

УДК 532.526

Развитие возмущений в ударном слое на пластине в потоке смеси колебательно-возбужденных газов*

С.В. Кириловский^{1,2}, Т.В. Поплавская^{1,2}, И.С. Цырюльников^{1,2},
А.А. Маслов^{1,2}

¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Новосибирский государственный университет

E-mail: kirilov@itam.nsc.ru, popla@itam.nsc.ru, tsyvan@itam.nsc.ru,
maslov@itam.nsc.ru

В работе представлены результаты численного и экспериментального исследований развития возмущений в гиперзвуковом ударном слое на пластине, обтекаемой потоком смеси колебательно-возбужденных газов. Экспериментальное исследование проводилось в импульсной высокоэнтальпийной аэродинамической трубе ИТ-302 ИТПМ СО РАН. Численное моделирование выполнялось с помощью пакета ANSYS Fluent на базе решения нестационарных двумерных уравнений Навье–Стокса с добавлением модулей, создаваемых пользователем и позволяющих учитывать колебательную неравновесность молекул углекислого газа в рамках модели двухтемпературной аэрогазодинамики. Получено, что увеличение концентрации углекислого газа в смеси с воздухом приводит к снижению интенсивности возмущений давления на поверхности. Показана эффективность (до 20 %) управления переходом к турбулентности методом звукопоглощающих покрытий в колебательно возбужденных потоках смеси углекислого газа и воздуха.

Ключевые слова: гиперзвуковые течения, неравновесность, устойчивость.

Введение

Эффекты, имеющие место в реальном газе, в частности, колебательная релаксация молекул газов, проявляются при гиперзвуковом обтекании летательных аппаратов, в мощных газовых лазерах и других технических устройствах. Значительное число работ посвящено исследованию устойчивости течений несжимаемых и сжимаемых газов (например, [1–5]), и только в последние два десятилетия появились работы [6–10] по устойчивости гиперзвуковых течений релаксирующих газов.

Возмущения, генерируемые в пограничных и ударных слоях на телах, обтекаемых гиперзвуковыми потоками газов, развиваясь вниз по потоку и усиливаясь, могут вызвать ламинарно-турбулентный переход, что приводит к ухудшению лётных характеристик и росту тепловых потоков на поверхности. Свойства реального газа существенно влияют как на среднее течение вокруг летательного аппарата, так и на развитие возмущений.

* Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 16-08-00674).

Летные исследования устойчивости течений колебательно-возбужденных газов конструктивно сложны и достаточно дорогостоящи, поэтому важное значение приобретает численное моделирование и проведение экспериментальных исследований в аэродинамических трубах.

В работе [10] выполнялись экспериментальные и расчетные исследования динамики развития возмущений на пластине, обтекаемой гиперзвуковым потоком углекислого газа с учетом возбуждения и релаксации колебательных степеней свободы молекул. Было показано, что в гиперзвуковом вязком ударном слое возбуждение колебательных степеней свободы молекул CO_2 приводит к увеличению интенсивности возмущений, генерируемых внешними акустическими волнами, и их росту вдоль пластины. Процессы релаксации колебательных степеней свободы молекул CO_2 несколько снижают уровень пульсаций давления в ударном слое, но не меняют их нарастающий характер.

Один из перспективных методов управления ламинарно-турбулентным переходом в сверх- и гиперзвуковых пограничных слоях заключается в применении звукопоглощающих пористых покрытий поверхности обтекаемого тела [11, 12]. Впервые для колебательно возбужденных гиперзвуковых потоков углекислого газа в работе [13] было показано, что звукопоглощающее покрытие ослабляет интенсивность возмущений на 10–20 % в зависимости от частоты развивающихся возмущений.

Интенсивность релаксационных процессов CO_2 в смеси с другими газами может отличаться от процессов в чистом CO_2 . Настоящая работа посвящена исследованию развития возмущений в вязком ударном слое на пластине, обтекаемой гиперзвуковым потоком смесей воздуха и CO_2 , с учетом колебательной неравновесности углекислого газа и влиянию пористо-ячеистых звукопоглощающих покрытий на подавление пульсаций давления на поверхности модели в течениях релаксирующих газов.

1. Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования проводились в высокоэнthalпийной аэродинамической трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН, схема которой показана на рис. 1.

Изучение влияния колебательной релаксации молекул газов невозможно без учета процессов, идущих в тракте аэродинамической трубы, где формируется поток, который влияет на развитие возмущений. В табл. 1 указаны параметры потока в форкамере I (полное давление P_0 и температура торможения T_0). В экспериментах использовалось коническое сопло с диаметром критического сечения 7,1 мм, длиной 1,4 м и диаметром выходного сечения 250 мм.

Пластина трапецевидной формы длиной $L = 200$ мм (рис. 1b) устанавливалась под углом атаки $\alpha = 10,2^\circ$ в рабочей камере III аэродинамической трубы. На расстоянии 90 мм от передней кромки пластины находилась прямоугольная каверна размером 40×80 мм и глубиной 20 мм для установки вставок из пористо-ячеистого никеля с характерным

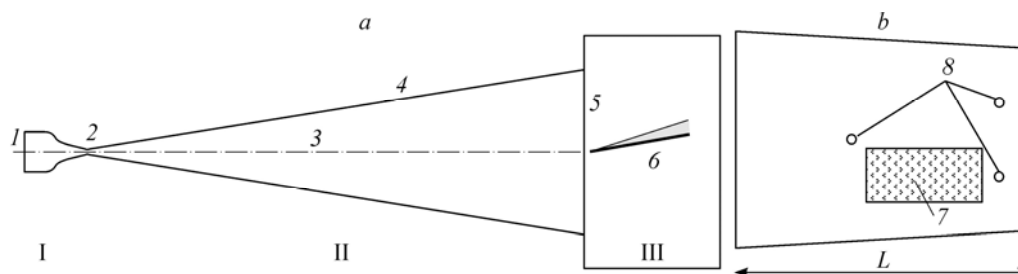


Рис. 1. Схема аэродинамической трубы ИТ-302М ИТПМ СО РАН (a) и вид модели (b).

- I — форкамера, II — коническое сопло, III — рабочая камера трубы;
 1 — входное сечение, 2 — критическое сечение, 3 — ось симметрии, 4 — стенки сопла,
 5 — выходное сечение, 6 — пластина, 7 — вставка, 8 — датчики пульсаций давления.

Таблица 1

Параметры потока в форкамере аэродинамической трубы

Параметры	Смесь 1 (0,44 CO ₂ , 0,56 Воздух)	Смесь 2 (0,77 CO ₂ , 0,23 Воздух)	CO ₂
P_0 , Па	$180 \cdot 10^5$	$165 \cdot 10^5$	$170 \cdot 10^5$
T_0 , К	2430	2138	2090

размером ячейки 1 мм и пористостью 95 %, необходимых для проведения экспериментов по исследованию влияния звукопоглощающих покрытий.

Рассматривалось обтекание сплошной пластины и пластины со звукопоглощающей вставкой из вспененного никеля смесями CO₂ и воздуха с указанными в табл. 1 мольными долями газов (Смесь 1 и Смесь 2). На поверхности модели было установлено три датчика пульсаций давления РСВ 132А31: датчик 1 был установлен на расстоянии 80 мм от передней кромки пластины и датчики 2, 3 на расстоянии 180 мм — датчик 2 располагался на сплошной пластине, датчик 3 — на модели за пористой вставкой из вспененного никеля. В результате спектральных нормировок пульсаций давления по сигналам датчиков определялась степень роста возмущений (отношение спектральных амплитуд, измеряемых датчиком 2 или 3, к показаниям датчика 1) вниз по потоку в пограничном слое на пластине. Положение головного скачка уплотнения определялось Шлирен-методом, который в настоящее время используется не только для визуализации, но и для получения пульсационных характеристик течения [14].

2. Численное моделирование

Задача моделирования развития возмущений в вязком ударном слое на пластине, расположенной под углом атаки в рабочей камере аэродинамической трубы, при воздействии внешних акустических волн решалась в три этапа [10]. На первом этапе проводилось численное моделирование течения смесей CO₂ и воздуха в сопловом тракте аэродинамической трубы ИТ-302М для определения параметров потока M_∞ , p_∞ , T_∞ , $e_{v\infty}^n$ на выходе из сопла. Здесь M_∞ , p_∞ , T_∞ — число Маха, давление и температура, $e_{v\infty}^n$ — колебательная энергия n -ой колебательной степени свободы молекулы CO₂ ($n = 1, \dots, 4$). В табл. 2 приведены рассчитанные параметры течения на выходе из соплового тракта. На втором этапе, используя полученные данные, решалась задача обтекания пластины, расположенной под углом атаки в рабочей камере аэродинамической трубы, и в результате были получены характеристики среднего течения. На третьем этапе для полученного среднего течения исследовалось развитие возмущений в вязком ударном слое на пластине при воздействии внешних акустических волн набегающего потока.

В работе [13] экспериментально был определен модовый состав возмущений в ядре потока аэродинамической трубы, а именно: выявлено наличие в сопловом тракте акустических возмущений быстрой моды. Поэтому в настоящей работе рассматривается задача воздействия быстрых акустических волн.

Таблица 2

Параметры течения на выходе из соплового тракта

Параметры	Смесь 1 (0,44 CO ₂ , 0,56 Воздух)	Смесь 2 (0,77 CO ₂ , 0,23 Воздух)	CO ₂
M_∞	8,37	7,13	6,29
p_∞ , Па	380	493	646
T_∞ , К	222	294,3	396,4
Re_l , м ⁻¹	$12,55 \cdot 10^5$	$11,07 \cdot 10^5$	$9,16 \cdot 10^5$
$e_{v\infty}^1, e_{v\infty}^2$, Дж/кг	$2,4 \cdot 10^4$	$2,17 \cdot 10^4$	$2,8 \cdot 10^4$
$e_{v\infty}^3$, Дж/кг	5918	4682	6845
$e_{v\infty}^4$, Дж/кг	638	394	648

Численное моделирование проводилось с помощью пакета ANSYS Fluent на основе решения двумерных уравнений Навье–Стокса. Поскольку характеристические колебательные температуры азота, кислорода и нижнего колебательного уровня молекул углекислого газа равны 3340, 2239 и 960 К соответственно, для указанных выше условий эксперимента ($T_0 \approx 2000$ К) доля колебательно возбужденных молекул воздуха мала, в то время как молекулы CO_2 колебательно возбуждены. Для расчета неравновесного течения к уравнениям Навье–Стокса добавлялись уравнения сохранения колебательной энергии каждой колебательной степени свободы молекул углекислого газа.

При возбуждении колебательных степеней свободы молекул теплоемкость газа становится зависимой от температуры. Поэтому в работе теплоемкость воздуха и CO_2 задавалась в виде зависимости от температуры. В работе [10] было показано, что при высоких температурах ($T_0 \approx 2500$ К), соответствующих течению в трубе ИТ-302М, характерное время течения CO_2 (время пролета потока газа по пластине) сопоставимо со временем релаксации колебательных степеней свободы молекул, поэтому следует учитывать колебательную неравновесность углекислого газа. Для моделирования колебательной неравновесности CO_2 в работе использовалась двухтемпературная модель релаксационных течений, где температура колебательных степеней свободы может не совпадать с температурой поступательно-вращательных степеней свободы. В большинстве исследований, в частности [15], для моделирования неравновесных течений с малым отклонением от термического равновесия используется формула Ландау–Теллера [16]. Согласно этой модели термической релаксации, изменение колебательной энергии молекул газа описывается уравнением Ландау–Теллера:

$$\frac{de_v}{dt} = \frac{1}{\tau_{vt}} (e_v^{\text{eq}} - e_v), \quad (1)$$

где e_v — колебательная энергия, e_v^{eq} — локальное значение равновесной колебательной энергии, τ_{vt} — время колебательной релаксации. Равновесная энергия каждой колебательной степени свободы находится по формуле

$$e_v^{\text{eq}} = \frac{\theta_n}{e^{\theta_n/T_{tr}} - 1} R, \quad (2)$$

где θ_n — характерная колебательная температура, имеющая свое значение для каждой колебательной моды ($\theta_{1,2} = 960$ К, $\theta_3 = 1920$ К и $\theta_4 = 3380$ К [4]). Время релаксации колебательных степеней свободы молекулы CO_2 находилось по аппроксимационной зависимости [17], построенной по экспериментальным данным разных авторов и имеющей следующий вид:

$$\tau \cdot p = \exp(36,5T^{-1/3} - 3,9), \text{ мс} \cdot \text{атм}, \quad (3)$$

здесь τ — время колебательной релаксации, p — локальное статическое давление, T — локальное значение температуры в градусах Кельвина. При моделировании колебательной релаксации в смеси CO_2 с воздухом предполагалось, что воздух не участвует в процессах релаксации углекислого газа. Реализация двухтемпературной модели колебательной релаксации углекислого газа проводилась с помощью встраиваемых в пакет модулей. Такой подход для расчета течений с термической неравновесностью, основанный на добавлении пользовательских модулей с открытым кодом в пакет программ ANSYS Fluent, получил распространение в последнее время [18].

В численном моделировании использовался решатель, основанный на плотности, явная схема 2-ого порядка точности по пространству с Roe-FDS методом расщепления конвективных потоков [19] и явный метод Рунге–Кутты по времени. Теплопроводность рабочего газа задавалась по формуле из кинетической теории, вязкость — по закону Сазерленда.

Расчетная область для решения задачи на втором и третьем этапах для сплошной пластины представляла собой прямоугольник, часть нижней стороны которого совпадала с поверхностью пластины и покрывалась прямоугольной расчетной сеткой с общим числом 294000 ячеек (1050 ячеек по нормали и 280 ячеек вдоль поверхности пластины). Расчетная область при решении задачи обтекания пластины со звукопоглощающей вставкой состояла из двух прямоугольных подобластей. Первая подобласть совпадала с расчетной областью для сплошной пластины и располагалась над поверхностью пластины. Вторая подобласть, верхняя граница которой совпадала с поверхностью пластины, включала звукопоглощающую вставку. Во второй подобласти также использовалась равномерная расчетная сетка с квадратными ячейками. Общее число ячеек для случая пластины со звукопоглощающей вставкой составляло 376000 ячеек. Тестовые расчеты показали, что при измельчении сетки в два раза по обоим направлениям изменение пульсаций давления на поверхности пластины не превышает 2 %.

Акустические возмущения набегающего потока моделировались заданием суперпозиции стационарного течения и плоских монохроматических акустических волн быстрой моды:

$$p = p_{\infty} + p', \quad T = T_{\infty} + T', \quad u_x = u_{x\infty} + u'_x, \quad u_y = u_{y\infty} + u'_y,$$

$$p' = A \cdot p_{\infty} \cos(k_x x + k_y y - 2\pi f t),$$

$$T' = A \cdot T_{\infty} \frac{(\gamma - 1)}{\gamma} \cos(k_x x + k_y y - 2\pi f t),$$

$$u'_x = A \sqrt{\frac{RT_{\infty}}{\gamma}} \cos(\beta) \cos(k_x x + k_y y - 2\pi f t),$$

$$u'_y = A \sqrt{\frac{RT_{\infty}}{\gamma}} \sin(\beta) \cos(k_x x + k_y y - 2\pi f t), \quad M = \sqrt{u_x^2 + u_y^2} / \sqrt{\gamma RT},$$

здесь t — время, β — угол распространения внешней акустической волны и A — ее амплитуда, нормированная на статическое давление набегающего потока, $k_x = k \cos(\beta)$, $k_y = -k \sin(\beta)$ — компоненты волнового вектора, связанного с частотой f дисперсионным

соотношением $k = \frac{2\pi f}{\sqrt{\gamma RT_{\infty}} (M \cos(\beta - \alpha) + 1)}$, f — размерная частота в кГц, α — угол ата-

ки пластины, индекс « ∞ » соответствует параметрам набегающего потока, штрих при параметрах обозначает возмущения, M — локальное число Маха. В настоящей работе $\beta = \alpha$, что соответствовало распространению внешних возмущений по потоку, $A = 0,03$. Акустические возмущения вводились в расчетную область (на левой и верхней границах) с помощью встраиваемых в пакет модулей, аналогично работе [10].

Численное моделирование проводилось на кластерах Сибирского суперкомпьютерного центра СО РАН (ССКЦ СО РАН) и информационно-вычислительного центра (ИВЦ) Новосибирского государственного университета.

3. Результаты

В результате выполнения численного моделирования течения в сопловом тракте аэродинамической трубы были получены параметры потока на выходе из сопла, т.е. в рабочей камере трубы (см. табл. 2), включая значения колебательной энергии каждой моды. Используя эти данные в качестве параметров набегающего потока, решалась задача обтекания плоской пластины гиперзвуковым потоком смесей CO_2 и воздуха (второй этап — нахождение характеристик среднего течения). На рис. 2 представлены расчетные данные по положению ударной волны для чистого CO_2 и его смесей с воздухом

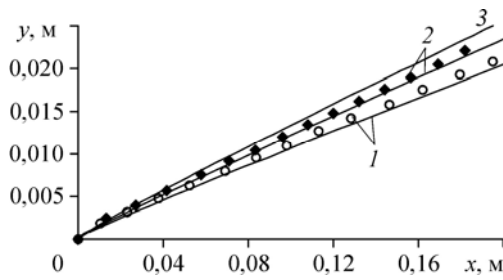


Рис. 2. Экспериментальные (символы) и расчетные (линии) данные по положению ударной волны для течения смеси.

Смесь 1 (1), Смесь 2 (2), CO_2 (3).

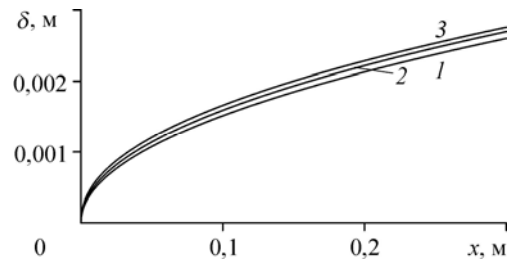


Рис. 3. Толщина пограничного слоя для различных концентраций CO_2 в смеси с воздухом.

$M_\infty = 7,17$, $Re_1 = 11,07 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$, $T_w/T_0 = 0,14$,
 $f = 160 \text{ кГц}$; 0,17 CO_2 (1), 0,57 CO_2 (2), 0,97 CO_2 (3).

и показано их согласование с экспериментальными данными. Видно, что с увеличением концентрации углекислого газа в смеси при рассматриваемых условиях экспериментов ударная волна отходит от поверхности модели. Однако в первую очередь это связано с различием в числах Маха набегающего потока в экспериментах, поскольку в заданной конфигурации соплового тракта невозможно обеспечить постоянство числа Маха при изменении концентрации углекислого газа в смеси. Численное моделирование позволяет сделать это, поэтому расчеты при одинаковых условиях (число Маха, единичное число Рейнольдса и температурный фактор поверхности) показали, что в неравновесном случае увеличение концентрации углекислого газа в смеси с воздухом практически не оказывает влияния на положение ударной волны. Последнее связано с тем, что в условиях резкого изменения параметров потока на ударной волне времена колебательной релаксации существенно превышают характерное время прохождения потока через ударно-волновой фронт. Однако оказалось, что в условиях одинаковых параметров набегающего потока рост концентрации CO_2 приводит к увеличению толщины пограничного слоя (рис. 3). А эта величина напрямую связана с развитием неустойчивости течения.

Далее рассматривалось взаимодействие вязкого ударного слоя на пластине с внешними акустическими возмущениями набегающего потока быстрой моды (третий этап). Отношение амплитуд пульсаций давления в двух положениях — вблизи носика модели ($x_1 = 80 \text{ мм}$) и в конце пластины ($x_2 = 180 \text{ мм}$) — показывает степень роста возмущений вниз по потоку в пограничном слое на пластине. На рис. 4 представлены степени роста возмущений на поверхности пластины в зависимости от их частоты для различных смесей. Видно, что как в численном моделировании (линии), так и в экспериментах (символы) для частот $f < 160 \text{ кГц}$ степени роста составляют больше единицы, т.е. возмущения на поверхности пластины нарастают вниз по течению. Более того, с увеличением частоты

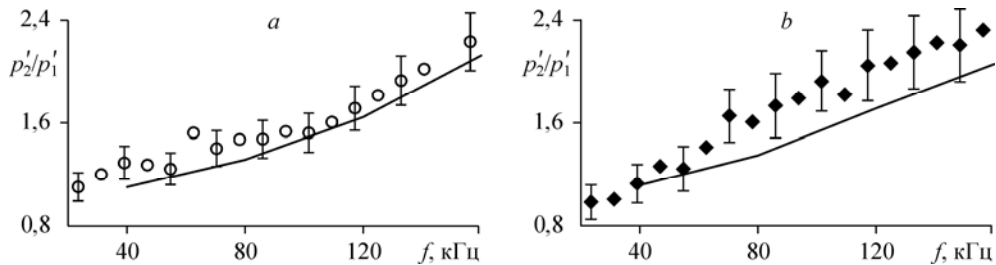


Рис. 4. Степени роста пульсаций давления на поверхности пластины при воздействии быстрой акустической волны.

Смесь 1 (a), Смесь 2 (b); символы — экспериментальные данные, линии — расчет.

возмущений набегающего потока этот эффект усиливается. Полученные результаты существенно отличаются от данных для равновесного воздуха, для которого степени роста возмущений близки к единице [10].

Следует заметить, что датчик 2 пульсаций давления располагался в сечении, находящемся в области нарастания возмущений до их максимума. Поэтому следовало увеличить длину пластины с целью сравнения интенсивности пульсаций давления в зоне их максимальных значений. Далее были проведены расчеты воздействия внешних акустических возмущений быстрой моды на ударный слой на пластине длиной $L = 300$ мм, обтекаемой смесью CO_2 и воздуха при различных концентрациях CO_2 в смеси и при одинаковых значениях числа Маха $M_\infty = 7,17$, единичного числа Рейнольдса $Re_1 = 11,07 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$ и температурного фактора поверхности $T_w/T_0 = 0,14$ (как для случая Смеси 2).

На рис. 5 представлены распределения среднеквадратичных амплитуд пульсаций давления на поверхности пластины для различных концентраций CO_2 в смеси с воздухом. Видно, что с увеличением концентрации CO_2 максимум интенсивности пульсаций давления на поверхности пластины незначительно снижается (см. пунктирную кривую на рис. 5). Следует заметить, что при этом максимум интенсивности пульсаций давления сдвигается к передней кромке пластины, что говорит об увеличении скорости нарастания возмущений, а это, в свою очередь, может привести к более раннему ламинарно-турбулентному переходу ниже по потоку.

На развитие возмущений оказывает влияние как изменение среднего течения, так и доля колебательно возбужденных молекул газа, т.е. концентрация углекислого газа в смеси. Чтобы исключить влияние изменения среднего течения (в частности, толщины пограничного слоя) на развитие возмущений, была построена зависимость амплитуд пульсаций давления от безразмерного параметра Re_δ/λ , здесь Re_δ — число Рейнольдса, вычисленное по толщине пограничного слоя и параметрам течения на его границе, $\lambda = 2\pi(M_\infty + 1)/\omega$ — безразмерная длина волны внешнего акустического возмущения. Видно, что положения максимумов пульсаций давления практически совпадают, что говорит об адекватности выбора параметра подобия. При этом интенсивность пульсаций давления и скорости их нарастания снижаются с увеличением концентрации углекислого газа в смеси, что в данном случае связано с усилением степени возбуждения молекул CO_2 .

В численном исследовании эффективности звукопоглощающего покрытия в условиях высокотемпературного течения покрытие моделировалось путем прямого задания формы пористого материала (рис. 6). Звукопоглощающая вставка глубиной 20 мм располагалась от $x = 90$ мм до $x = 170$ мм и имела вид регулярной ячеистой структуры,

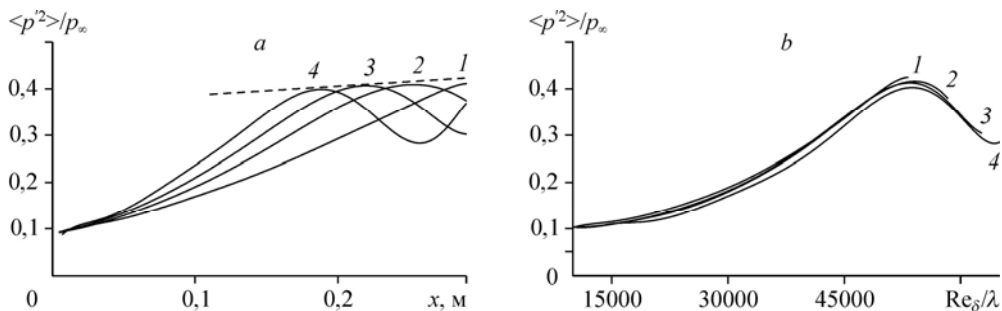


Рис. 5. Распределение среднеквадратичных пульсаций давления на поверхности пластины для различных концентраций CO_2 в смеси с воздухом в зависимости от расстояния вдоль модели (а) и параметра подобия Re_δ/λ (б).

$M_\infty = 7,17$, $Re_1 = 11,07 \cdot 10^5 \text{ м}^{-1}$, $T_w/T_0 = 0,14$, $f = 160 \text{ кГц}$; 0,17 CO_2 , (1), 0,57 CO_2 (2), 0,77 (3), 0,97 CO_2 (4).

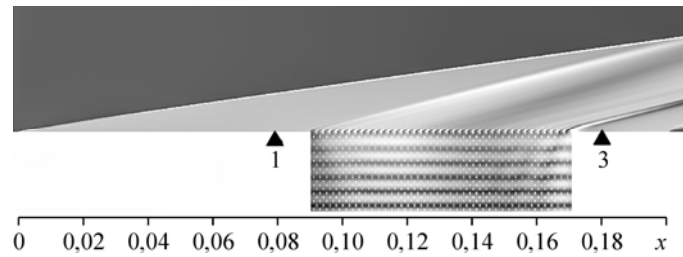


Рис. 6. Поле среднеквадратичных пульсаций давления при воздействии быстрой акустической волны $s f = 40$ кГц для Смеси 2.
1, 3 — положение датчиков пульсаций давления 1 и 3.

состоящей из поверхностей квадратного сечения, расположенных в шахматном порядке, аналогично работе [20]. Расстояние между элементами каркаса в радиальном и осевом направлениях равнялось диаметру пор $d = 1$ мм, а площадь, занимаемая элементами, подбиралась из расчета соответствия течению в пористой вставке с коэффициентом пористости 0,95, т.е. каркас составлял только 5 % площади пористой вставки. На рис. 6 приведена расчетная область задачи с наложенным полем среднеквадратичных пульсаций давления при воздействии быстрой акустической волны с частотой 40 кГц. Видно образование стоячих волн в звукопоглощающей вставке, вызванных распространением и отражением возмущений от ее нижней границы. Цифрами 1 и 3 показано местоположение датчиков пульсаций давления в экспериментах.

На рис. 7 представлены распределения среднеквадратичных пульсаций давления на поверхности сплошной пластины (1) и пластины со звукопоглощающей вставкой (2) для случая обтекания её смесями 1 и 2. Видно уменьшение амплитуд пульсаций давления как над областью звукопоглощающего покрытия, так и за ним в конце пластины.

На рис. 8 представлены результаты экспериментального и численного моделирования воздействия звукопоглощающего покрытия на поверхности пластины в потоке смесей CO_2 с воздухом в виде отношения среднеквадратичных амплитуд пульсаций давления p'_3 на поверхности пластины за пористой вставкой ($x = 180$ мм) к пульсациям давления p'_2 в том же месте на сплошной пластине для разных частот возмущений. Отношение амплитуд пульсаций давления p'_3/p'_2 показывает эффективность снижения амплитуды пульсаций давления звукопоглощающим покрытием. Видно, что при обтекании пластины потоком колебательно-возбужденных смесей CO_2 с воздухом интенсивность

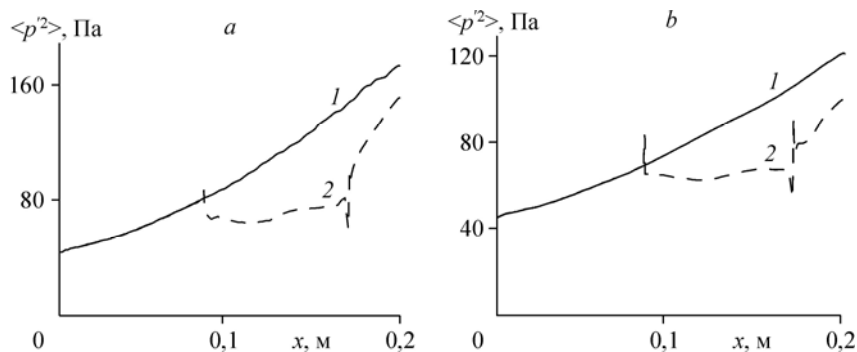


Рис. 7. Распределения среднеквадратичных пульсаций давления вдоль сплошной пластины (1) и пластины со звукопоглощающей вставкой (2) для Смеси 1 (а) при воздействии быстрой акустической волны $s f = 160$ кГц и Смеси 2 (б) при воздействии быстрой акустической волны $s f = 120$ кГц.

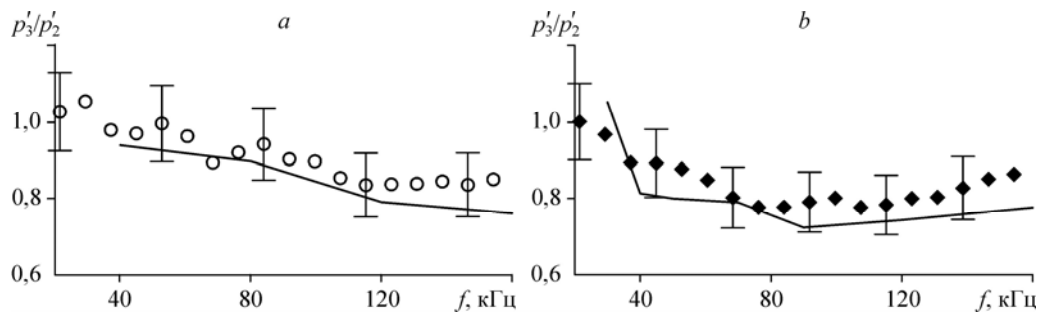


Рис. 8. Эффективность снижения амплитуды пульсаций давления на поверхности пластины звукопоглощающим покрытием в зависимости от частоты.

a — Смесь 1, *b* — Смесь 2; символы — экспериментальные данные, линии — расчет.

возмущений ослабляется звукопоглощающим покрытием на 10–20 % в зависимости от частоты начальных возмущений.

Заключение

Расчетно-экспериментальным методом получены данные по динамике развития возмущений в вязком ударном слое на пластине, обтекаемой гиперзвуковым высокотемпературным ($M_\infty = 6-8$, $T_0 = 2000-2500$ К) колебательно-возбужденным потоком смесей углекислого газа и воздуха при воздействии внешних акустических возмущений быстрой моды с частотами в диапазоне от 20 до 160 кГц.

Показано согласование расчетных и экспериментальных данных по положению ударной волны и интенсивности пульсаций давления на поверхности пластины в колебательно-возбужденном течении смеси CO_2 и воздуха. Получено, что увеличение концентрации углекислого газа в смеси с воздухом из-за усиления степени возбуждения молекул CO_2 приводит к снижению интенсивности возмущений давления на поверхности.

Проведена оценка влияния звукопоглощающего покрытия на интенсивность возмущений в колебательно-возбужденных гиперзвуковых потоках смесей углекислого газа и воздуха, показано снижение пульсаций давления на поверхности пластины на 10–20 % в зависимости от частоты развивающихся возмущений.

Список литературы

1. Мэк Л.М. Линейная теория устойчивости и проблемы перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковом течении // Ракетная техника и космонавтика. 1975. Т. 13, № 3. С. 31–47.
2. Malik M.R., Spall R.E. On the stability of compressible flow past axisymmetric bodies // J. Fluid Mech. 1991. Vol. 228. P. 443–463.
3. Осипов А.И., Уваров А.В. Кинетические и газодинамические процессы в неравновесной молекулярной физике // Успехи физических наук. 1992. Т. 162, № 11. С. 1–42.
4. Лунев В.В. Течение реальных газов с большими скоростями. Москва: Физматлит, 2007. 760 с.
5. Бойко А.В., Кириловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // Прикл. механика и технич. физика. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
6. Germain P., Hornung H.G. Transition on a slender cone in hypervelocity flow // Exp. Fluids. 1997. Vol. 22. P. 183–190.
7. Bertolotti F.P. The influence of rotational and vibrational energy relaxation on boundary-layer stability // J. Fluid Mech. 1998. Vol. 372. P. 93–118.
8. Fujii K., Hornung H.G. Experimental investigation of high-enthalpy effects on attachment line boundary layer transition // AIAA J. 2003. Vol. 41, No. 7. P. 1282–1291.
9. Григорьев Ю.Н., Ершов И.В. Устойчивость течений релаксирующих молекулярных газов. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2012. 230 с.

10. **Кириловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В., Цырюльников И.С.** Влияние колебательной релаксации на развитие возмущений в ударном слое на пластине // Журнал технической физики. 2015. Т. 85, вып. 5. С. 12–22.
11. **Fedorov A.V., Malmuth N.D., Rasheed A., Hornung H.G.** Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings // AIAA J. 2001. Vol. 39, No. 4. P. 605–610.
12. **Fedorov A.V., Shplyuk A.N., Maslov A.A., Burov E.V., Malmuth N.D.** Stabilization of hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorptive coating // J. Fluid Mech. 2003. Vol. 479. P. 99–124.
13. **Цырюльников И.С., Маслов А.А., Миронов С.Г., Поплавская Т.В., Кириловский С.В.** Об эффективности метода звукопоглощающих покрытий в колебательно-возбужденном гиперзвуковом потоке // Письма в журнал технической физики. 2015. Т. 41, вып. 4. С. 61–67.
14. **Бунтин Д.А., Громько Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А.** Об определении положения ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя оптическими методами // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 6. С. 797–800.
15. **Петров Н.В., Кириловский С.В., Поплавская Т.В., Шоев Г.В.** Численное исследование неравновесных течений с помощью различных моделей колебательной релаксации // Письма в журнал технической физики. 2016. Т. 42, вып. 13. С. 72–79.
16. **Ландау Л.Д., Теллер Е.** К теории дисперсии звука / Л.Д. Ландау. Собрание трудов. М.: Наука, 1969. Т. 1. С. 181–188.
17. **Samas M.** CO₂ relaxation processes in shock waves // Fundamental Phenomena in Hypersonic Flow / Ed. J.G. Hall. Ithaca, N.Y.: Cornell University Press, 1966. P. 195–215.
18. **Шоев Г.В., Бондарь Е.А., Облапенко Г.П., Кустова Е.В.** Разработка и апробация методики численного моделирования термически неравновесных диссоциирующих течений в ANSYS Fluent // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 2. С. 159–171.
19. **Roe P.L.** Characteristic based schemes for the Euler equations // Annual Review of Fluid Mechanics. 1986. Vol. 18. P. 337–365.
20. **Маслов А.А., Миронов С.Г., Поплавская Т.В., Цырюльников И.С., Кириловский С.В.** Воздействие звукопоглощающих материалов на интенсивность возмущений в ударном слое пластины, расположенной под углом атаки // Прикл. механика и технич. физика. 2012. Т. 53, № 2. С. 21–32.

Статья поступила в редакцию 31 мая 2016 г.