – 800 мкс от момента прохода ударной волны, скорость течения в канале снижается вследствие прихода волны разрежения – конфигурация течения около препятствия меняется. Транзвуковой режим обтекания, главным образом, сопровождается наличием области низкой плотности на кромке переднего прямоугольного уступа и косым скачком уплотнения, связанным с присоединением потока. В данном режиме на теневых снимках наблюдается косой скачок, сдвинутый к задней кромке препятствия и турбулентный след, образованный отрывным течением за препятствием.

Вихревая зона отрыва потока за преградой является зоной пониженной плотности газа. С течением времени скорость потока за прошедшей ударной волной снижается, течение турбулизируется. Результаты численного расчета в транзвуковом режиме обтекания демонстрируют наличие области разрежения, где происходит искривление линий тока с образованием косоугольного скачка уплотнения, связанным с присоединением потока (Рис. 2,3).

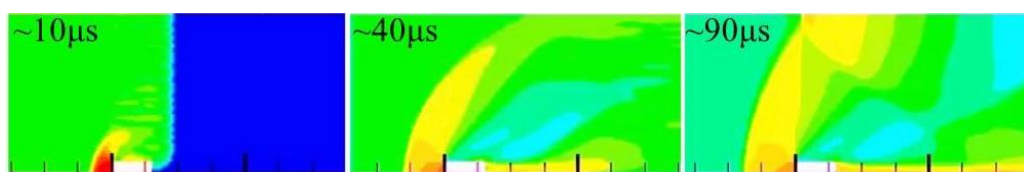


Рис. 4. Численное моделирование поля температуры потока: по кадровое мгновенное распределение в потоке $u = 790 \pm 20$ м/с за ударной волной с $M = 3.2$

3.3 Термография

В пограничном слое за плоской ударной волной происходит резкое уменьшение скорости от максимального её значения до нуля на поверхности стенок ударной трубы [16]. Градиент скоростей тормозящего газа поперёк пограничного слоя приводит к возникновению значительных сил трения, работа которых переходит в теплоту. Большие диапазоны изменения теплофизических параметров газа в пограничном слое приводят к нагреву обтекаемых поверхностей: верхней и нижней стенок, стенок препятствия, боковых стенок (стекло). Изменение температуры газа на фронте ударной

волны и в сверхзвуковом потоке за ней приводит к соответствующему изменению во времени тепловых потоков на обтекаемых поверхностях. Так, в области у наветренной кромки препятствия последовательные изменения конфигураций течения потока и взаимодействие в пограничных слоях реализуют набор тепловых полей на стенках канала, отвечающих взаимодействию нестационарного течения с препятствием и эволюции приповерхностного спутного потока на них (Рис. 5).

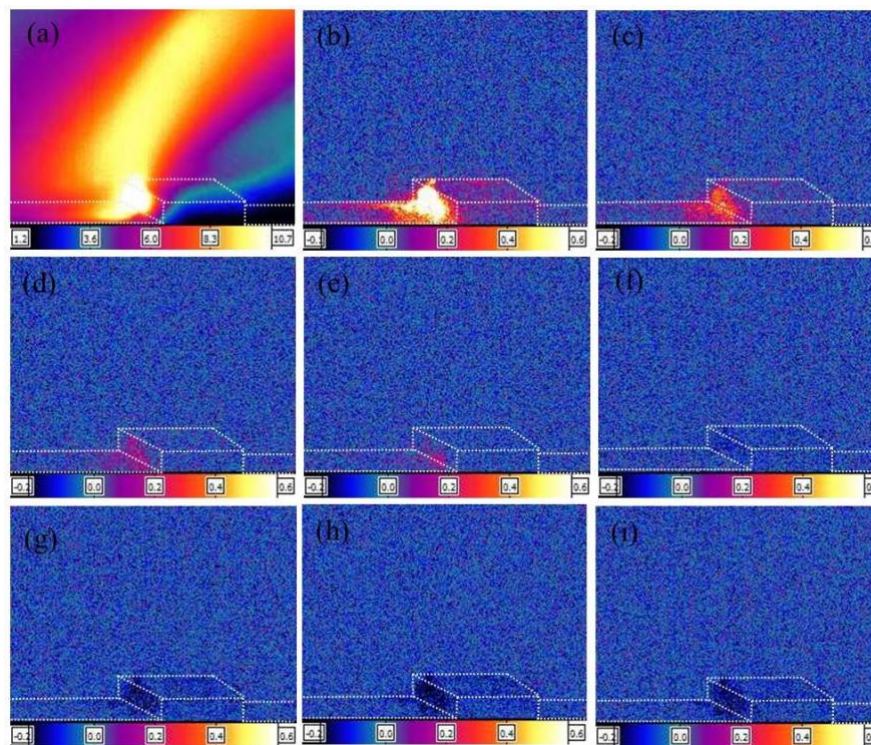


Рис. 5. Эволюция распределения тепловых полей для числа Маха $M=4.0$ от времени после прихода УВ в область препятствия [наветренная сторона; $\tau_{\text{эксп}} = 1000$ мкс]: а) $\tau=0$ ms; б) $\tau=2$ ms; в) $\tau=4$ ms; д) $\tau=6$ ms; е) $\tau=12$ ms; ф) $\tau=16$ ms; г) $\tau=22$ ms; х) $\tau=26$ ms; и) $\tau=32$ ms

Термодинамический баланс на стенке складывается из соотношения процессов, участвующих в теплообмене: нестационарной теплопроводности вглубь обтекаемых поверхностей, конвективной теплопередачи между пограничным слоем и стенкой, а также сложной конфигурации лучистого теплообмена между потоком и обтекаемой поверхностью. Сформированный в пограничном слое на внутренней стенке канала тепловой поток проникает в достаточно тонкий слой кварцевой стенки окна рабочей секции ударной трубы, оставляя за собой тепловой след, который визуализируется тепловизором.

Наиболее интенсивные области инфракрасного излучения, зарегистрированного от поверхностей канала после дифракции плоской ударной волны на препятствии, коррелируют с соответствующими областями в численном расчете поля температуры (Рис. 4) [17]. Приведенная цветовая палитра термографических изображений автоматически конструировалась из полученных в эксперименте данных программой обработчиком Reveal-IR. Условные единицы цветовой шкалы отражают безразмерную интенсивность теплового излучения на термограммах с учетом вычитенного фона.

Интегральная карта тепловых потоков за время экспозиции первого кадра отражает распределение температурных полей в зонах обтекания поверхностей. За это время ($\tau = 2$ мс) (Рис. 5 а) в области перед наветренной стенкой препятствия ударная волна, отходит вверх по течению со скоростью, зависящей от скорости набегающего (спутного) потока. Тепловизором регистрируются нагретые (за время интеграции)

области кварцевой стенки в приповерхностном пограничном слое. Замыкание однородного сверхзвукового спутного течения контактной поверхностью выражается резким спадом уровня излучения в зоне опроса (Рис. 5 b-e). Режим течения за несколько последующих миллисекунд характеризуется излучением лишь малой области наветренной стенки препятствия, нагретой отраженным отходящим скачком, а также узкой полосы нижней стенки канала перед препятствием.

Волна разрежения существенно снижает температуру потока. После $\tau \approx 14$ мс регистрируется полное снижение интенсивности теплового излучения от ранее нагретого участка поверхности препятствия до уровня фона и ниже (Рис. 5 f). В дальнейшем наветренная сторона препятствия охлаждается вплоть до времени $\tau \approx 20 - 25$ мс (Рис. 5 g-i), с последующим медленным восстановлением к начальному тепловому состоянию на временах $\tau \approx 40$ мс.

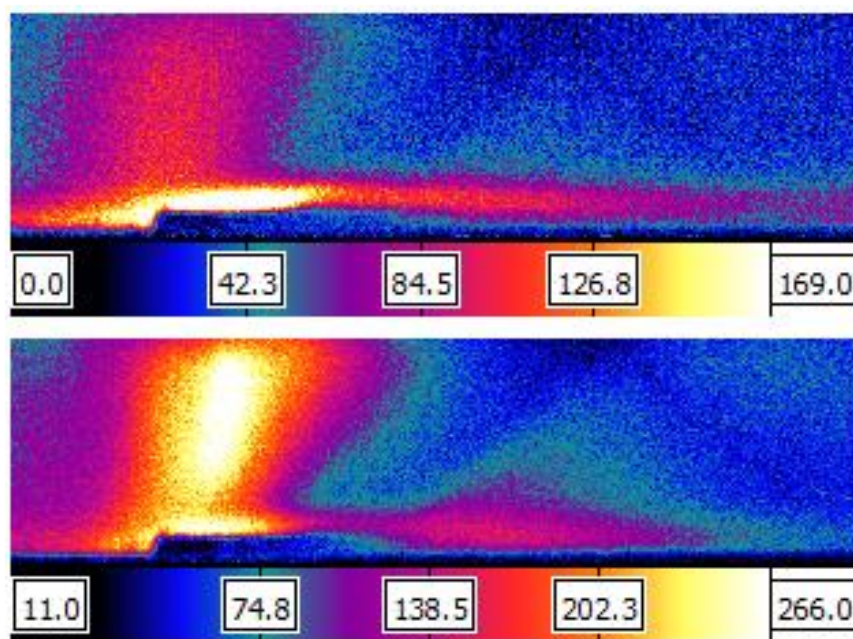


Рис. 6. Термографические изображения распределения тепловых полей после в области за обратным уступом препятствия для различных чисел Маха [$\tau_{\text{эксп}} = 500$ мкс]: а) $M = 2.6$; б) $M = 3.0$

На Рис. 6 представлены термографические изображения большего масштаба распределения двумерных тепловых полей, снятые под углом $\alpha \approx 25^\circ$ относительно нормали канала, с меньшим временем экспозиции камеры (течение слева направо). С изменением числа Маха падающей волны распределение тепловых полей претерпевает существенные изменения. Наибольшая интенсивность излучения наблюдается в зонах полного торможения потока. Действие повышенных значений температуры за отходящей ударной волной на стенки канала над препятствием в течение длительного времени приводит к образованию и интегральной регистрации нагретой области излучения во всю высоту канала.

За препятствием формируются зоны с пониженной температурой и плотностью (темно-синий цвет на Рис. б) в области рециркуляции, а также в веее волн разрежения, визуализируемые на подветренной стороне вставки.

Повышение числа Маха (Рис. 6 б) приводит к увеличению приведенных значений регистрируемого теплового излучения, практически, на всей панорамной тепловой карте в зоне регистрации. Локальные максимумы излучения нагретой стенки канала становятся сопоставимыми с излучением у наветренной стороны препятствия, где прежде регистрировалось пиковое значение излучения.

Для выделения при визуализации тепловых потоков от нагретого приповерхностным течением дальнего окна камеры (отдельно от окна ближнего) были проведены эксперименты по регистрации течения под большим углом наблюдения относительно нормали канала ($\alpha \approx 40^\circ - 45^\circ$ в горизонтальной плоскости). На Рис. 7 визуализируются два сходных изображения тепловых потоков, разнесенных по горизонтали, в соответствии с двумя внутренними поверхностями нагретых окон рабочей камеры.

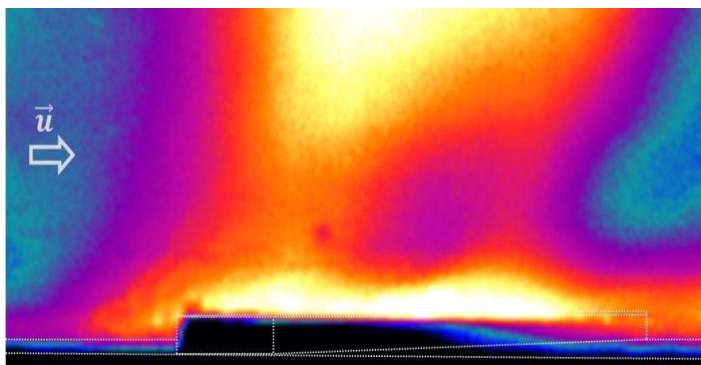


Рис. 7. Термографическое изображение распределения тепловых полей после в области препятствия для числа Маха падающей волны $M = 3.7$ [$\tau_{\text{эксп}} = 500$ мкс]

Соответственно, показано – термографическая инфракрасная съемка тепловых полей внутренних поверхностей прозрачных кварцевых стекол позволяет визуализировать элементы газодинамических структур нестационарного течения, примыкающих к окнам, в частности, после дифракции плоской ударной волны в канале на прямоугольном препятствии (Рис. 7).

Заключение

Проведено экспериментальное исследование тепловых полей от нагретых высокоскоростным потоком поверхностей канала ударной трубы после дифракции ударной волны на прямоугольном препятствии и эволюции приповерхностного спутного потока. Процессы нагрева обтекаемых высокоскоростным потоком стенок рабочей камеры визуализируются при помощи высокоскоростного инфракрасного детектора Telops FAST M200 (рабочий диапазон 1.5 – 5.1 мкм) сквозь прозрачные для инфракрасного излучения кварцевые окна. Результаты визуализации тепловых полей сопоставлены с результатами высокоскоростной теневой съемки, а также данными двумерного численного моделирования нестационарного газодинамического процесса дифракции ударной волны с числами Маха падающей волны $M = 2.0 - 4.5$. Показано, что визуализация тепловых полей сложного нестационарного газодинамического течения связана с неоднородным нагревом стенок канала в том числе – внутренней поверхности боковых окон, прозрачных для инфракрасного излучения, регистрируемого тепловизором.

Благодарности

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ 23-19-0096

Список литературы

1. Куталадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоиздат, 1985.
2. Frazier C., Lamnaouer M., Divo E., Kassab A., Petersen E. Effect of wall heat transfer on shock-tube test temperature at long times // Shock Waves. 2011. V. 21. № 1. P. 1–17.

3. **Volpiani P., Larsson J., Bernardini M.** Effects of a nonadiabatic wall on supersonic shock/boundary-layer interactions // *Physical review fluids*. 2018. V. 3 083401.
4. **Nakamura H.** Spatio-temporal measurement of convective heat transfer using infrared thermography. *Heat Transfer - Theoretical Analysis, Experimental Investigations and Industrial Systems*. InTech, 2011.
5. **Znamenskaya I.** Methods for panoramic visualization and digital analysis of thermophysical flow fields // *Scientific visualization*. 2021. 13(3) P. 125–158.
6. **Settles G., Hargather M.** A review of recent developments in schlieren and shadowgraph techniques // *Measurement Science and Technology*. 2017. V. 28. № 4.
7. **Вавилов В.П.** Инфракрасная термография и тепловой контроль. М.: Наука, 2013.
8. **Knauss H., Roediger T., Bountin A.** Novel Sensor for Fast Heat Flux Measurements // *J. Spacecraft and Rockets*. 2009. V. 462. № 2.
9. **Знаменская И.А., Муратов М.И., Коротева Е.Ю., Штеменко Л.С., Докунина О.И., Сысоев Н.Н.** Регистрация нестационарной динамики тепловых потоков в ударных трубах на основе высокоскоростной термографии // *ВМУ*. 2022. № 6. С. 82–88.
10. **Running C., Rataczak J., Zaccara M., Cardone G., Juliano T.** A wrap-film technique for infrared thermography heat-transfer measurements in high-speed wind tunnels // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2022. V 135.
11. **Cardone G., Zaccara M., Edelman J.** A general procedure for infrared thermography heat transfer measurements in hypersonic wind tunnels // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2020. V 163. 120419.
12. **Carlomagno G.M., Cardone G.** Infrared thermography for convective heat transfer measurements // *Exp. Fluids*. 2010. V. 49. № 6. P. 1187–1218.
13. **Lutsky A.E., Kudryashov I.Y., Khankhasaeva Y.V.** Numerical simulation of the influence of energy deposition on the base flow // *Mathematical Models and Computer Simulations*. 2016. V. 8. P. 207–218.
14. **Znamenskaya I.A., Dolbnya D.I., Ivanov I.E., Kuli-zade T.A., Sysoev N.N.** Pulse volume discharge behind shock wave in channel flow with obstacle // *Acta Astronautica*. 2022. V. 195. P. 493–501.
15. **Kleine H., Lyakhov V.N., Gvozdeva L.G., Grönig H.** Bifurcation of a reflected shock wave in a shock tube. Berlin Heidelberg: Springer, 1992.
16. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
17. **Znamenskaya I.A., Karnozova E.A., Kuli-zade T.A.** The discharge heated channel region visualization based on thermal imaging registration // *Scientific Visualization*. 2022. № 14.

Heat Fluxes Visualization in High Speed Flow behind the Shock Wave

I.A. Znamenskaya^{1,A}, M.I. Muratov^{2,A}, E.A. Karnozova^{3,A}, A.E. Lutsky^{4,B}

^A Moscow State University, Faculty of Physics, Russia, Moscow,

^B Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

¹ ORCID: 0000-0001-6362-9496, znamen@phys.msu.ru

² ORCID: 0000-0002-6545-5829, muratov583@gmail.com

³ ORCID: 0000-0001-9611-443X, Liza.Karnozova@yandex.ru

⁴ ORCID: 0000-0002-4442-0571, allutsky@yandex.ru

Abstract

The paper presents the thermographic studies of unsteady heat fluxes behind a plane shock wave in the rectangular 24x48 mm shock tube test section. Consecutive panoramic visualization of the heat fluxes plots on streamlined walls after the plane shock wave interaction with a rectangular obstacle fixed on the channel wall are obtained. The duration of the recorded thermal processes is up to 40 milliseconds after the shock wave passage. The heating and cooling of the test chamber walls streamlined by supersonic flow are visualized using the Telops FAST M200 high-speed infrared camera (operating range 1.5 – 5.1 microns) through the quartz windows transparent to infrared radiation. Visualization of the thermal fields were compared with the shadow images and results of 2D numerical simulation of a nonstationary gas dynamic process after the diffraction of a shock wave with Mach numbers $M=2.0-4.5$.

Keywords: flow visualization, infrared thermography, shock wave diffraction, unsteady heat fluxes, high-speed shadow shooting, numerical simulation.

References

1. **S.S. Kutateladze, A.I. Leontev** Heat Transfer, Mass Transfer, and Friction in Turbulent Boundary Layers, (Hemisphere Publishing Corp., New York, 1990), pp. 45-56.
2. **Frazier C., Lamnaouer M., Divo E., Kassab A., Petersen E.** Effect of wall heat transfer on shock-tube test temperature at long times // Shock Waves. 2011. V. 21. № 1. P. 1–17.
3. **Volpiani P., Larsson J., Bernardini M.** Effects of a nonadiabatic wall on supersonic shock/boundary-layer interactions // Physical review fluids. 2018. V. 3 083401.
4. **Nakamura H.** Spatio-temporal measurement of convective heat transfer using infrared thermography. Heat Transfer - Theoretical Analysis, Experimental Investigations and Industrial Systems. InTech, 2011.
5. **Znamenskaya I.** Methods for panoramic visualization and digital analysis of thermophysical flow fields // Scientific visualization. 2021. 13(3) P. 125–158.
6. **Settles G., Hargather M.** A review of recent developments in schlieren and shadowgraph techniques // Measurement Science and Technology. 2017. V. 28. № 4.
7. **V. Vavilov** Infrared thermography and thermal control, (ID Spectrum, Moscow, 2009), pp. 45-544.
8. **Knauss H., Roediger T., Bountin A.** Novel Sensor for Fast Heat Flux Measurements. J. Spacecraft and Rockets. 2009. V. 462. № 2.
9. **I.A. Znamenskaya, E.Yu. Koroteeva, M.I. Muratov et al.** Registration of Nonstationary Heat Flux Dynamics in Shock Tubes Using High-Speed Thermography // Moscow University Physics Bulletin. 6, pp. 914-921 (2023).

10. **Running C., Rataczak J., Zaccara M., Cardone G., Juliano T.** A wrap-film technique for infrared thermography heat-transfer measurements in high-speed wind tunnels // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2022. V 135.
11. **Cardone G., Zaccara M., Edelman J.** A general procedure for infrared thermography heat transfer measurements in hypersonic wind tunnels // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2020. V 163. 120419.
12. **Carlomagno G.M., Cardone G.** Infrared thermography for convective heat transfer measurements // *Exp. Fluids*. 2010. V. 49. № 6. P. 1187–1218.
13. **Lutsky A.E., Kudryashov I.Y., Khankhasaeva Y.V.** Numerical simulation of the influence of energy deposition on the base flow // *Mathematical Models and Computer Simulations*. 2016. V. 8. P. 207–218.
14. **Znamenskaya I.A., Dolbnya D.I., Ivanov I.E., Kuli-zade T.A., Sysoev N.N.** Pulse volume discharge behind shock wave in channel flow with obstacle // *Acta Astronautica*. 2022. V. 195. P. 493–501.
15. **Kleine H., Lyakhov V.N., Gvozdeva L.G., Grönig H.** Bifurcation of a reflected shock wave in a shock tube. Berlin Heidelberg: Springer, 1992.
16. **H. Schlichting** Grenzschichttheorie, (Braun Verlag, Karlsruhe, 1965)
17. **I.A. Znamenskaya, E.A. Karnozova, T.A. Kuli-zade** The discharge heated channel region visualization based on thermal imaging registration // *Scientific Visualization*. 14 (2022)