

Analysis of the Applicability of a Quasi-1D Approach for Determining Gas Dynamic Parameters in a Reflected Shock Tunnel

N. A. Monakhov, P. A. Popov, V. A. Sakharov, R. O. Kurakin

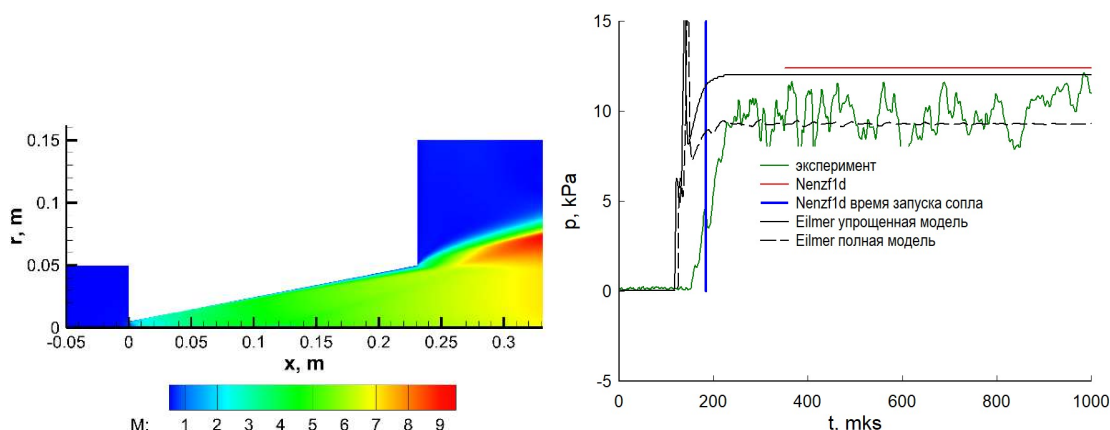
Ioffe Institute, Saint-Petersburg, 194021, Russia

nikolay.monakhov@mail.ioffe.ru

Abstract

This article presents the results of the analysis of the applicability of the quasi-one-dimensional calculation of the main gasdynamic processes in a reflected shock tunnel for the tasks of experiment planning. Estimates of the test time, duration of the nozzle start-up, and parameters of the supersonic gas flow at the point of model installation are obtained. Results of the calculation were compared with measurements carried out on the Large Shock Tube of the Ioffe Institute. The applicability of 1D approach has been shown.

Keywords: reflected shock tunnel, experiment, measurements, one-dimensional model.



Mach number distribution for high-speed flow, 2D calculation using Eilmer (from the left). Stagnation pressure: experiment (green line), 2D calculation using Eilmer (black lines), 1D calculation using Nenzfld (red line). Blue vertical line indicates nozzle start-up time, calculated using Nenzfld (from the right)

УДК 533.6.071.8

Анализ применимости квазиодномерного подхода для определения газодинамических параметров в ударной трубе с отражающим соплом

Н. А. Монахов, П. А. Попов, В. А. Сахаров, Р. О. Куракин

*Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе
Россия, Санкт-Петербург, 194021, Политехническая ул., 26
nikolay.monakhov@mail.ioffe.ru*

Аннотация

Представлены результаты анализа применимости квазиодномерного расчета основных газодинамических процессов в ударной трубе с отражающим соплом для задач планирования эксперимента. Получены оценки рабочего времени, длительности запуска сопла, параметров сверхзвукового потока газа в месте установки модели. Сравнение результатов расчета с измерениями, проведенными на Большой ударной трубе ФТИ им. А.Ф. Иоффе показало применимость данного подхода.

Ключевые слова: ударная труба, эксперимент, измерения, одномерная модель.

1. Введение

Экспериментальное моделирование высокоскоростных течений, в достаточной степени воспроизводящее аэротермодинамику реального полета, не может быть реализовано с использованием аэродинамических труб длительного действия и должно осуществляться на импульсных газодинамических установках, например, на ударных трубах с отражающим соплом [1-4]. Принцип действия таких установок основан на нагреве рабочего газа отраженной ударной волной вблизи торца камеры низкого давления и его дальнейшем ускорении в сверхзвуковом сопле. Важным этапом планирования эксперимента на импульсных установках является достоверное предсказание параметров сверхзвукового потока газа в месте установки исследуемой модели. В силу малой продолжительности рабочего времени, высокой температуры и давления, а также сложного состава газа на входе в сопло, количество надежно измеряемых параметров ограничено [5, 6]. Как правило, регистрируется скорость падающей ударной волны и давление за ней в нескольких точках по длине камеры низкого давления, а также давление за отраженной ударной волной вблизи входа в сопло. Определение остальных параметров, таких как температура, плотность, химический состав существенно сложнее и в серийном эксперименте проводится значительно реже. По этой причине, типичным подходом является расчет равновесных параметров газа на входе в сопло по начальному давлению и скорости падающей ударной волны. Далее, проводится расчет течения в сверхзвуковом сопле с использованием одномерной модели [7]. Это позволяет определить стационарные параметры газа с приемлемой точностью [8]. Однако, такой подход не позволяет оценить влияние замедления падающей ударной волны на однородность нагретой пробки, рабочее время установки и длительность запуска сопла на данном режиме что является принципиально важным на этапе планирования эксперимента.

Возможным способом решения данной проблемы является двумерное моделирование газодинамических процессов в ударной трубе, включая динамику раскрытия диафрагмы, формирование течения на разгонном участке, дальнейшее замедление падающей ударной волны, ее отражение и взаимодействие с пограничным слоем и запуск сопла [9]. Однако, в рамках единого расчета такой способ является чрезвычайно затратным с вычислительной точки зрения и не может быть сопровождать серийный эксперимент. Также он является зависимым от многих эмпирических параметров, уникальных для каждой установки и выбранного режима.

В настоящее время сформировался компромиссный вариант, позволяющий проанализировать основные нестационарные газодинамические процессы в ударной трубе, но не требующий значительных вычислительных ресурсов. Движение падающей ударной волны, ее отражение от торца трубы и взаимодействие с контактной поверхностью, а также распространение волны разрежения рассчитывается на основе квазиодномерной модели с приближенным учетом вязких эффектов и теплообмена на внутренней поверхности камеры низкого давления, также реальных свойств толкающего и рабочего газа [10, 11]. Это позволяет учесть замедление падающей ударной волны. Также, в модель могут вводиться области потери импульса с эмпирическими константами для учета сложных двумерных эффектов в блоке диафрагм и на разгонном участке камеры низкого давления. Таким образом, становится возможным воспроизвести пространственную и временную неоднородность рабочего газа за отраженной ударной волной на входе в сопло. Однако, такая модель также остается зависимой от эмпирических констант, что приводит к необходимости ее настройки экспериментальной для каждой установки и формированию набора данных для выбранных режимов [12, 13].

Одним из удобных инструментов, разработанных для сопровождения эксперимента на импульсных газодинамических установках, является GasDynamics Toolkit (GDTk) [14]. В его состав входят:

- Nenzfld – расчет равновесных параметров рабочего газа за падающей и отраженной ударной волной и ускорения в сопле с учетом неравновесных химических реакций;
- L1d – квазиодномерный лагранжев код для моделирования основных нестационарных газодинамических процессов в классических и поршневых ударных трубах с приближенным учетом вязких эффектов и теплообмена на внутренней поверхности ударной трубы и возможностью введения областей потери импульса;
- Eilmer – универсальный код для двух- и трехмерного моделирования высокоскоростных течений с учетом специфичных физико-химических процессов при высоких температурах;
- Единое для всех компонент ядро моделирования реальных свойств газа при высоких температурах.

Данный пакет распространяется в виде исходных кодов что позволяет добавлять необходимый функционал.

Целью данной работы является анализ применимости каждого из компонентов GDTk для оценки параметров рабочего газа за отраженной ударной волной и сверхзвукового потока вблизи места установки исследуемой модели в режиме сопровождения экспериментов на Большой ударной трубе ФТИ им. А.Ф. Иоффе. Результаты расчета нестационарных газодинамических процессов в L1d сравнивались с экспериментальными данными и равновесными параметрами, рассчитанными по начальным условиям в Nenzfld. Также проводилось сравнение измеренного давления торможения в критической точке затупленного тела и рассчитанного с помощью Nenzfld и Eilmer.

2. Экспериментальная установка

Эксперименты проводились на Большой ударной трубе с отражающим соплом ФТИ им. А.Ф. Иоффе. Длина камеры высокого давления составляет 3.3 м, камеры низкого давления

12.4 m, внутренний диаметр 100 mm. В конце камеры низкого давления установлено сверхзвуковое коническое сопло, выходящее в демпферный бак. Угол полураствора сопла 11° , диаметр критического сечения 13.35 mm, диаметр выходного сечения 100 mm.

Камера высокого и низкого давления разделялась с помощью металлической диафрагмы с нанесенной крестообразной насечкой. Между камерой низкого давления и входом в сопло устанавливалась полиэтиленовая диафрагма толщиной 10 мкм. Из опыта работы на данной установке известно, что применение таких диафрагм позволяет минимизировать вероятность возмущения потока фрагментами диафрагмы, образующимися при ее разрушении [15]. Остаточное давление в камере низкого давления и демпферном баке при предварительном вакуумировании измерялось при помощи терморезистивного датчика давления «Adixen AP2004» с точностью не хуже 1 Pa. Давление рабочего газа измерялось при помощи двух мембранных датчиков абсолютного давления «Сапфир 22МПС» с диапазоном измеряемых давлений $0 \div 10$ kPa и $0 \div 100$ kPa с погрешностью не более $\pm 0.25\%$ независимо от сорта газа.

Скорость падающей ударной волны вблизи зоны отражения измерялась базовым методом с помощью двух пьезоэлектрических датчиков давления GTLab 5V110TB, установленных на расстоянии 230 mm друг от друга. Расстояние от ближайшего датчика до входа в сопло составляла 750 mm. Погрешность измерения скорости ударной волны не превышала 3%. В торце камеры низкого давления установлен датчик для регистрации давления за отраженной ударной волной и оценки длительности рабочего времени.

Тестовая модель представляла собой полусферу диаметром 70 mm, изготовленную из ABS пластика методом 3D печати. Давление торможения в критической точке измерялось с помощью пьезоэлектрического датчика PCB 113B28. Электрический сигнал регистрировался с помощью цифрового осциллографа с временным разрешением 1 μ s. Для защиты от возможного повреждения рабочей поверхности фрагментами диафрагмы, датчик устанавливался внутри модели и соединялся с ее поверхностью цилиндрическим каналом диаметром 2 mm и длиной 5 mm. Такой способ установки датчика увеличивает время установления стационарного поля давления в канале не более чем на 100 μ s, что существенно меньше длительности рабочего времени установки на данном режиме ≈ 1 ms. Исследуемая модель закреплялась внутри демпферного бака на оси сопла с помощью подвижной державки на различных расстояниях от среза сопла (рис. 1).

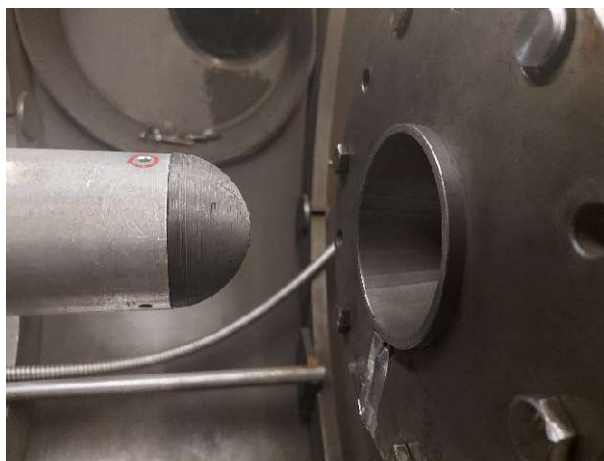


Рис. 1. Расположение модели с датчиком давления внутри демпферного бака вблизи выходного сечения сопла

Визуализация газодинамической структуры обтекания модели проводилась с помощью теневой системы на основе прибора ИАБ-451. Подсветка осуществлялась с помощью полупроводникового лазера с электронно-лучевой накачкой и длительностью импульса 10 ns. Изображение регистрировалось с помощью цифрового фотоаппарата. В рамках данной работы

основная задача теневой фотосъемки состояла в контроле структуры обтекания модели и отсутствия возмущений от фрагментов диафрагмы.

3. Описание расчета

Расчет равновесного состояния за падающей и отраженной ударной волной и далее расширения в сопле на основе одномерной модели с учетом реальных свойств рабочего газа проводился с помощью Nenzfld. Также, в код была добавлена возможность расчета времени запуска сопла. Данная величина является принципиально важной для импульсных газодинамических установок поскольку длительность стартовых процессов может быть сравнима с рабочим временем установки на данном режиме. В одномерном приближении, $x - t$ диаграмма стартовых процессов показана на рис. 2 [16]. В этом случае, длительность запуска соответствует времени, которое требуется, чтобы хвост волны разрежения, сносимой ускоряющимся потоком, дошел до поверхности модели.

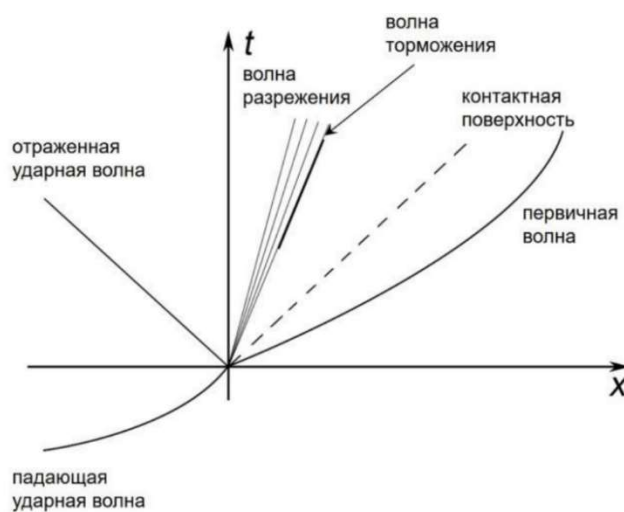


Рис. 2. $x - t$ диаграмма газодинамических процессов при запуске сверхзвукового сопла в одномерном приближении [13]

Расчет времени запуска сопла проводился по формуле:

$$t = \int_0^L \frac{dt}{u(x) - a(x)}, \quad (1)$$

где L – длина сопла; $u(x)$ и $a(x)$ – скорость потока газа и скорость звука на расстоянии x от критического сечения. В качестве входных данных использовались начальное давление в камере низкого давления и измеренная скорость падающей ударной волны вблизи области отражения. При расчете течения в сопле задавался радиус критического сечения и виртуального сопла в точке установки модели, в предположении, что поток продолжает расширяться. Такое приближение справедливо в случае недорасширенных струй в пределах первой характеристики [17]. Результаты расчета сравнивались с измеренным давлением за отраженной ударной волной. Также проводилось сравнение давления торможения в критической точке модели, полученной в одномерном расчете в Nenzfld, осесимметричном расчете в Eilmer и в эксперименте.

Расчет нестационарных газодинамических процессов в ударной трубе после разрыва диафрагмы проводился в L1d без учета и с учетом вязких эффектов и теплообмена на внутренней поверхности камеры низкого давления. В расчете не учитывались конечное время раскрытия диафрагмы и двумерные эффекты на разгонном участке, поскольку настройка эмпирических констант в области сужения проходного сечения и потери импульса требует большого количества постов измерения давления вдоль камеры низкого давления. Также не учитывалось перемешивание рабочего и толкающего газов на контактной поверхности. Следует

отметить, что в рамках данной квазиодномерной модели принципиально невозможно воспроизвести сложную пространственно-временную структуру нагретой пробки на входе в сопло, возникающую при взаимодействии отраженной ударной волной и пограничного слоя [18].

Расчетная область состояла из камеры высокого и низкого давления без явного выделения областей для блока диафрагм и сопла. Истечение газа через сверхзвуковое сопло не учитывалось в силу малого расхода газа и слабого влияния на параметры за отраженной ударной волной и существенного увеличения времени расчета за счет высокой скорости потока. Расчетная сетка содержала 1000 ячеек в камере высокого давления и 5000 ячеек в камере низкого давления. Дальнейшее увеличение количества ячеек не приводило к изменению скорости падающей волны. В качестве начальных данных задавались давление, температура и состав газа в каждой камере ударной трубы (табл. 1). В расчете регистрировалась скорость падающей ударной волны и давление за отраженной ударной волной. Продольная координата точек мониторинга соответствовала положению датчиков давления. Полученные расчетные данные сравнивались с результатами измерений. Учитывая указанные выше ограничения модели, основная задача данного расчета состояла в получении временных характеристик газодинамических процессов, имеющих оценочный характер.

Также для каждого режима были проведены два варианта осесимметричного расчета течения в сопле с помощью Eilmer, отличающиеся расчетной областью и способом задания входных граничных условий. В первом случае она состояла из фрагмента камеры низкого давления, сопла и фрагмента демпферного бака. Во втором случае рассматривалась только диффузорная часть сопла и фрагмент демпферного бака (рис. 3).

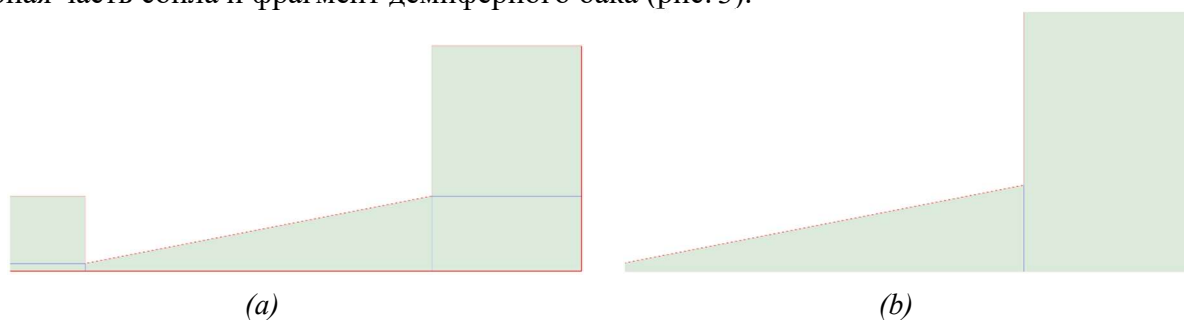


Рис. 3. Полная (a) и упрощенная расчетная область без камеры низкого давления (b)

Следует отметить, что поскольку данный расчет носил вспомогательный характер, то не требовалось детальное воспроизведение профиля конфузорной и начала диффузорной части. При этом, диаметр критического и выходного сечения, а также длина модели сопла полностью соответствовала реальному соплу экспериментальной установки. Такое упрощение геометрии в расчете может приводить к появлению возмущений, распространяющихся из области критического сечения, но отсутствующих в эксперименте. Однако это позволяет заметно сократить время расчета, сохраняя приемлемую точность получаемых результатов, что является важным моментом, учитывая прикладной характер моделирования. Общее количество расчетных ячеек составляло 75 000 и 45 000 соответственно. Сетка имела сгущение вблизи критического сечения, внутренней поверхности сопла, выходного сечения и поверхности демпферного бака. Минимальный размер ячейки составлял $5 \times 10^{-5} \text{ м}$. В первом случае, постоянные граничные условия в камере низкого давления задавались равными равновесным параметрам за отраженной ударной волной. Во втором случае, задавались параметры в критическом сечении сопла с однородным профилем скорости вдоль оси сопла. Эти значения были получены ранее с помощью расчета в Nenzfld. На поверхности камеры низкого давления, сопла и демпферного бака задавалось условие прилипания. На выходной границе задавалось мягкое граничное условие. На всех стенках задавалась постоянная температура $T_w = 293 \text{ К}$. Течение считалось ламинарным и учитывались реальные свойства рабочего газа. Расчет проводился по явной схеме. Интегрирование по времени проводилось с помощью метода Рунге – Кутты 3 порядка до момента

установления стационарной картины течения. Максимальный шаг по времени составлял $\approx 5 \times 10^{-9}$ с. Расчет потоков проводился по схеме AUSMDV.

4. Результаты

В таблице 1 представлены начальные условия экспериментов, а также рассчитанные с помощью Nenzfld равновесные параметры рабочего газа за отраженной ударной волной на входе в сопло и сверхзвукового потока в точке установки модели, а также время запуска виртуального сопла, учитывающего расстояние до критической точки и единичное число Рейнольдса. В качестве рабочего газа использовался азот. Основное отличие данных режимов состоит в скорости падающей ударной волны, а соответственно различной волновой конфигурации в области отражения, зависящей от последовательности прихода ударной волны и волны разрежения.

Таблица 1

Начальные условия экспериментов и рассчитанные с помощью Nenzfld параметры газа за отраженной ударной волной и потока вблизи критической точки затупленного тела

Режим	Начальные условия эксперимента		Параметры газа в зоне отражения			Параметры течения вблизи критической точки затупленного тела						
	p_1 , кПа	V_1 , м/с	p_5 , кПа	T_5 , К	h_5 , МДж/кг	M_2	v , м/с	p_∞ , кПа	T_∞ , К	ρ_∞ , кг/м ³	t , мкс	Re , м ⁻¹
1	4.94	1871	1231	3315	3.73	6.98	2706	0.182	362	0.00169	184	2.22e+5
2	14.81	1259	1302	1722	1.65	7.17	1890	0.226	167	0.00456	232	6.7e+5

На рис. 4 показаны рассчитанные с помощью L1d $x - t$ диаграммы газодинамических процессов с учетом вязких эффектов и теплообмена на внутренней поверхности камеры низкого давления ударной трубы для режима с большим (a и c) и малым (b и d) числом Маха падающей волны M_1 .

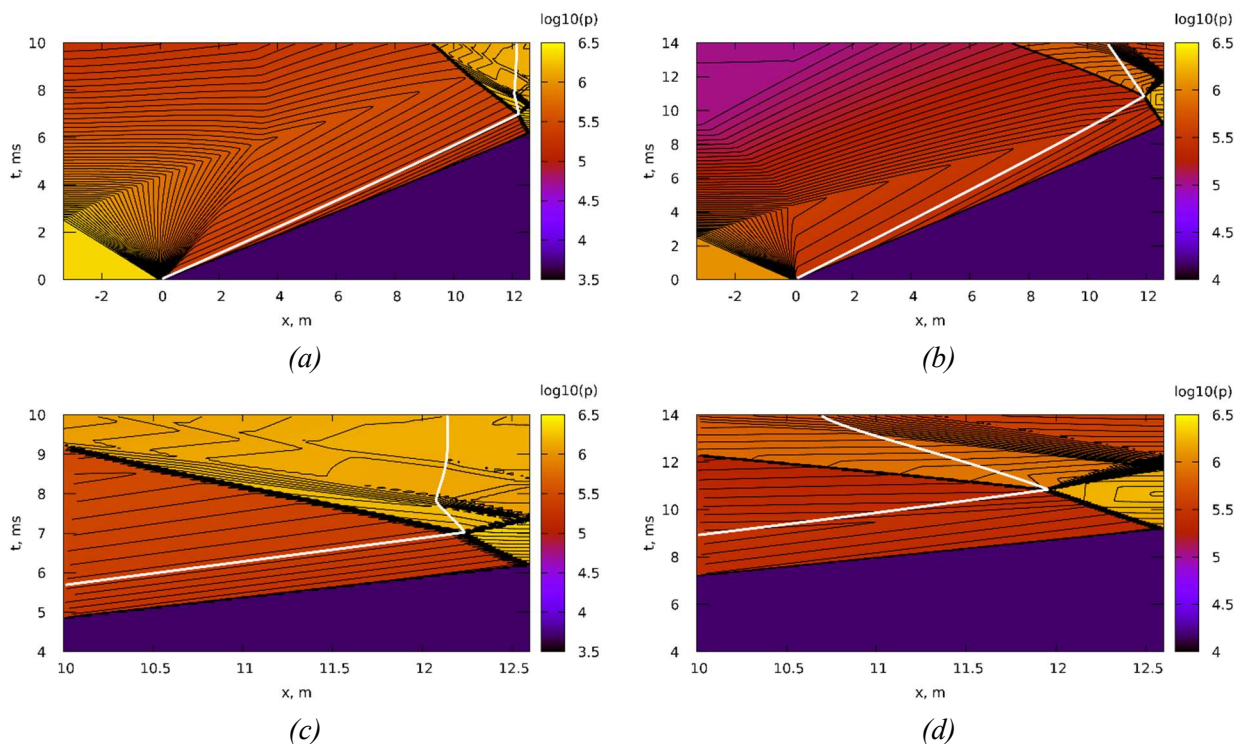


Рис. 4. $x - t$ диаграмма газодинамических процессов в ударной трубе (a), (b) и области отражения (c), (d) с учетом вязких эффектов и теплообмена на внутренней поверхности рассчитанная в L1d для режима №1 (a), (c) и режима №2 (b), (d)

Белым цветом показана траектория движения контактной поверхности. Как было сказано выше, основное отличие состоит в волновой структуре в области отражения. В первом случае, отраженная волна взаимодействует с контактной поверхностью и образуется волна разрежения, движущаяся обратно к торцу. Следует отметить, что в данной модели не учитывается размывание контактной поверхности и она представляет собой бесконечно тонкую границу раздела двух газов. Поэтому вторичное отражение ударной волны от контактной поверхности моделируется в идеальном приближении, что отражается на профиле давления в торце камеры низкого давления. Во втором случае отраженный фронт веера волн разрежения достигает торца камеры низкого давления вскоре после отражения падающей ударной волны, за которым следует приход контактной поверхности что приводит к плавному снижению уровня давления.

В таблице 2 приведена рассчитанная и измеренная в эксперименте скорость падающей ударной волны вблизи зоны отражения. Видно, что учет вязких эффектов и теплообмена даже без введения областей потери импульса вблизи блока диафрагм позволяет добиться удовлетворительного совпадения расчета с экспериментальными данными.

Таблица 2

Скорость падающей волны, рассчитанная в L1d без учета и с учетом вязких эффектов и измеренная в эксперименте

Режим	Расчет без учета вязких эффектов и теплообмена	Расчет с учетом вязких эффектов и теплообмена	Эксперимент
1	2204	1950	1871
2	1480	1299	1259

На рис. 5 показано давление за отраженной ударной волной, рассчитанное с помощью Nenzfld (красная кривая), L1d (фиолетовая кривая) и измеренное в эксперименте (зеленая кривая). Видно, что сразу после отражения расчетные и экспериментальные данные совпадают. Увеличение давления за отраженной ударной волной обусловлено замедлением падающей ударной волны, и соответственно изменением по времени и пространству всех параметров газа за падающей ударной волной. Это изменение отражается как на измеренном давлении, так и на рассчитанном с помощью L1d. Стоит отметить, что в силу сложности газодинамических процессов на этапе формирования ударной волны после разрыва диафрагмы и неизвестной структуры контактной поверхности практически невозможно добиться точного совпадения между экспериментом и нестационарным квазиодномерным расчетом. Тем не менее, такой расчет качественно отражает основные особенности течения в ударной трубе, такие как непостоянство параметров газа за отраженной ударной волной и приход волны разрежения, а также позволяет оценить рабочее время на данном режиме.

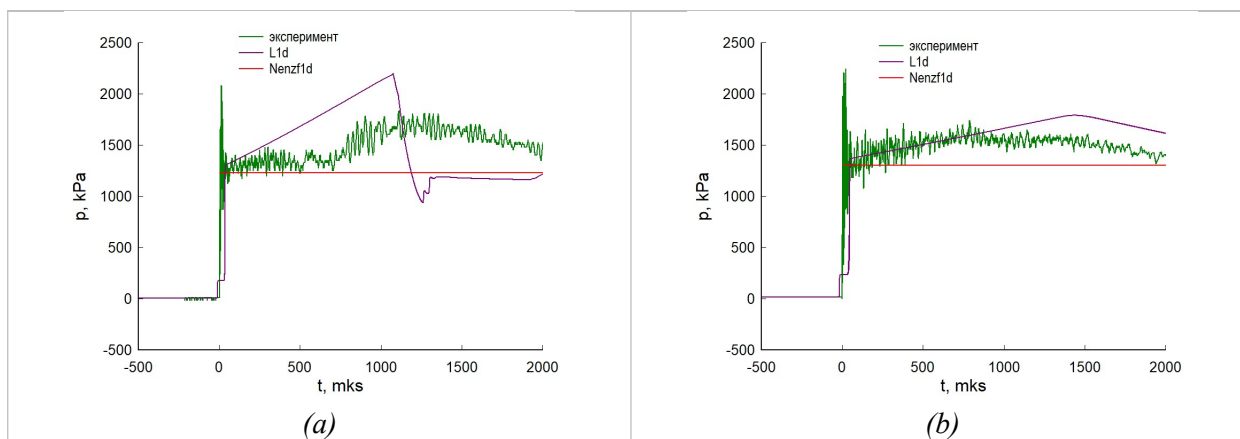


Рис. 5. Давление за отраженной ударной волной, рассчитанное с помощью Nenzfld (красная кривая), L1d (фиолетовая кривая) и измеренное в эксперименте (зеленая кривая) для режима №1 (a) и режима №2 (b)

На рис. 6 показано поле числа Маха, полученное в расчете с помощью Eilmer для двух способов задания граничных условий. Видно, что в первом случае острая кромка в критическом сечении приводит к появлению возмущений, которые отсутствуют во втором случае. Поскольку и в эксперименте и расчете недорасширенная струя на срезе сопла имеет низкую степень нерасчетности, в пределах первой характеристики она продолжает расширяться.

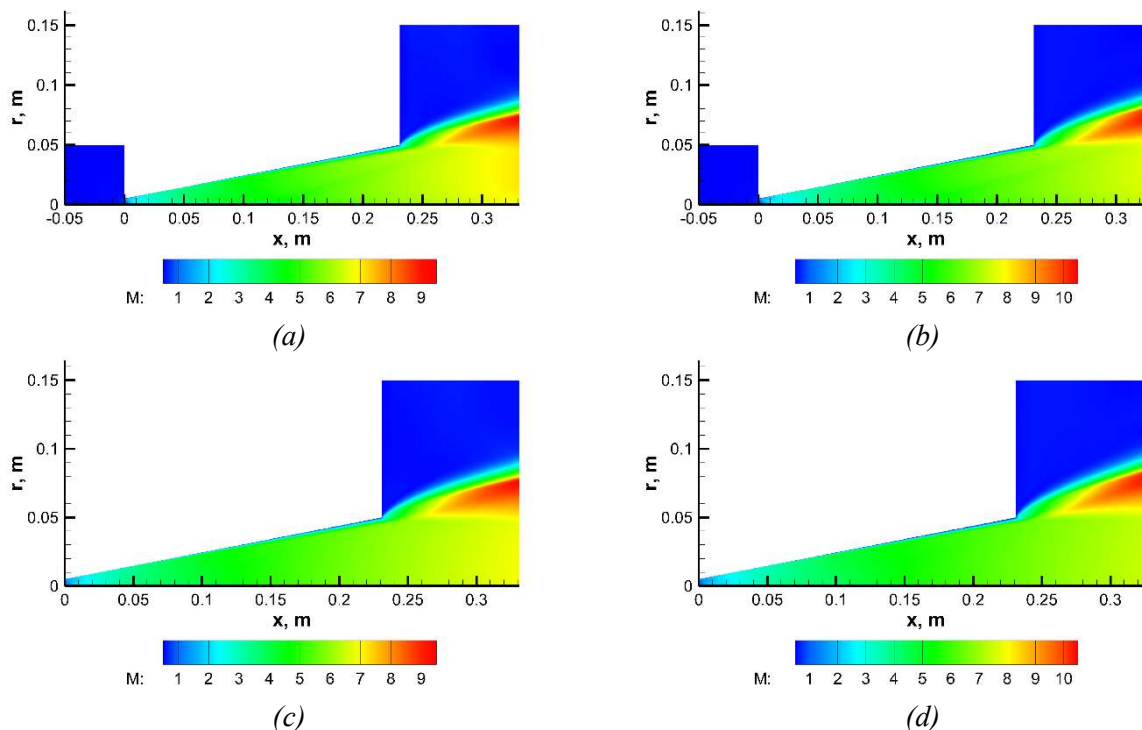


Рис. 6. Поле числа Маха для режима №1 (a), (c) и режима №2 (b), (d) для двух вариантов задания входных граничных условий

На рис. 7 показано распределение числа Маха вдоль оси сопла, рассчитанное с помощью Eilmer в случае задания граничных условий в зоне торможения (черная пунктирная линия) и в критическом сечении сопла (черная сплошная линия) и одномерного расчета в Nenzfld (красная линия). Немонотонность числа Маха вдоль оси сопла обусловлена появлением скачков уплотнения из-за упрощенного профиля сопла вблизи критического сечения. Видно, что вблизи выходного сечения сопла при $x \approx 0.2$ м и далее вниз по потоку, кривые практически совпадают. Это подтверждает возможность задания виртуального удлиненного сопла для расчета в Nenzfld для оценки параметров течения.

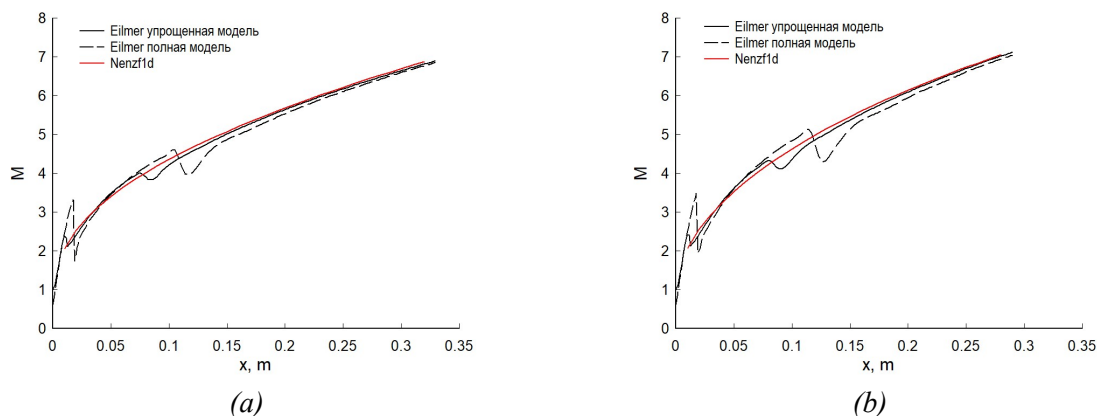


Рис. 7. Распределение числа Маха вдоль оси сопла, рассчитанное с помощью Eilmer для двух вариантов задания граничных условий и с помощью Nenzfld для режима №1 (a) и режима №2 (b)

На рис. 8 приведены радиальные распределения числа Маха и температуры в плоскости, отстоящей на расстоянии 100 mm от среза сопла для режима № 1 и на расстоянии 60 mm для режима № 2 где находилась критическая точка модели. В пределах ядра потока, диаметр которого составляет ≈ 80 mm, результаты всех способов расчета практически совпадают.

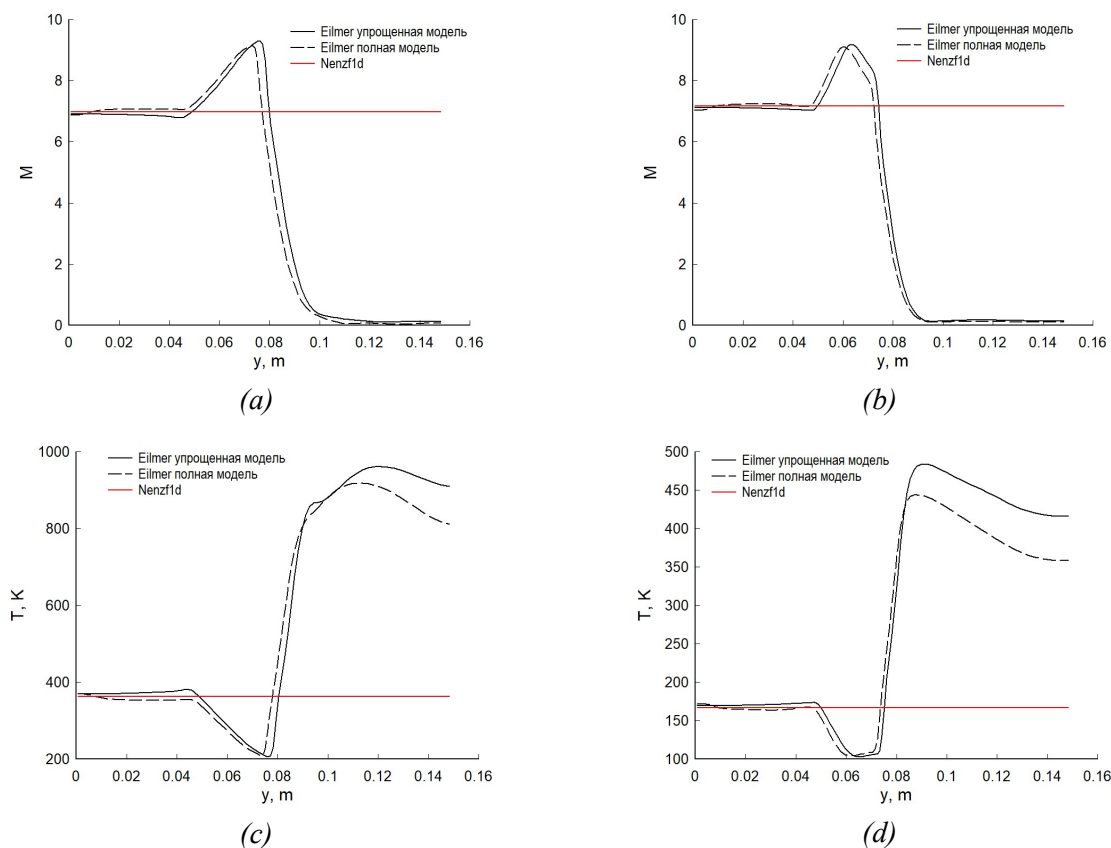


Рис. 8. Радиальное распределение числа Маха и температуры в плоскости, отстоящей на расстоянии 100 mm от среза сопла для режима №1 (a), (c) и на расстоянии 60 mm для режима №2 (b), (d) где находилась критическая точка модели

На рис. 9 показано давление торможения, полученное в эксперименте (зеленая кривая) и в осесимметричном (черные кривые) и одномерном расчете (красная линия) для режима № 1 и № 2.

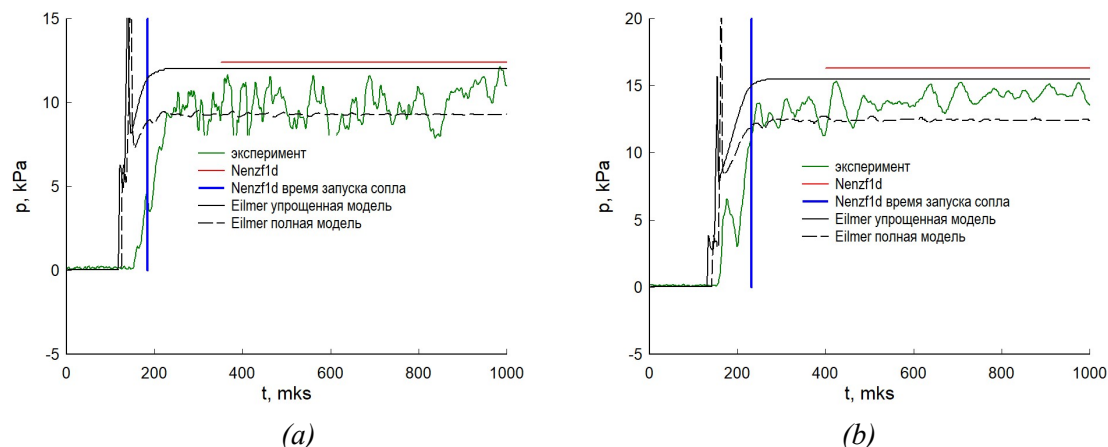


Рис. 9. Давление торможения, измеренное в эксперименте (зеленая кривая), рассчитанное в Eilmer (черные кривые) и в Nenzf1d (красная линия) для режима №1 (a) и режима №2 (b). Синей вертикальной линией показано рассчитанное в Nenzf1d время запуска сопла

Синей вертикальной линией отмечена длительность запуска сопла, рассчитанная в Nenzfld по формуле (1). Отсчет времени ведется от момента отражения падающей ударной волны от торца ударной трубы. Видно, что оценка времени с помощью одномерного расчета удовлетворительно совпадает с результатом измерений и осесимметричных расчетов. Следует отметить, что измеренное давление достигает квазистационарного значения за несколько большее время по сравнению с расчетом, что обусловлено размещением датчика давления внутри модели и соединением его рабочей поверхности с поверхностью модели достаточно тонким каналом. По этой же причине в сигнале датчика давления в начальной фазе обтекания отсутствуют кратковременные осцилляции, вызванные приходом стартовой ударной волны в точку измерения. В квазистационарной фазе обтекания отличие измеренного давления от результатов осесимметричного расчета не превышает 10 % для обеих расчетных постановок.

5. Заключение

Исследованы возможности квазиодномерного моделирования газодинамических процессов в ударной трубе с отражающим соплом с использованием кодов из пакета GDTk. Для расчета нестационарных процессов в канале высокого и низкого давления с учетом вязких эффектов и теплообмена на внутренней поверхности ударной трубы использовался код Lld. Равновесные параметры рабочего газа за отраженной ударной волной и далее его расширение в сопле рассчитывались с помощью кода Nenzfld. Проведен осесимметричный расчет течения в сопле для двух различных способов задания входных условий с помощью Eilmer. Результаты такого расчета для точек на оси сопла сравнивались с результатами одномерного расчета течения, выполненного с помощью Nenzfld. Продемонстрировано хорошее соответствие температуры и локального числа Маха, вычисленных двумя различными способами.

Проведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными, полученными Большой ударной трубе ФТИ им. А.Ф. Иоффе. Показано, что осесимметричный расчет с достаточной точностью предсказывает характерные времена установления квазистационарного обтекания модели и уровень давления торможения. Сравнение экспериментальных значений давления торможения с результатами одномерного расчета течения в сверхзвуковом сопле с помощью Nenzfld также показывает удовлетворительное совпадение. Таким образом, можно сделать вывод о применимости одномерного расчета для оценки газодинамических параметров течения в каналах ударных труб и сверхзвуковых соплах. Такой подход позволяет с минимумом временных затрат осуществлять планирование импульсного газодинамического эксперимента и повышать качество измерений.

Литература

1. Reynier P. Survey of high-enthalpy shock facilities in the perspective of radiation and chemical kinetics investigations // Progress in Aerospace Sciences. 2016. Vol. 85. Pp. 1–32. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.002>
2. Sangdi G., Olivier H. // Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities // Progress in Aerospace Sciences. 2020. Vol. 113. 100607. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100607>
3. Котов М. А., Рулева Л. Б., Солодовников С. И., Суржигов С. Т. Проведение экспериментов по обтеканию моделей в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2013. Т. 14, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/428/>
4. Котов М. А., Рулева Л. Б., Солодовников С. И. Повышение точности экспериментальных работ на ГУАТ // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/105/>
5. Collen P., Doherty L. J., Subiah S. D., Sopek T., Jahn I., Gildfind D., Pentty Geraets R., Gollan R., Hambidge C., Morgan R., McGilvray M., Development and commissioning of the T6 Stalker Tunnel. Experiments in Fluids. 2021. Vol. 62. Pp. 1–24. <https://doi.org/10.1007/s00348-021-03298-1>

6. Lynch K. P., Grasser T., Spillers R., Downing C., Daniel K. A., Jans E. R., Kearney S., Morreale B. J., Wagnild R., Wagner J. L. Design and characterization of the Sandia free-piston reflected shock tunnel // *Shock Waves*. 2023. Vol. 33. Pp. 299–314. <https://doi.org/10.1007/s00193-023-01127-4>
7. Суржиков С. Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в рабочей зоне гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2021. Т. 22, вып. 1. <https://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/>
8. Код Nenzfld (GDTk). [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://gdtk.uqcloud.net/> (дата обращения: 24.02.2025).
9. McGilvray M., Dann A. G., Jacobs P. A. Modelling the complete operation of a free-piston shock tunnel for a low enthalpy condition // *Shock Waves*. 2013. Vol. 23. Pp. 399–406. DOI 10.1007/s00193-013-0437-8
10. Jacobs P. A. Quasi-one-dimensional modelling of a free-piston shock tunnel // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32(1). Pp. 137–145. <https://doi.org/10.2514/3.11961>
11. Buttsworth D. R., Jacobs P. A., Jones T. V. Simulation of Oxford University Gun Tunnel performance using a quasi-one-dimensional model // *Shock Waves*. 2002. Vol. 11. Pp. 377–383.
12. Jacobs P. A., Gardner A. D., Buttsworth D. R., Schramm J. M., Karl S., Hannemann K. End-to-end modelling of the HEG shock tunnel. In: Jiang, Z. (eds) *Shock Waves*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2005.
13. Gildfind D. E., Jacobs P. A., Morgan R. G., Chan W.Y.K., Gollan R. J. Scramjet test flow reconstruction for a large-scale expansion tube, Part 1: quasi-one-dimensional modelling // *Shock Waves*. 2018. Vol. 28. Pp. 877–897. <https://doi.org/10.1007/s00193-017-0785-x>
14. Gasdynamic Toolkit (GDTk). [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://gdtk.uqcloud.net/> (дата обращения: 24.02.2025).
15. Монахов Н. А., Попов П. А., Сахаров В. А., Поняев С. А., Куракин Р. О. Влияние материала диафрагмы на входе в сверхзвуковое сопло ударной трубы на обтекание затупленного тела // *ЖТФ*, 2024. Т. 94, № 4. С. 581–589.
16. Баженова Т. В., Гвоздева Л. Г. Нестационарные взаимодействия ударных волн. М.: Наука, 1977. 274 с.
17. Дулов В. Г., Лукьянов Г. А. Газодинамика процессов истечения. Новосибирск: Наука, 1984. 234 с.
18. Wang D., Han G., Liu M., Li Z., Jiang Z. Numerical investigation of the reflection of unsteady decelerating incident shock waves // *Physics of Fluids*. 2024. Vol. 36. Pp. 076125. <https://doi.org/10.1063/5.0219298>

References

1. Reynier P., Survey of high-enthalpy shock facilities in the perspective of radiation and chemical kinetics investigations, *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, vol. 85, pp. 1–32. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.002>
2. Sangdi G., Olivier H., Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities, *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, vol. 113. 100607. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100607>
3. Kotov M. A., Ruleva L. B., Solodovnikov S. I., Surzhikov S. T., Conducting experiments on flow around models in a hypersonic shock wind tunnel, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2013, vol.14, iss. 4 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2013-14-4/articles/428/>
4. Kotov M. A., Ruleva L. B., Solodovnikov S. I., Improving accuracy of experimental works in hypersonic shock aerodynamic tube, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, vol. 15, iss. 1 [in Russian]. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-1/articles/105/>

5. Collen P., Doherty L. J., Subiah S. D., Sopek T., Jahn I., Gildfind D., Penty Geraets R., Gollan R., Hambidge C., Morgan R., McGilvray M., Development and commissioning of the T6 Stalker Tunnel, *Experiments in Fluids*, 2021, vol. 62(11). DOI 10.1007/s00348-021-03298-1
6. Lynch K. P., Grasser T., Spillers R., Downing C., Daniel K. A., Jans E. R., Kearney S., Morreale B. J., Wagnild R., Wagner J. L., Design and characterization of the Sandia free-piston reflected shock tunnel, *Shock Waves*, 2023, vol. 33, pp. 299–314. <https://doi.org/10.1007/s00193-023-01127-4>
7. Surzhikov S. T., Calculated initial data for solving test problems in the test chamber of the hypersonic shock wind tunnel at the radiation gasdynamics laboratory of IPMech RAS, *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2021, vol. 22, iss. 1 [in Russian]. <https://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/>
8. *Code Nenzfld (GDTk)*. Available at: <https://gdtk.uqcloud.net/> (accessed 24.02.2025).
9. McGilvray M., Dann A. G., Jacobs P. A., Modelling the complete operation of a free-piston shock tunnel for a low enthalpy condition, *Shock Waves*, 2013, vol. 23, pp. 399–406. DOI 10.1007/s00193-013-0437-8
10. Jacobs P. A., Quasi-one-dimensional modelling of a free-piston shock tunnel, *AIAA Journal*, 1994, vol. 32(1), pp. 137–145. <https://doi.org/10.2514/3.11961>
11. Buttsworth D. R., Jacobs P. A., Jones T. V., Simulation of Oxford University Gun Tunnel performance using a quasi-one-dimensional model, *Shock Waves*, 2002, vol. 11, pp. 377–383. <https://doi.org/10.1007/s001930200121>
12. Jacobs P. A., Gardner A. D., Buttsworth D. R., Schramm J. M., Karl S., Hannemann K., *End-to-end modelling of the HEG shock tunnel*. In: Jiang, Z. (eds) *Shock Waves*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2005.
13. Gildfind D. E., Jacobs P. A., Morgan R. G., Chan W.Y.K., Gollan R. J., Scramjet test flow reconstruction for a large-scale expansion tube, Part 1: quasi-one-dimensional modelling, *Shock Waves*, 2018, vol. 28, pp. 877–897. <https://doi.org/10.1007/s00193-017-0785-x>
14. *Gasdynamic Toolkit (GDTk)*. Available at: <https://gdtk.uqcloud.net/> (accessed 24.02.2025).
15. Monakhov N. A., Popov P. A., Sakharov V. A., Poniaev S. A., Kurakin R. O., Influence of the diaphragm material at the entrance to the supersonic shock tube nozzle on the flow around a blunt body, *Technical Physics*, 2024, iss. 4, pp. 548–556.
16. Bazhenova T. V., Gvozdeva L. G., *Non-stationary interactions of shock waves*, Moscow, Nauka, 1977, 274 p. [in Russian].
17. Dulov V. G., Lukianov G. A., *Gasdynamics of jet processes*, Novosibirsk, Nauka, 1984, 234 p. [in Russian].
18. Wang D., Han G., Liu M., Li Z., Jiang Z., Numerical investigation of the reflection of unsteady decelerating incident shock waves, *Physics of Fluids*, 2024, vol. 36, pp. 076125. <https://doi.org/10.1063/5.0219298>

Статья поступила в редакцию 24 февраля 2025 г.