

03

## Визуализация эволюции тепловых полей при отражении ударной волны от торца канала ударной трубы

© И.А. Знаменская, М.И. Муратов

Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова, Москва, Россия  
E-mail: muratov583@gmail.com

Поступило в Редакцию 29 мая 2023 г.

В окончательной редакции 14 июня 2023 г.

Принято к публикации 14 июня 2023 г.

Проведена панорамная термографическая визуализация нестационарных тепловых полей при их регистрации на торцевой стенке прямоугольного канала ударной трубы. Исследована эволюция тепловых полей внешней поверхности торца после отражения ударной волны с числом Маха падающей волны  $M = 1.5$ . Получены данные по распределению тепловых потоков в различные моменты времени в течение 4 с после отражения. Проанализировано влияние пограничного слоя на теплообмен в зоне за отраженной ударной волной.

**Ключевые слова:** отраженная ударная волна, ударная труба, нестационарный тепловой поток, инфракрасная термография.

DOI: 10.21883/PJTF.2023.16.55968.19643

Состояние газа за плоской ударной волной, отраженной от жесткой стенки, в одномерной модели характеризуется постоянными термодинамическими параметрами, рассчитываемыми из законов сохранения. В реальности же при отражении ударной волны от стенки в канале происходит распространение ударной волны по неоднородному потоку, состоящему из ядра и пограничного слоя, сформировавшегося за падающей ударной волной. Возмущения в неоднородном поле течения перед отраженным скачком приводят к возникновению за отраженной ударной волной изменяющегося во времени неоднородного поля газодинамических параметров [1]. Эффекты пограничного слоя приводят к пространственному перераспределению скорости, температуры, плотности за отраженной волной, что важно учитывать, в частности, в химико-кинетических экспериментах [2]. Формирование вязкого динамического пограничного слоя [3] сказывается на быстром нарастании приграничного теплового слоя [4]. В случае достаточно тонких стенок экспериментальных стендов это требует учета неадиабатичности процессов с теплообменом на границе газа с внешней относительно стенда средой.

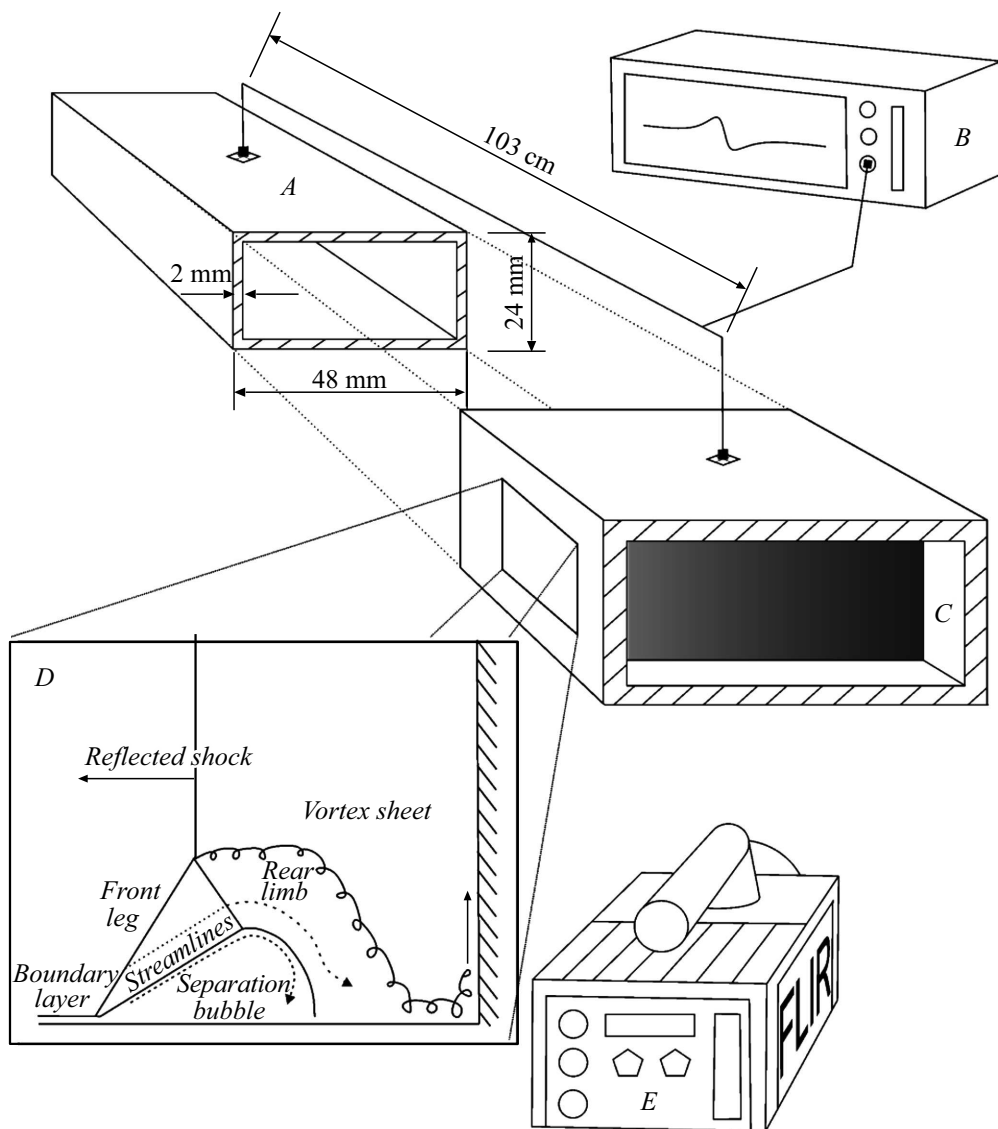
Как правило, в экспериментах подобные комплексные проблемы разрешаются применением различного рода датчиков теплового потока, основанных, в частности, на эффекте Зеебека [5–7]. Однако такие методы хотя и обладают существенными временными разрешающими способностями, но не дают полной картины эволюции полей тепловых потоков. В случае с трехмерными описываемыми явлениями в канале с отраженной ударной волной корреляция с соответствующими локальными измерениями сложна.

В настоящей работе на основе методики высокоскоростной инфракрасной термографии производится

визуализация динамики тепловых полей внешней торцевой поверхности канала стенда, позволяющая исследовать нестационарные тепловые потоки при больших пространственных градиентах измеряемых величин [8]. Несмотря на достаточно большую абсолютную погрешность измерений, получаемые данные о непрерывном распределении интенсивности теплового излучения дают новую информацию о поле течения, которую невозможно получить простой интерполяцией конечного числа данных точечных измерений [9].

Цель работы — панорамное исследование тепловых потоков на торце газодинамического стенда, а также анализ влияния пограничного слоя на теплообмен за отраженной ударной волной на основе методики высокоскоростной инфракрасной термографии. Эксперименты проводились на ударном стенде УТРО-3 — однодиафрагменной ударной трубе. Камера высокого давления отделена от камеры низкого давления прямоугольного сечения ( $24 \times 48$  мм) тонкой полимерной диафрагмой (рис. 1). Длина камер высокого и низкого давления составляет 52 и 211 см, толщина медных стенок 2 мм. Рабочим и толкающим газами были воздух и гелий соответственно. Вдоль камеры низкого давления установлены пьезоэлектрические датчики давления, используемые для измерения скорости ударной волны (элемент А на рис. 1). В конце камеры низкого давления смонтирована торцевая вставка — пластина из нержавеющей стали толщиной 0.25 мм (элемент С на рис. 1).

В качестве детектора теплового излучения использовался высокоскоростной охлаждаемый фотонный приемник инфракрасного излучения высокого разрешения: FLIR SC 7700 с рабочим диапазоном  $3.7\text{--}4.8\ \mu\text{m}$ . Изменение пространственного разрешения камеры (до  $160 \times 128$  px) позволило менять временные



**Рис. 1.** Схематическое изображение экспериментальной установки. *A* — пьезоэлектрические датчики давления, *B* — осциллограф, принимающий сигнал с датчиков давления, *C* — торцевая вставка на конце камеры низкого давления (удаление от диафрагмы 211 см), *D* — схема течения, реализующаяся для отраженной ударной волны, *E* — тепловизионная камера FLIR SC 7700.

разрешение и проводить регистрацию тепловых потоков на частоте кадров до 925 fps; время интеграции составляло 1 ms. Измерение тепловых потоков проводилось с наружной стороны торцевой вставки (рис. 1). Тепловизор был установлен горизонтально на расстоянии 20–30 см от торца и под углом  $\alpha \approx 13^\circ$  относительно главной оси ударной трубы (во избежание возможного повреждения детектора) (элемент *E* на рис. 1). Для увеличения соотношения сигнал–шум и снижения влияния фонового излучения был максимально увеличен коэффициент излучения области регистрации — за счет покрытия внешней поверхности торцевой вставки тонким слоем черной акриловой краски, коэффициент излучения в настройках тепловизора задавался равным  $\epsilon = 0.95$ .

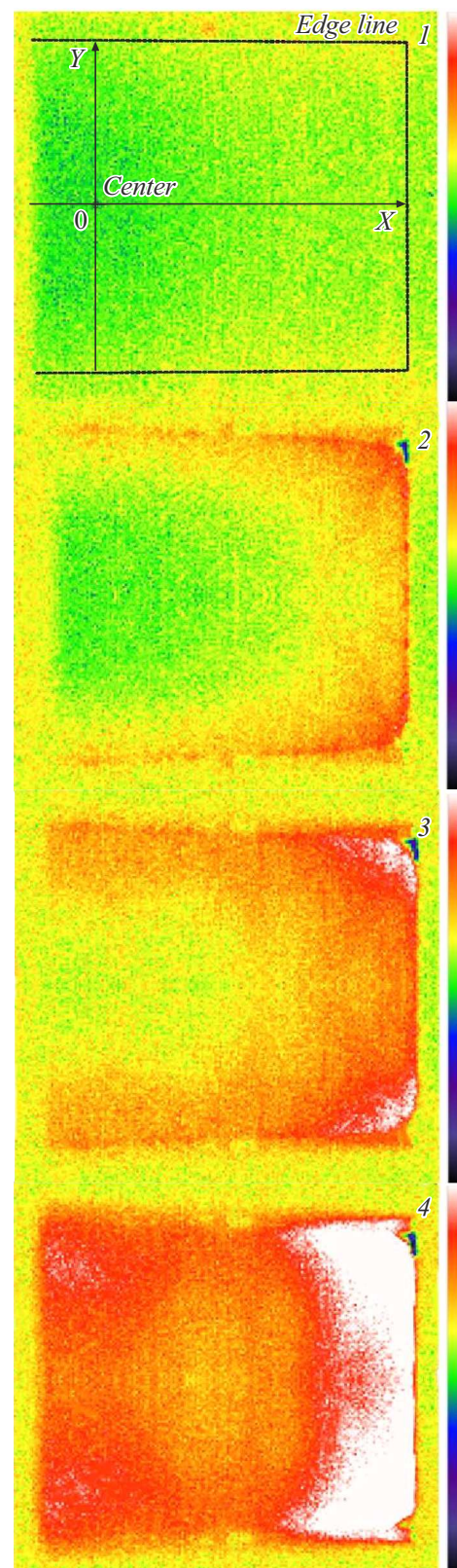
За фронтом падающей ударной волны происходит формирование и рост пограничного слоя газа. Это

обусловлено взаимодействием потока со стенкой за счет вязкости и теплопроводности, что приводит к изменению параметров газа по сечению канала трубы. При нормальном отражении ударной волны от плоской поверхности торца движение отраженной ударной волны сопровождается особенностями, связанными с наличием пограничного слоя за падающей ударной волной. При этом могут возникать режимы, при которых распространение отраженного скачка по ядру потока и пограничному слою (по периметру) приводит к расщеплению отраженной волны с образованием  $\lambda$ -конфигураций вблизи стенок (схема *D* на рис. 1). Важно отметить, что характерные размеры образованной бифуркационной конфигурации могут оказаться существенно больше толщины пограничного слоя [10]. Формирование подобных бифуркационных структур связано с втеканием

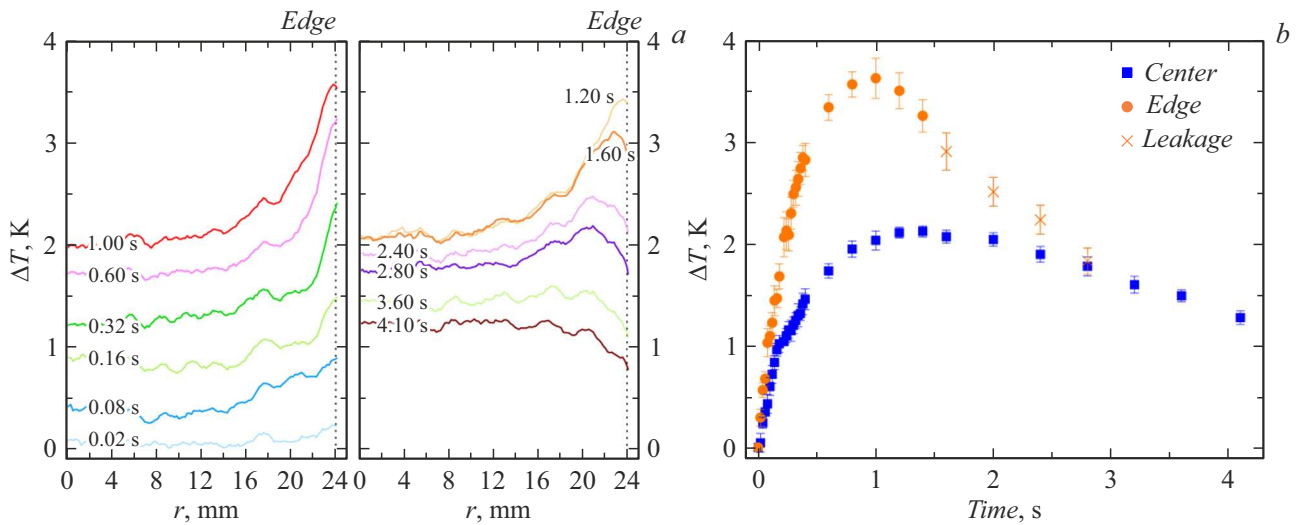
в застойную зону части пограничного слоя за счет разности давлений между отраженной волной и зоной торможения в пограничном слое. С увеличением объема застойной зоны возрастает и высота реализуемой тройной точки бифуркационной конфигурации.

Удаляясь от поверхности отражения, структурированный скачок оставляет за собой около стенок слой быстротурбулизирующегося газа с неустойчивой вихревой поверхностью, формирующий на торцевой стенке нестационарный тепловой поток (схема *D* на рис. 1) [11]. Таким образом, температурные поля по периметру торца после отражения формируются развитым турбулентным пограничным слоем.

С внешней стороны поверхности отражения реализуется меняющееся поле теплового потока, связанное с временем удаления отраженной ударной волны от торца. Нарастание пограничного слоя вблизи боковых стенок приводит к относительно большому тепловому потоку на границах канала, нежели в областях, соответствующих теплообмену между центром торцевой стенки канала и ядром потока. Непосредственный теплообмен между газовой средой за отраженной волной и наружной поверхностью торцевой стенки канала реализуется преимущественно за счет теплопроводности [9]. На рис. 2 приводится результат тепловизионной визуализации теплового поля внешней стороны торцевой стенки канала для различных моментов времени после отражения ударной волны с числом Маха падающей волны  $M = 1.5$ . До отражения ударной волны поверхность торца характеризуется (с поправкой на угол съемки) довольно однородным тепловым полем (фрагмент 1 на рис. 2). Отражение ударной волны приводит к образованию теплового импульса, переносимого теплопроводностью на внешнюю поверхность торца. Температура за отраженной волной внутри канала оценивалась как  $T \approx 500$  К. Соответствующее изменение зарегистрированных тепловых полей поверхности представлено на рис. 2 (фрагмент 2). Отмечается неоднородность поля для различных соотношений областей течения: ядра потока и пограничных зон у стенок канала; интенсивность теплообмена у границ торцевой вставки выше, чем у центральных областей. Так, температурное поле центральной области в течение первой миллисекунды остается практически неизменным относительно состояния до отражения ударной волны, в то время как граничные области испытывают локальное увеличение тепловых потоков за счет интенсификации теплообмена разрастающегося турбулентного настенного потока. Через  $t = 0.04$  s от начала эволюции тепловых потоков внешней поверхности торцевой вставки прогревается центральная часть торца (фрагмент 3 на рис. 2). Визуализируется граница перехода между областями, меняющаяся с течением времени. Горизонтальная граница перехода выражена ярче ввиду наложения и слияния пограничных слоев в канале — у вертикальной стенки меньшей высоты, чем ширины. Сращение вертикальных и горизонтальных турбулентных пограничных слоев во



**Рис. 2.** Двумерные тепловые поля при отражении ударной волны от торца канала ударной трубой на участке размером  $24 \times 24$  mm в моменты времени 0 (1), 0.02 (2), 0.04 (3), 0.1 s (4). Рисунки отражены по горизонтали вдоль разреза (X, 0).



**Рис. 3.** *a* — изменение температуры от центра (0, 0) до стенки в плоскости симметрии канала на торцевой вставке, разрез (X, 0) для различных моментов времени; *b* — зависимость изменения температуры в центре и на краю разреза (X, 0) торцевой вставки от времени.

всем пристеночном потоке канала приводит к тому, что к моменту  $t = 0.1$  s (фрагмент 4 на рис. 2) вся рассматриваемая область испытывает неоднородный нагрев до нескольких градусов, тем больший, чем больше удаление от центра канала.

Количественно эволюция распределения температурного поля относительно начального невозмущенного состояния поверхности (фрагмент 1 на рис. 2) вдоль оси (X, 0) представлена на рис. 3, *a*. Максимальная измеренная разница температур между краем и центром поверхности составляет  $\Delta T = 1.5 \pm 0.1$  K, а максимальная разница измеренной температуры у края торца  $\Delta T = 3.5 \pm 0.3$  K. На временах  $t \approx 1$  s тепловой поток к торцу стабилизируется (с последующим уменьшением по всей области съемки). Четко выраженный температурный пик в области вертикального края торца сглаживается и выравнивается со значениями области ядра потока (на временах  $t \approx 3-4$  s, рис. 3, *b*). На поздних временах провал кривой у края канала (*Leakage* на рис. 3, *b*) объясняется возникающей торцевой протечкой на стыке плоскостей и локальным охлаждением (ван-дер-ваальсово расширение).

Нестационарная теплопередача через стенки канала является одной из первопричин ослабления как падающей, так и отраженной ударной волны, что приводит к расхождению теоретических оценок затухания без учета эффектов теплопередачи для „вязкого“ решения задач по течению в ударных трубах. Проблема теплопередачи от горячего газа за ударной волной к стенкам канала обладает значительной важностью, тем не менее она не решена полностью для актуальных чисел Маха ударной волны. Возможность верификации численных расчетов по результатам термографически полученных температурных полей поверхностей газодинамических стенов представляется полезной для исследования процессов,

происходящих в газодинамических каналах, а также в пограничных слоях пристеночных областей.

### Финансирование работы

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 22-29-00652).

### Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

### Список литературы

- [1] G. Ben-Dor, *Shock wave reflection phenomena* (Springer, Berlin–Heidelberg, 2007), p. 49.
- [2] E.L. Petersen, R.K. Hanson, *Shock Waves*, **10** (6), 407 (2001). DOI: 10.1007/PL00004051
- [3] R.A. Hartunian, A.L. Russo, P.V. Marrone, *J. Aerosp. Sci.*, **27** (8), 587 (1960). DOI: 10.2514/8.8656
- [4] C. Frazier, M. Lamnaouer, E. Divo, A. Kassab, E. Petersen, *Shock Waves*, **21** (1), 11 (2011). DOI: 10.1007/s00193-010-0282-y
- [5] H. Knauss, T. Roediger, D.A. Bountin, B.V. Smorodsky, A.A. Maslov, J. Srulijes, *J. Spacecr. Rockets*, **46** (2), 255 (2009). DOI: 10.2514/1.32011
- [6] Ю.В. Добров, В.А. Лашков, *ЖТФ*, **92** (9), 1327 (2022). DOI: 10.21883/JTF.2022.09.52923.39-22 [Yu.V. Dobrov, V.A. Lashkov, *Tech. Phys.*, **67** (9), 1137 (2022). DOI: 10.21883/TP.2022.09.54676.39-22].
- [7] П.А. Попов, Н.А. Монахов, Т.А. Лапушкина, С.А. Поняев, *ЖТФ*, **92** (9), 1334 (2022). DOI: 10.21883/JTF.2022.09.52924.54-22 [P.A. Popov, N.A. Monakhov, T.A. Lapushkina, S.A. Poniaev, *Tech. Phys.*, **67** (9), 1144 (2022). DOI: 10.21883/TP.2022.09.54677.54-22].
- [8] G.M. Carlomagno, G. Cardone, *Exp. Fluids*, **49** (6), 1187 (2010). DOI: 10.1007/s00348-010-0912-2

- [9] И.А. Знаменская, Е.Ю. Коротеева, М.И. Муратов, Л.С. Штеменко, О.И. Докунина, Н.Н. Сысоев, Вестн. МГУ. Сер. 3. Физика. Астрономия, № 6, 82 (2022). <http://vmu.phys.msu.ru/abstract/2022/6/22-6-082> [I.A. Znamenskaya, E.Yu. Koroteeva, M.I. Muratov, L.S. Shtemenko, O.I. Dokunina, N.N. Sysoev, Moscow Univ. Phys. Bull., 77, 914 (2022). DOI: 10.3103/S0027134922060145].
- [10] Т.В. Баженова, Л.Г. Гвоздева, Ю.П. Лагутов, В.Н. Ляхов, Ю.М. Фаресов, В.П. Фокеев, *Нестационарные взаимодействия ударных и детонационных волн в газах* (Наука, М., 1986), с. 119.
- [11] H. Kleine, V.N. Lyakhov, L.G. Gvozdeva, H. Grönig, in *Shock waves*, ed. by K. Takayama (Springer, Berlin–Heidelberg, 1992), p. 261. DOI: 10.1007/978-3-642-77648-9\_36