

Determination of the Heat Flux Value behind the Reflected CO₂ Shock Wave

Yu. Yu. Puzina, K. D. Klochkov, V. S. Tereshkin, V. Yu. Levashov

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

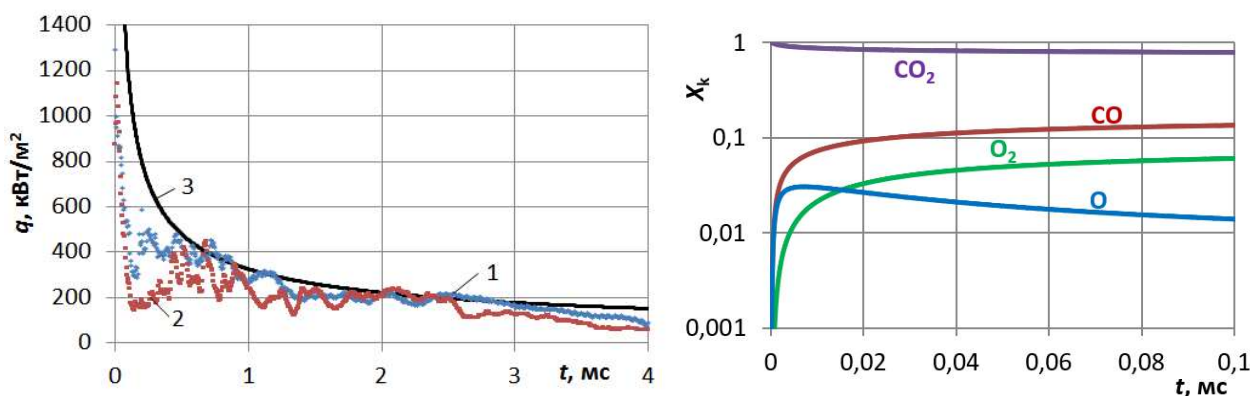
Puzina2006@inbox.ru, tereshkinvadimst@gmail.com

Abstract

The paper considers the combined application of numerical calculation and experimental determination of parameters behind a reflected shock wave. A description of a shock tube for experiments is presented, including installed pressure and heat flux sensors that register a signal during the passage of a shock wave. Based on the sensor readings, the velocity of the front is determined, as well as the heat flux at the end of the pipe.

The method of gas dynamic calculation is based on the joint application of a system of conservation equations, which makes it possible to determine the parameters behind the wave (both direct and reflected), as well as the determining the change in the concentration of the components of the mixture formed as a result of the passage of the front. The calculation results are compared with experimental data.

Keywords: shock tube, shock wave, experiment, heat flux sensor, system of conservation equations, gas dynamics



The evolution of the heat flux into the end wall of the shock tube from time (at the left). Molar fractions of the mixture components (at the right). The speed of the shock wave $V = 1.790 \text{ km/c}$

УДК 533.92

Определение величины теплового потока за отраженной ударной волной CO_2

Ю. Ю. Пузина, К. Д. Ключков, В. С. Терешкин, В. Ю. Левашов

*НИИ Механики МГУ, Россия,
Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект, д. 1
Puzina2006@inbox.ru, tereshkinvadimst@gmail.com*

Аннотация

В работе рассматривается совместное применение численного расчета и экспериментального определения параметров за отраженной ударной волной (УВ). Представлено описание ударной трубы (УТ) для проведения экспериментов, включая установленные датчики давления и теплового потока, регистрирующие сигнал в процессе прохождения ударной волны. На основании показаний датчиков определяется скорость движения фронта, а также тепловой поток в торце трубы.

Метод газодинамического расчета основан на совместном применении системы уравнений сохранения, которая позволяет определить параметры за волной (как прямой, так и отраженной), а также условий, определяющих изменение концентрации компонентов смеси, образовавшейся в результате прохождения фронта. Тепловой поток определяется на основании решения уравнения теплопроводности. Результаты расчета сравниваются с экспериментальными данными.

Ключевые слова: ударная труба, ударная волна, эксперимент, датчик теплового потока, система уравнений сохранения, газодинамика

1. Введение

Разработка высокоскоростных летательных аппаратов и космической техники неразрывно связаны с созданием системы надежной тепловой защиты этих устройств [1]. В то же время существующие экспериментальные данные по величинам тепловых потоков к поверхности аппаратов, полученные непосредственно в летных экспериментах, достаточно ограничены [2, 3]. В этой связи, одним из возможных экспериментальных «инструментов», позволяющим моделировать высокотемпературные условия, соответствующие условиям движения аппаратов в атмосфере Земли и других планет Солнечной системы, являются ударные трубы [4]. В настоящее время с использованием ударных труб проводится достаточно широкий спектр исследований [5], включающий измерение радиационных характеристик ударно нагретых газов [6–8], определение констант скоростей химических реакций [9, 10] и т.д.

Ударно-трубные установки также использовались и для изучения процесса теплопередачи от ударно-нагретого газа к стенке ударной трубы. Одной из первых работ, в которой при помощи инфракрасного датчика измерялась величина теплового потока, является работа [11]. В [12] использован калориметрический метод исследования теплообмена в условиях ударной трубы. Однако исследование тепловых потоков в импульсных установках на базе ударных труб связано с определенными сложностями, вызванными, прежде всего тем, что большинство современных датчиков имеет время реакции, существенно превышающее время существования потока газа в ударной трубе [13]. В этой связи, в настоящее время широкое применение нашли датчики теплового потока [14–17], позволяющие измерять нестационарные тепловые потоки с высоким временным разрешением [18–20]. Следует отметить,

что при больших скоростях ударной волны и на коротких временах измерения могут наблюдаться флуктуации сигнала, приводящие к нефизичным результатам.

В настоящей работе представлены экспериментальные данные по временной эволюции теплового потока к торцевой стенке ударной трубы в углекислом газе (CO_2) для начального давления $P_0 = 1300 \div 15000$ Па и скоростей ударной волны от 0.95 до 1.8 км/с. Этот диапазон начальных параметров позволяет получать данные по величинам теплового потока за отраженной ударной волной в диапазоне температур и давлений от 1.4 до 4.5 кК и от 4.5 до 21.0 атм соответственно. Предложена упрощенная методика расчета эволюции теплового потока к торцевой стенке ударной трубы с учетом физико-химических процессов, реализующихся за фронтом отраженной ударной волны.

2. Экспериментальная установка и результаты экспериментов

2.1. Экспериментальная установка

В данной работе измерения тепловых потоков за отраженной ударной волной проводились в УТ, входящей в состав экспериментального комплекса «Ударная труба» НИИ механики МГУ [21]. УТ представляет в простейшем варианте цилиндрическую трубу, закрытую с торцов и разделенную диафрагмой на две части: камеру высокого (КВД) и камеру низкого давления (КНД). Схема установки представлена на рис. 1.

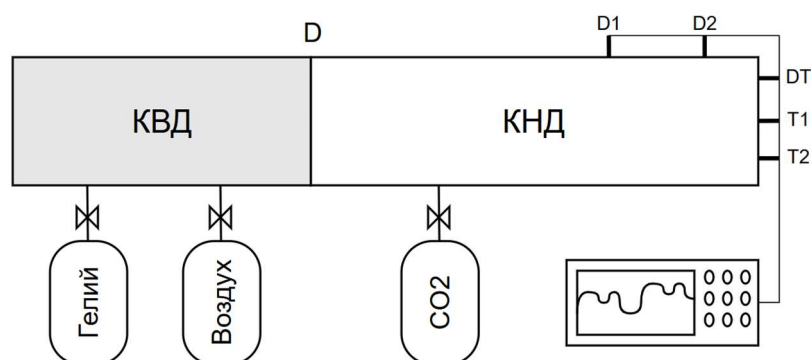


Рис. 1. Схема ударной трубы: D1, D2, DT – датчики давления; T1, T2 – термоэлектрические детекторы; D – диафрагма

Внутренний диаметр трубы равен 57 мм, длины камер высокого и низкого давления (далее – КВД и КНД) равны 1.5 и 3.7 м соответственно. Камера высокого давления заполняется толкающим газом под давлением, значительно превышающим давление в камере низкого давления, которая заполняется исследуемым газом. Между камерами установлена медная диафрагма D с калиброванными насечками. В настоящей работе в качестве толкающего газа в КВД используется смесь гелия с воздухом, а исследуемый газ – диоксид углерода CO_2 . Давление в камере высокого давления в ударной трубе может составлять от 3 до 12 МПа, в то время как давление рабочего газа составляет 1300 ÷ 15000 Па. В процессе эксперимента под действием разности давлений мембрана разрывается и формируется ударная волна (УВ). Давления для обеих камер подбираются исходя из цели эксперимента. Увеличить число Маха можно с помощью создания большой разницы давлений между камерами. Нагревание камеры высокого давления в экспериментальной установке не предусмотрено.

Для регистрации скорости УВ используются пьезоэлектрические датчики давления D1 и D2, которые устанавливаются на боковой стенке УТ и расположены на известном расстоянии (100 мм) друг от друга. С помощью датчиков D1 и D2 регистрируются два одинаковых сигнала, которые возрастают со временем прихода УВ в место расположения датчиков. Датчик давления DT позволяет определять момент прихода ударной волны к торцу трубы, а

также измерять давление за отраженной УВ. Показания датчиков D1, D2, и DT регистрируются аналогово-цифровым преобразователем E20-10 (LCard) с частотой 2.5 МГц на канал. Методика и результаты определения скорости ударной волны представлена в [21].

2.2. Датчики теплового потока

В настоящей работе задачей эксперимента ставится измерение теплового потока с помощью термоэлектрических датчиков. Для регистрации теплового потока в торец ударной трубы устанавливаются два датчика T1 и T2, таким образом, чтобы ось датчика совпадала с направлением распространения УВ.

Основой конструкции термоэлектрических датчиков T1 и T2 является теплопроводящая подложка из высокоомного кремния толщиной 0.4 мм, термически оксидированная с двух сторон. На лицевой стороне подложки под косым углом конденсации $60 \div 80$ градусов (процедура вакуумного косого напыления) формируется термочувствительная анизотропная пленка толщиной 0,3 мкм для первого датчика – на основе хрома (Cr), для второго – на основе теллура (Te). Такие пленки позволяют получить достаточно высокую чувствительность к мгновенному тепловому воздействию за счет тонкой наклонной структуры, генерирующей высокий сигнал термо-ЭДС. После этого с двух сторон формируются контактные площадки для регистрации сигнала. Схема термоэлектрического датчика на основе искусственно анизотропных тонких пленок изображена на рис. 2. Подробное описание конструкции детектора TD и принципа его действия приведено в работах [19, 20]. Термоэлектрические детекторы T1, T2 регистрирующие тепловой поток, обладают быстродействием порядка 10^{-7} с.

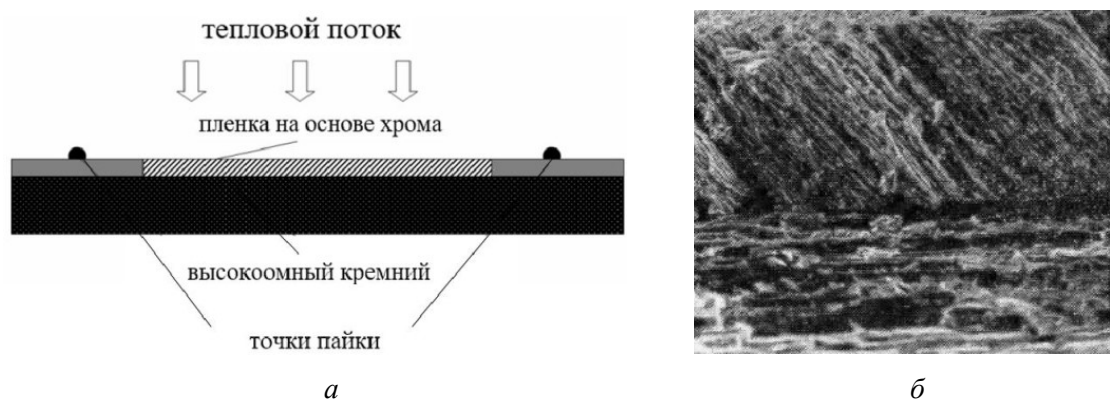


Рис. 2. Схема термоэлектрического датчика на основе искусственно анизотропных тонких пленок (а) и фотография под микроскопом (б)

Сигнал, поступающий с датчика (измеряется в милливольтках (мВ)), требует преобразования в физическую величину теплового потока ($\text{Вт}/\text{м}^2$). Для этого используется калибровочный коэффициент, полученный от производителя. Преобразование осуществляется по линейной зависимости

$$q = kU,$$

где q – плотность теплового потока, $\text{Вт}/\text{м}^2$; k – калибровочный коэффициент, $\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{мВ})$; U – измеренное выходное напряжение датчика, [мВ]. Для пересчёта выходного сигнала в тепловой поток использовались следующие калибровочные коэффициенты, предоставленные производителем:

- для датчика на основе хрома $k_1 = 20000 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{мВ})$;
- для датчика на основе теллура $k_2 = 875 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{мВ})$.

2.3. Результаты экспериментов

Проведена серия экспериментов с рабочим газом CO_2 по измерению теплового потока в ударной трубе с диапазоном температур $1400 \div 4500$ К. По результатам с помощью указанной выше методики измерения теплового потока градиентным датчиком получены зависимости теплового потока q от времени t для различных скоростей распространения фронта ударной волны V . На рис. 3 приведены зависимости удельного теплового потока q для датчиков на основе хрома и теллура (см. п. 2.2) при различных скоростях падающей ударной волны в диапазоне от 0.947 до 1.790 м/с.

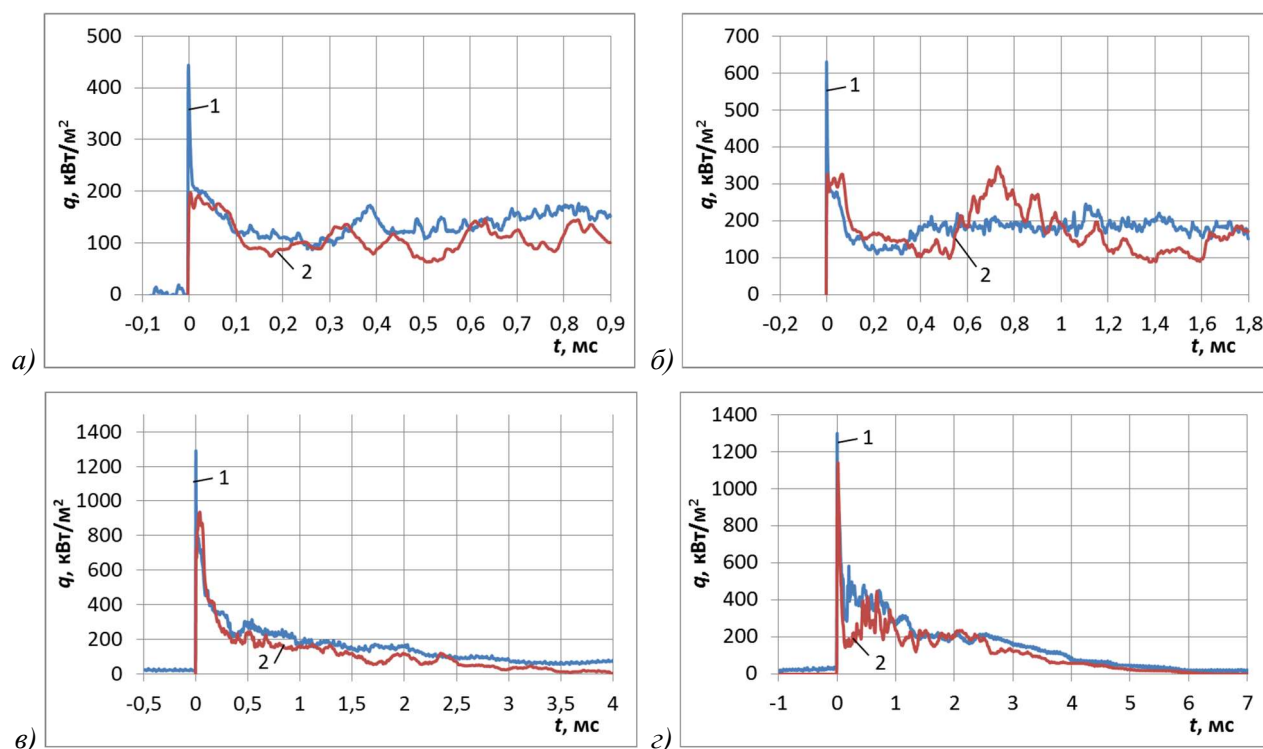


Рис. 3. Результаты измерения теплового потока на торцевой стенке ударной трубы при различных значениях скорости: 1 – датчик на основе хрома; 2 – датчик на основе теллура;
а) $V = 0.947$ км/с; б) $V = 1.081$ км/с; в) $V = 1.136$ км/с; г) $V = 1.790$ км/с

Так как датчики установлены в торец ударной трубы, то они фиксируют тепловой поток по приходу ударной волны к этой поверхности. В этот момент происходит резкое увеличение теплового потока, а затем в среднем снижение с течением времени до некоторой величины.

Для оценки приводятся максимальные значения теплового потока $q_{\max}$ в зависимости от скорости УВ V (рис. 4).

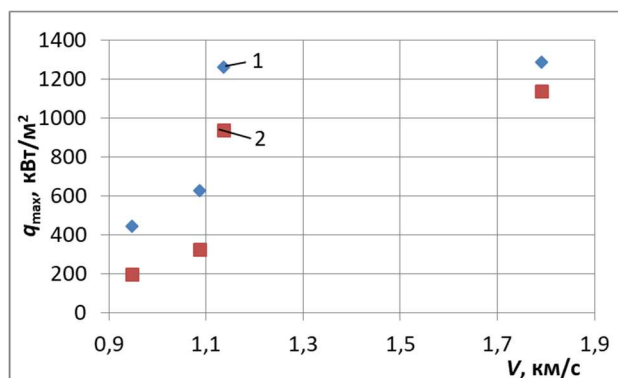


Рис. 4. Зависимость максимального теплового потока в торце УТ от скорости УВ: 1 – датчик на основе хрома; 2 – датчик на основе теллура

Как показывает график (рис. 4) значения максимального теплового потока, полученные на основании показаний датчика на основе хрома выше в среднем в 1,6 раза, чем показания теллурического датчика, хотя сходятся по порядку величины. Тем не менее, можно сделать вывод о том, что такие датчики подходят для работы с высокими температурами в УТ, так как после эксперимента на поверхности датчика отсутствуют видимые изменения, нет следов горения или деформации поверхности. При этом повторное их использование не дает отличающихся значений сигнала при тех же параметрах эксперимента.

3. Математическое моделирование

3.1. Постановка задачи

Рассматривается следующая постановка задачи: ударная волна распространяется по углекислому газу со скоростью V (рис. 5, а). За фронтом ударной волны формируется газовая среда с давлением P_1 , плотностью ρ_1 , энтальпией h_1 и скоростью газа u_1 . После контакта с торцевой поверхностью трубы образуется отраженная волна (с давлением P_2 , плотностью ρ_2 , энтальпией h_2 и скоростью газа u_2), которая движется в обратном направлении по газу со скоростью W_r (рис. 6, б).

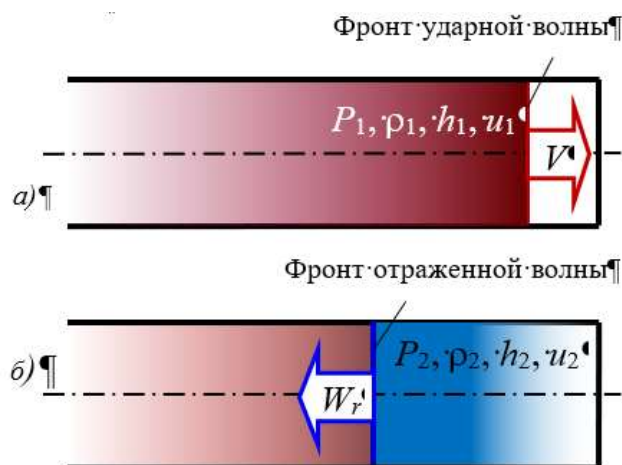


Рис. 5. Схема отражения ударной волны от торцевой стенки ударной трубы

В результате прохождения ударной волны изменяется состав газа: происходит диссоциация молекул, ионизация и другие процессы, которые оказывают влияние на теплофизические свойства среды. При этом при прохождении прямой и обратной УВ изменяются параметры и формируется газодинамическая область с определенными параметрами состояния, которые зависят от физико-химических процессов и нового состава газа.

3.2. Расчёт параметров газа за фронтом отраженной ударной волны

Для учёта физико-химических процессов за отражённой ударной волной предлагается следующая последовательность расчета:

- определение параметров газа (скорость, давление, температура) за фронтом отраженной ударной волны;
- учёт физико-химических процессов;
- определение новых значений параметров газа.

В результате решения системы уравнений сохранения на скачке уплотнения можно определить параметры за прошедшей ударной волной, таким образом, определяются параметры возмущенного газа. Аналогично можно определить параметры и за отраженной волной, но с учетом изменения компонентного состава газа.

Параметры газа получаются из соотношений Ренкина – Гюгонио, записанных в системе координат, связанной с фронтом отражённой ударной волны [21, 22]

$$\begin{cases} \rho_1 v_1 = \rho_2 v_2, \\ P_1 + \rho_1 v_1^2 = P_2 + \rho_2 v_2^2, \\ h_1 + \frac{1}{2} v_1^2 = h_2 + \frac{1}{2} v_2^2, \end{cases} \quad (1)$$

где $v_1 = V - u_1 + W_r$ и $v_2 = W_r$; V – скорость фронта падающей ударной волны; u_1 – скорость газа за фронтом падающей ударной волны; W_r – скорость отраженной ударной волны. Плотность газа ρ , давление P , энтальпия h записаны с индексом «1» для газа за падающей ударной волной и с индексом «2» для газа за отраженной ударной волной.

В дополнение к системе уравнений (1) также решается система однородных дифференциальных уравнений, описывающих изменение компонентного состава газа в результате протекания химических реакций.

Скорость протекания i -й химической реакции w_i определяется по выражению [22]

$$\dot{w}_i = k_f^{(i)} \prod_{k=0}^{N_C-1} X_k^{a_k^{(i)}} - k_r^{(i)} \prod_{k=0}^{N_C-1} X_k^{b_k^{(i)}}, \quad (2)$$

где $k_f^{(i)}$ – константа прямой i -й реакции; $k_r^{(i)}$ – константа обратной i -й реакции; X_k – мольно-объемная концентрация k -го компонента смеси; N_C – число компонентов смеси; a_{ik} – стехиометрический коэффициент k -го компонента i -й реакции; b_{ik} – стехиометрический коэффициент k -го продукта i -й реакции.

Изменение концентрации k -го компонента смеси dX_k/dt можно получить, решая дифференциальное уравнение вида

$$\frac{dX_k}{dt} = \sum_{i=0}^{N_r-1} (b_k^{(i)} - a_k^{(i)}) \dot{w}_i, \quad (3)$$

где N_r – число реакций в смеси.

Аналитическое решение системы уравнений вида (3) получить в общем случае нельзя. В связи с этим решение получается численно.

Для учёта вклада образования компонентов смеси в полную энтальпию принимается следующее выражение:

$$h_c = \frac{\sum_{k=0}^{N_C-1} x_k H_f^{(k)}}{M}, \quad (4)$$

где x_k – мольная доля k -го компонента смеси; $H_f^{(k)}$ – энтальпия образования k -го компонента смеси; M – молярная масса смеси.

Полная кинетическая схема, используемая в данной работе, представлена в [23].

3.3. Решение задачи теплопроводности вблизи стенки

Один из возможных вариантов расчета величины q может базироваться на решении нестационарного уравнения теплопроводности в газовой среде в предположении, что среда неподвижна, а ее свойства определяются только компонентным составом смеси.

В общем виде уравнение нестационарное уравнение теплопроводности может быть записано следующим образом [24]:

$$\frac{\partial T(x,t)}{\partial t} = a \frac{\partial^2 T(x,t)}{\partial x^2} - \frac{Q}{C_p \rho} \quad (5)$$

Здесь Q – «сток» тепла, удельной мощностью Вт/м³; $T(x,t)$ – температура; a – температуропроводность; C_p – теплоёмкость; ρ – плотность газа за фронтом ударной волны. В условиях рассматриваемой задачи сток тепла связан с физико-химическими процессами, происходящими в высокотемпературной газовой среде.

Величина теплового потока q , полученная из решения этого уравнения с граничными условиями первого рода, для координаты $x = 0$ определяется следующим образом:

$$q(t) = \sqrt{\lambda C_p \rho} (T_r - T_c) \frac{1}{\sqrt{\pi t}} - 2Q \sqrt{\frac{at}{\pi}}, \quad (6)$$

где λ – теплопроводность газа; T_r – температура газа; T_c – температура торца стенки ударной трубы; P – давление газа; t – время расчёта.

Решение получено в предположении, что температура стенки остается постоянной в течение всего времени наблюдения. Из решения видно, что величина теплового потока определяется в общем случае как процессом теплопроводности, так и происходящими в газе физико-химическими процессами, на которые затрачивается определенная энергия, запасенная в ударно нагретом газе. Таким образом, изменение (уменьшение) температуры и, как следствие, величины теплового потока к торцевой стенке ударной трубы, происходит в результате двух процессов: теплопроводности и химических реакций в ударно нагретом газе. Важно отметить, что в рассматриваемой ситуации Q является переменной величиной и определяется скоростями протекающих в газе физико-химических процессов.

4. Результаты моделирования

В результате расчета получены следующие зависимости для исходных данных, соответствующих рис. 3, г:

- распределение химических компонентов по составу и скорости протекания химических реакций (рис. 6);
- зависимость температур компонентов от времени (рис. 7);
- зависимость теплового потока в торцевую стенку ударной трубы от времени (рис. 8).

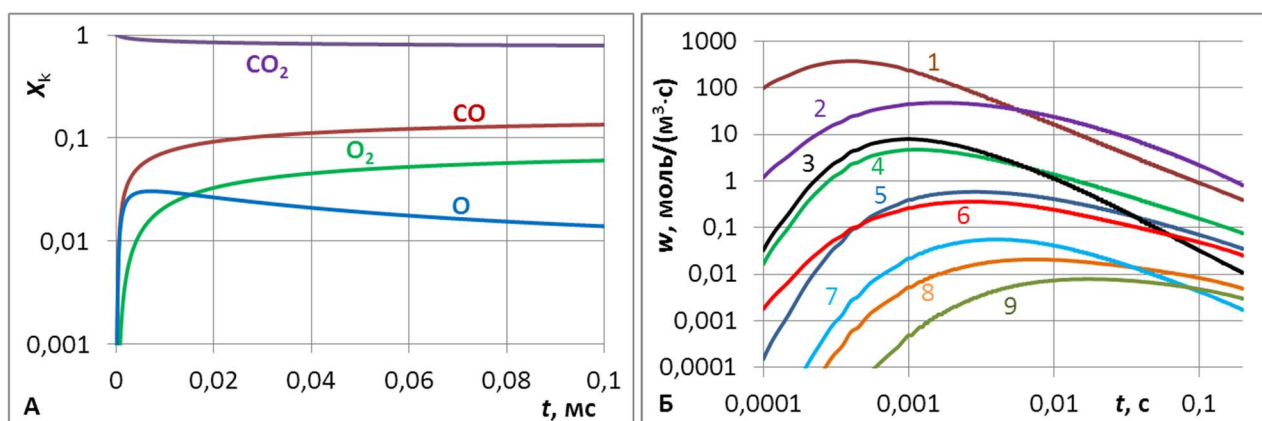


Рис. 6. Мольные доли компонентов смеси (А) и скорости протекания реакций смеси (Б):

- | | |
|--|---|
| 1 – $\text{CO}_2 + \text{CO}_2 \rightleftharpoons \text{CO} + \text{O} + \text{O}_2$; | 2 – $\text{CO}_2 + \text{O} \rightleftharpoons \text{CO} + \text{O}_2$; |
| 3 – $\text{CO}_2 + \text{O} \rightleftharpoons \text{CO} + \text{O} + \text{O}$; | 4 – $\text{CO}_2 + \text{CO} \rightleftharpoons \text{CO} + \text{O} + \text{CO}$; |
| 5 – $\text{CO}_2 + \text{O}_2 \rightleftharpoons \text{CO} + \text{O} + \text{O}_2$; | 6 – $\text{O}_2 + \text{CO}_2 \rightleftharpoons \text{O} + \text{O} + \text{CO}_2$; |
| 7 – $\text{O}_2 + \text{O} \rightleftharpoons \text{O} + \text{O} + \text{O}$; | 8 – $\text{O}_2 + \text{CO} \rightleftharpoons \text{O} + \text{O} + \text{CO}$; |
| 9 – $\text{O}_2 + \text{O}_2 \rightleftharpoons \text{O} + \text{O} + \text{O}_2$ | |

На рис. 6, а видно, что основной вклад в изменение компонентного состава смеси вносят реакции диссоциации CO_2 , в результате которых образуются небольшое количество CO , O_2 и атомарного кислорода. При этом между 0.1 и 1 мкс можно наблюдать пик концентрации атомарного кислорода, концентрация которого затем уменьшается за счёт протекания реакции $\text{CO}_2 + \text{O} \leftrightarrow \text{CO} + \text{O}_2$. Скорости протекания $\dot{w}$ наиболее интенсивных реакций (рис. 6, б) имеют экстремум между 5×10^{-4} и 0.01 с, при этом наибольшее значение $\dot{w}$ имеет реакция 1 – $\text{CO}_2 + \text{CO}_2 \leftrightarrow \text{CO} + \text{O} + \text{O}_2$.

На рис. 7 показано, что в результате протекания химических реакций температура за фронтом отраженной ударной волны опускается с 4200 К до 2400 К. При этом, ко времени, примерно равном 1 мкс, все колебательные температуры находятся в равновесии с поступательной температурой (совпадает с линией O_2).

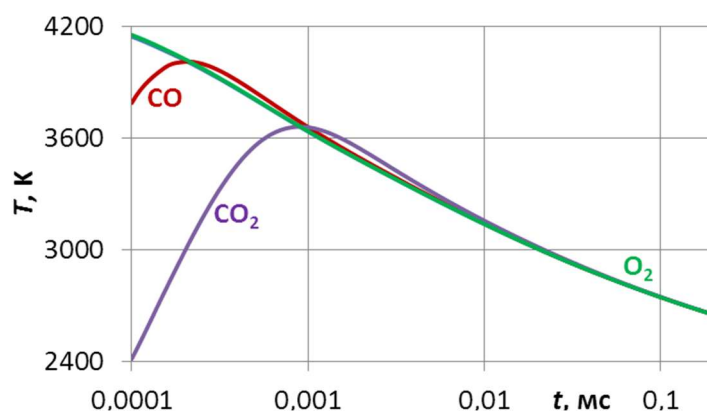


Рис. 7. Температура газа за фронтом отраженной ударной волны

На рис. 8 показано сравнение эксперимента и расчётных данных, вычисленных из уравнения (6). Из рисунка видна качественная и после 0.5 мс количественная сходимость расчётного теплового потока с экспериментальным значением.

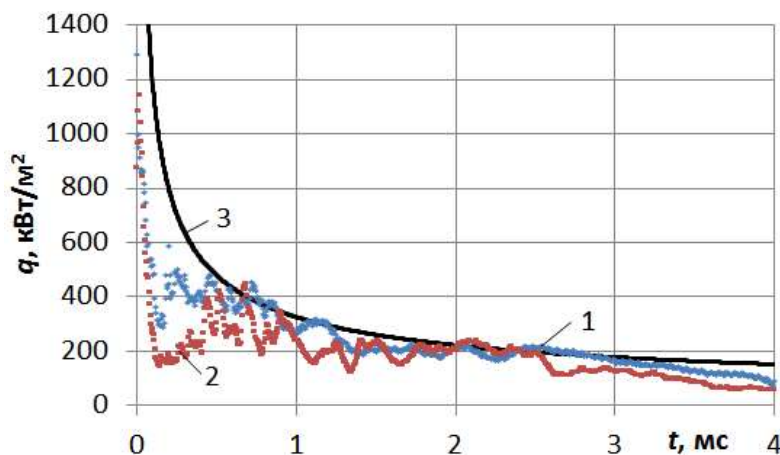


Рис. 8. Эволюция теплового потока в торцевую стенку ударной трубы от времени. Скорость падающей ударной $V = 1.8$ км/с, давление исследуемого газа в КНД $P_0 = 10$ торр: 1 – показания хромового датчика, 2 – показания теллурического датчика, 3 – расчётная кривая

4. Заключение

По результатам экспериментальных измерений теплового потока за отраженной ударной волной и на основании математического моделирования физико-химических процессов

показано удовлетворительное согласование расчетных данных с экспериментальными значениями величины теплового потока в торцевую стенку ударной трубы. Результаты моделирования позволяют сделать вывод о том, что основной вклад в изменение химического состава смеси углекислого газа вносят реакции диссоциации диоксида углерода. Величины скоростей остальных реакций, таких как ионизация электронным ударом, диссоциации молекулярного кислорода и окиси углерода пренебрежимо малы.

Благодарности и ссылки на гранты

Измерение теплового потока выполнено в рамках проекта РНФ №25-29-01174.

Литература

1. Hu F., et al. A review on research progress of large area thermal protection structures for hypersonic vehicles // *Acta Astronautica*. 2025. Vol. 232. Pp. 541–556. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.04.006>
2. Суржиков С.Т., Яцухо Д.С. Анализ летных данных по конвективному и радиационному нагреву поверхности спускаемого марсианского космического аппарата Schiaparelli // *Изв. РАН. МЖГ*. 2022. № 6. С. 73–84. <https://doi.org/10.31857/S0568528122600394>
3. Johnson C.O., Hollis B.R., Sutton K. Nonequilibrium stagnation-line radiative heating for Fire-II // *J. Spacecraft Rockets*. 2008. Vol. 45. Pp. 1185–1195. <https://doi.org/10.2514/1.33008>
4. Reyner P. Survey of high-enthalpy shock facilities in the perspective of radiation and chemical kinetics investigations // *Prog. Aerospace Sci.* 2016. Vol. 85. Pp. 1–32. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.002>
5. Козлов П. В., Забелинский И. Е., Быкова Н. Г., Левашов В. Ю., Герасимов Г. Я., Котов М. А. Исследование характеристик ударно нагретых газов на экспериментальном комплексе ЭКУД // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2024. Т. 25, вып. 6. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2024-25-6/articles/1138/>
6. Brandis A.M., Cruden B.A. Benchmark Shock Tube Experiments of Radiative Heating Relevant to Earth Re-entry // *AIAA Paper 2017-1145*. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1145>
7. Lino da Silva M. et al. European shock-tube for high enthalpy research: Design and instrumentation, manufacturing, and acceptance testing // *AIAA Paper 2020-0624*. <https://doi.org/10.2514/6.2020-0624>
8. Kozlov P.V., et al. Radiation properties of air behind strong shock wave // *Acta Astronautica*. 2024. Vol. 214. Pp. 303–315. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.10.033>
9. Hanson R.K., Davidson D.F. Recent advances in laser absorption and shock tube methods for studies of combustion chemistry // *Prog. Energy Combust. Sci.* 2014. Vol. 44. Pp. 103–114. <https://doi.org/10.1016/j.peccs.2014.05.001>
10. Ibragimova L.B., et al. Investigation of oxygen dissociation and vibrational relaxation at temperatures $4000 \div 10800$ K // *J. Chem. Phys.* 2013. Vol. 139. No. 034317. <https://doi.org/10.1063/1.4813070>
11. Camac M., Feinberg R.M. Thermal conductivity of argon at high temperatures // *Journal of Fluid Mechanics*. 1965. Vol. 21, № 4. Pp. 673–688. Doi:10.1017/S0022112065000411
12. Поляков Ю.А. Исследование теплообмена при отражении ударной волны // *Теплофизика высоких температур*. 1965. Т. 3, № 6. С. 879–888.
13. Kuribayashi T., et al. Heat flux measurement over a cone in a shock tube flow // *Shock Waves*. 2007. Vol. 16. Pp. 275–285. <https://doi.org/10.1007/s00193-006-0068-4>
14. Сапожников С.З., Митяков М.Ю., Митяков А.В. Измерение нестационарных тепловых потоков градиентными датчиками на основе анизотропных монокристаллов висмута // *Журнал технической физики*. 2004. Т. 74, № 7. С. 114–120.
15. Сапожников С.З. и др. Градиентная теплотометрия в ударных трубах: методика и первые результаты // *Современная наука*. 2011. №2 (7). С. 172–177.

16. Popov P.A., et al. Heat flux measurement at the initial phase of normal shock wave reflection using the sensor on anisotropic thermoelements // *Journal of Physics: Conference Series*. 2020. Vol. 1697. P. 012225. Doi: 10.1088/1742-6596/1697/1/012225
17. Добров Ю.В., Лашков В.А. Измерение тепловых потоков на стенке ударной трубы // *Журнал технической физики*. 2022. Т. 92, № 9. С. 1327–1333.
<https://doi.org/10.21883/JTF.2022.09.52923.39-22>
18. Котов М. А., и др. Регистрация радиационного теплового потока в ударной трубе с помощью термоэлектрического детектора // *Письма в Журнал технической физики*. 2023. Т. 49, вып. 17. С. 36–38. <http://dx.doi.org/10.21883/PJTF.2023.17.56086.19633>
19. Kotov M. A., et al. Thermoelectric detector application for measuring the ignition delay time in a shock heated combustible mixture // *Acta Astronautica*, 2023. Vol. 204. Pp. 787–793.
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.11.036>
20. Kotov M.A., et al. Performance assessment of thermoelectric detector for heat flux measurement behind a reflected shock of low intensity // *Applied Thermal Engineering*. 2021. Vol. 195, 117143, DOI:10.1016/j.applthermaleng.2021.117143
21. Быкова Н.Г. и др. Экспериментальное и теоретическое исследование абсорбционных свойств ударно нагретого кислорода // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2024. Т. 25, вып. 3. <http://chemphys.ipmnet.ru/issues/2024-25-3/articles/1105/>
22. Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука. 1988.
23. Park C., et al. Review of chemical-kinetic problems of future NASA missions. II - Mars entries // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 1994. Vol. 8. Pp. 9–23. DOI: 10.2514/3.496
24. Лыков А.В. Теория теплопроводности. М.: Высшая школа, 1967.

References

1. Hu F., et al., A review on research progress of large area thermal protection structures for hypersonic vehicles, *Acta Astronautica*, 2025, vol. 232, pp. 541–556.
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.04.006>
2. Surzhikov S. T., Yatsukhno D. S., Analysis of the Flight Data on Convective and Radiative Heating of the Surface of Martian Schiaparelli Descent Space Vehicle, *Fluid Dynamics*, 2022, vol. 57, pp. 768–779. <https://doi.org/10.1134/S0015462822600924>
3. Johnson C.O., Hollis B.R., Sutton K., Nonequilibrium stagnation-line radiative heating for Fire-II, *J. Spacecraft Rockets*, 2008, vol. 45, pp. 1185–1195. <https://doi.org/10.2514/1.33008>
4. Reyner P., Survey of high-enthalpy shock facilities in the perspective of radiation and chemical kinetics investigations, *Prog. Aerospace Sci.*, 2016, vol. 85, pp. 1–32. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.002>
5. Kozlov P.V., Zabelinskii I.E., Bykova N.G., et al., Study of the Characteristics of Shock-Heated Gases on the EKUD Experimental Complex, *Fluid Dynamics*, 2025, vol. 60, 117.
<https://doi.org/10.1134/S0015462825602736>
6. Brandis A.M., Cruden B.A., Benchmark Shock Tube Experiments of Radiative Heating Relevant to Earth Re-entry, AIAA Paper 2017-1145. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1145>
7. Lino da Silva M., et al., European shock-tube for high enthalpy research: Design and instrumentation, manufacturing, and acceptance testing, AIAA Paper 2020-0624. <https://doi.org/10.2514/6.2020-0624>
8. Kozlov P.V., et al., Radiation properties of air behind strong shock wave, *Acta Astronautica*, 2024, vol. 214, pp. 303–315. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.10.033>
9. Hanson R.K., Davidson D.F., Recent advances in laser absorption and shock tube methods for studies of combustion chemistry, *Prog. Energy Combust. Sci.*, 2014, vol. 44, pp. 103–114.
<https://doi.org/10.1016/j.pecs.2014.05.001>

10. Ibragimova L.B., et al., Investigation of oxygen dissociation and vibrational relaxation at temperatures 4000 ÷ 10800 K, *J. Chem. Phys.*, 2013, vol. 139. 034317. <https://doi.org/10.1063/1.4813070>
11. Camac M., Feinberg R.M., Thermal conductivity of argon at high temperatures, *Journal of Fluid Mechanics*, 1965, vol. 21, no. 4, pp. 673–688. doi:10.1017/S0022112065000411
12. Polyakov Yu. A., Investigation of heat transfer during shock wave reflection, *High Temperature*, 1965, vol. 3, no. 6. pp. 879–888 [in Russian].
13. Kuribayashi T., et al., Heat flux measurement over a cone in a shock tube flow, *Shock Waves*, 2007, vol. 16, pp. 275–285. <https://doi.org/10.1007/s00193-006-0068-4>
14. Sapozhnikov S.Z., Mitiakov V.Y. & Mitiakov A.V., Measurements of nonstationary heat fluxes by gradient sensors based on single-crystalline anisotropic bismuth, *Tech. Phys.*, 2004, vol. 49, pp. 920–926. <https://doi.org/10.1134/1.1778869>
15. Sapozhnikov S. Z., et al., Gradient heat flux measurement in shock tubes: methodology and first results, *Modern Science*, 2011, no. 2 (7), pp. 172–177 [in Russian].
16. Popov P.A., et al., Heat flux measurement at the initial phase of normal shock wave reflection using the sensor on anisotropic thermoelements, *Journal of Physics: Conference Series*, 2020, vol. 1697. 012225. Doi: 10.1088/1742-6596/1697/1/012225
17. Dobrov Y.V., Lashkov V.A., Heat Fluxes Measurement on the Shock Tube Wall. *Tech. Phys.*, 2024, vol. 69, pp. 833–839. <https://doi.org/10.1134/S1063784224030071>
18. Kotov M. A., et al., Registration of radiative heat flux in a shock tube using a thermoelectric detector, *Technical Physics Letters*, 2023, vol. 49, no. 9. pp. 34–36. DOI 10.61011/TPL.2023.09.56705.19633
19. Kotov M. A., et al., Thermoelectric detector application for measuring the ignition delay time in a shock heated combustible mixture, *Acta Astronautica*, 2023, vol. 204. pp. 787–793. DOI 10.1016/j.actaastro.2022.11.036
20. Kotov M. A., et al., Performance assessment of thermoelectric detector for heat flux measurement behind a reflected shock of low intensity, *Applied Thermal Engineering*, 2021, vol. 195, 117143. DOI:10.1016/j.applthermaleng.2021.117143
21. Bykova N.G., Zabelinskii I.E., Kusov A.L., et al., Experimental and Theoretical Studies on the Absorption Properties of Shock-Heated Oxygen, *Fluid Dynamics*, 2025, vol. 60, 47. <https://doi.org/10.1134/S0015462825601007>
22. Chernyi G. G., *Gas dynamics*, M.: Nauka, 1988 [in Russian].
23. Park C., et al., Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Missions. II – Mars Entries. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1994, vol. 8, pp. 9–23. DOI: 10.2514/3.496
24. Lykov A.V., *Theory of heat conduction*, M.: Vysshaya Shkola, 1967 [in Russian].

Статья поступила в редакцию 7 июля 2026 г.