

УДК 532.526

Экспериментальное исследование влияния инъекции тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость*

В.И. Лысенко, Б.В. Смородский, Ю.Г. Ермолаев, А.Д. Косинов

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

E-mail: vl@itam.nsc.ru

Проведены экспериментальные исследования по влиянию распределенного вдува тяжелого газа (элегаза SF₆) в пристеночный слой сверхзвукового (число Маха набегающего потока M_∞ = 2) пограничного слоя плоской пластины на его устойчивость к естественным возмущениям. Получено, что при инъекции тяжелого газа в линейной области развития поля возмущений происходит стабилизация пограничного слоя. Впервые экспериментально показано, что при инъекции элегаза возмущения на частотах более 15 кГц затухают в исследованном диапазоне значений продольной координаты.

Ключевые слова: сжимаемый пограничный слой, проникаемая поверхность, вдув, тяжелый газ, гидродинамическая устойчивость.

Введение

В ряде задач возникает вопрос об управлении пограничным слоем. Одним из методов управления является отсасывание газа из пограничного слоя через проникаемую поверхность, с помощью чего можно замедлить процесс турбулизации пограничного слоя (стабилизирующая роль отсасывания объясняется уменьшением толщины пограничного слоя и формированием более устойчивого профиля скорости). Стабилизация течения (как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях) обсуждается в монографиях [1, 2]. В исследованиях пограничного слоя при отсасывании необходимо учитывать свойства проникаемых поверхностей, которые могут существенно влиять на состояние течения. Впервые влияние свойств проникаемого покрытия на устойчивость пограничного слоя при малых сверхзвуковых скоростях потока рассматривалось в теоретическом исследовании [3]. В нем было предложено импедансное соотношение, связывающее возмущения скорости и давления на проникаемой поверхности с учетом сжимаемости газа. Долгое время эта теоретическая работа была единственной в мире, а экспериментальные исследования этой проблемы не проводились, что было обусловлено в первую очередь отсутствием качественного проникаемого материала. Однако в настоящее время ситуация изменилась.

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-01-00070-а) и ИСГЗ ФАНО (проект № 0323-2016-0009).

В последние годы были проведены эксперименты по устойчивости как гиперзвукового [4–7], так и сверхзвукового пограничных слоев [8–10]. Полученные результаты указывают на удовлетворительное их соответствие данным расчетов, выполненным на основе линейного подхода [3] (в частности, в исследованиях [11, 12] для гиперзвуковых скоростей и в работах [8–10] для сверхзвуковых скоростей). В работах [8–10] при определении положения ламинарно-турбулентного перехода и исследовании устойчивости пограничного слоя как к естественным, так и к искусственным возмущениям, было установлено, что пористое покрытие ускоряет переход и оказывает дестабилизирующее воздействие на первую моду возмущений. Вместе с тем стабилизировать сверхзвуковой пограничный слой можно с помощью инжекции — вдувая другой газ в пристенную зону течения.

В работах [13–17] рассматривался вдув углекислого газа в пограничный слой на модели острого конуса при гиперзвуковом числе Маха. Эксперименты проводились в высокоэнтальпийной ударной трубе Т-5 Калифорнийского технологического института, имеющей характерное время пуска не более 2 мс. Предложенный в исследовании [13] метод управления переходом основан на экспериментальном факте, состоящем в том, что в высокотемпературных гиперзвуковых течениях переход в пограничном слое в углекислом газе происходит при большем числе Рейнольдса в сравнении с пограничными слоями в воздухе и азоте. Этот эффект связан с дополнительным затуханием ответственной за переход гиперзвуковых слоев второй (акустической) моды неустойчивости. Такой результат объясняется низкой энергией диссоциации и большим количеством вибрационных мод молекул CO_2 . Описанные явления не имеют места в сверх- и тем более в дозвуковых течениях. В работе [14] были изложены результаты экспериментов по переходу, которые проводились на модели острого конуса в импульсной установке Т-5. Выполнялись измерения среднего теплового потока на поверхности модели с помощью термопар. Был отмечен рост числа Рейнольдса перехода при увеличении параметра инжекции углекислого газа в пограничный слой. До настоящего времени эксперименты по устойчивости в установке с коротким временем пуска и с использованием указанных инерционных датчиков не проводились. Однако в работе [16] были выполнены расчеты на основе линейной теории устойчивости (ЛТУ) с применением метода e^N , которые показали, что учет вибрационной неравновесности молекул CO_2 приводит к уменьшению степеней роста возмущений второй моды неустойчивости.

Наконец, в работе [17] были изложены результаты экспериментов по переходу без инжекции с поверхности модели, в среде, представляющей собой смесь азота и углекислого газа в различной пропорции. В частности, было получено, что число Рейнольдса перехода пограничного слоя на модели конуса в потоке данной газовой смеси увеличивается с увеличением энтальпии торможения.

В отличие от экспериментов, описанных в работах [13–17], эксперименты, представленные в настоящей работе, проводились в установке непрерывного действия (типичное время пуска 30–40 мин) при меньшем (сверхзвуковом) числе Маха ($M = 2$) и с использованием метода высокочастотной термоанемометрии. При этом механизм стабилизации течения в пограничном слое в рассматриваемом случае не связан с высокотемпературной диссоциацией углекислого газа, но имеет более фундаментальную природу, а именно — он связан с модификацией профилей среднего течения, что впервые было предложено в пионерской работе [18]. В настоящей работе предпринята попытка воздействия на неустойчивость первой (вихревой) моды путем инжекции стороннего газа, в отличие от работ [13–17], где усилия были направлены на подавление второй (акустической) моды неустойчивости, определяющей переход гиперзвуковых слоев.

Как показали расчеты [19], стабилизировать сверхзвуковой пограничный слой можно, вдувая тяжелый газ в пристенную зону пограничного слоя, тем самым выгодно изменяя профиль плотности поперек пограничного слоя, повышая его устойчивость.

В более ранней работе [20], посвященной изучению влияния инъекции тяжелого газа на переход сверхзвукового пограничного слоя, авторы провели первый (предварительный) эксперимент по исследованию ее влияния на устойчивость пограничного слоя. В нем были получены кривые нарастания амплитуды возмущений по продольной координате лишь на одной частоте $f = 10$ кГц. Настоящая работа является продолжением этого исследования на разных частотах для получения зависимостей степеней нарастания возмущений от частоты последних. Таким образом, цель данных исследований заключается в более глубоком экспериментальном исследовании влияния инъекции тяжелого газа (элегаза SF_6) в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость к естественным возмущениям при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$.

1. Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [21] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, температуре торможения потока $T_0 \approx 290$ К и значении единичного числа Рейнольдса $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

В качестве модели (рис. 1) использовалась теплоизолированная плоская пластина, изготовленная из нержавеющей стали Х18Н9Т, длиной 440, толщиной 10 и шириной 200 мм с носиком, скошенным под углом 14° , и радиусом притупления передней кромки около 0,05 мм. Начало отсчета используемой в дальнейшем продольной (вдоль направления внешнего течения) координаты x находится на передней кромке модели. На участке $x = 50 \div 170$ мм рабочей поверхности (на всю ширину пластины) в модели был сформирован паз, куда вставлялась заподлицо с основной поверхностью модели пористая вставка-пластинка с пористостью 39%, с чистотой фильтрации (аналог размера пор) 10 мкм и толщиной 2,5 мм (с шероховатостью поверхности $R_z \approx 11\text{--}12$ мкм, определенной с помощью оптического профилометра Zygo New View 7300). Эта вставка выполнена из пористой нержавеющей стали ПНС-8 (рис. 2), производимой Выксунским металлургическим заводом (спеченной из порошка, размер зерен около 70 мкм). В силу конструкции модели, проницаемая часть пористой вставки располагалась на участке $x = 65 \div 155$ мм и $z = \pm 85$ мм (от оси модели). Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки.

Рис. 1. Экспериментальная модель в плане. Штриховкой показана пористая вставка ($x = 50\text{--}170$ мм), двойной штриховкой — проницаемая часть пористой вставки, через которую осуществлялась инъекция тяжелого газа ($x = 65\text{--}155$ мм).

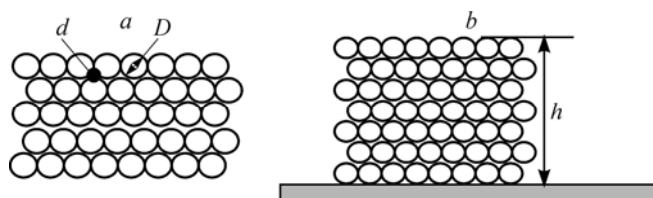
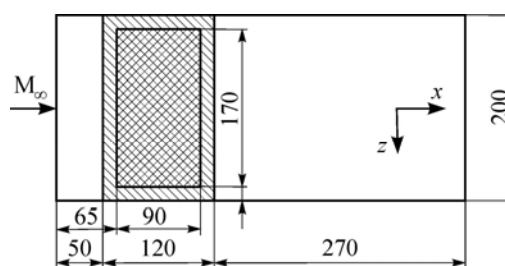


Рис. 2. Схематичное представление пористой вставки. a — вид в плане, b — поперечное сечение.

Экспериментальная модель располагалась в рабочей части установки в потоке воздуха, а в качестве газа, который инжектировался в пограничный слой сквозь проникаемую поверхность, был выбран элегаз (гексафторид серы — SF₆). Это тяжелый газ с молекулярным весом $m_1 = 146,07$ (плотность при стандартных условиях $\rho = 6,15 \text{ кг/м}^3$), т.е. приблизительно в 5 раз тяжелее воздуха. Эксперименты проводились при вдуве элегаза в пристенную область пограничного слоя с расходом $Q = 0,085 \text{ г/(см}^2 \cdot \text{мин)}$. Измерения устойчивости пограничного слоя к естественным возмущениям выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с одноточечным датчиком из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика составляла 0,8, вследствие этого можно утверждать, что фиксировались преимущественно пульсации массового расхода. Исследования естественных возмущений в пограничном слое модели проводились вблизи максимума пульсаций при $E = \text{const}$ (E — среднее напряжение в диагонали моста термоанемометра), что соответствовало линии равного массового расхода. Пульсационные и средние характеристики потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных, которой оборудована аэродинамическая труба Т-325. Пульсационное напряжение с термоанемометра записывалось в персональный компьютер с помощью двенадцатиразрядного амплитудно-цифрового преобразователя с частотой отсчетов 750 кГц. Длина реализаций составляла 65536 точек. В каждой точке для контроля повторяемости результатов выполнялось по четыре измерения. Среднее напряжение термоанемометра фиксировалось вольтметром Agilent 34401A и записывалось в компьютер через последовательный порт. Показания средних и пульсационных характеристик поля потока снимались в основном через каждые 2 мм по продольной координате x . Амплитудно-частотный спектр $A(f, x)$ рассчитывался как результат осреднения спектров мощности, которое выполнялось по 101 точке, что соответствовало полосе 1,1 кГц.

2. Расчетный метод

Динамика бинарной смеси вязких теплопроводных сжимаемых газов описывается общей системой дифференциальных уравнений в частных производных, представленной в работах [22, 23]. Наиболее важными параметрами, влияющими на динамику смеси, являются m_2, m_1 — молекулярные веса и C_{p2}, C_{p1} — удельные теплоемкости основного газа и примеси соответственно. Из этих общих уравнений в работе [24] была выведена система уравнений для описания течения в двумерном стационарном сверхзвуковом пограничном слое бинарной смеси газов в отсутствие химических реакций и в приближении локальной автомодельности течения. В ней учитываются эффекты диффузии примеси поперек пограничного слоя и влияние продольных градиентов давления. При этом наиболее важным параметром, влияющим на динамику пограничного слоя, является параметр инжекции примеси с поверхности модели

$$-f_w = \bar{\rho}_w \bar{V}_w \text{Re},$$

где $\bar{\rho}_w$ — плотность смеси на стенке, нормированная на величину плотности на внешней границе пограничного слоя, \bar{V}_w — безразмерная нормальная компонента скорости на стенке, Re — число Рейнольдса, построенное по масштабу Блазиуса ламинарного пограничного слоя. Можно видеть, что параметр инжекции фактически является нормированным массовым расходом смеси по нормали к проникаемой поверхности. Расчеты коэффициентов вязкости и теплопроводности компонентов бинарной смеси, а также коэффициента диффузии примеси проводились в рамках кинетической теории с использованием потенциала Леннарда–Джонса [22]. Вязкость и теплопроводность смеси рассчитывалась с помощью полуэмпирической формулы Уилки [25]. Для расчета коэффициента теплопроводности многоатомных газов учитывалась также поправка Эйкена. Наконец,

краевая задача для уравнений пограничного слоя бинарной смеси газов интегрировалась численно при помощи метода Рунге–Кутты четвертого порядка. Для выполнения граничных условий применялись метод стрельбы и Ньютоновы итерации. Уравнения, граничные условия и численные методы, использовавшиеся в настоящей работе, более подробно представлены в публикации [24].

Линейная теория устойчивости для течения в пограничном слое бинарной смеси была развита в работе [26]. В результате линеаризации безразмерных уравнений движения вязкой теплопроводной бинарной смеси газов для возмущений, представленных в виде набора квазигармонических по пространству и времени волн вида $q(x, y, z, t) = \tilde{q}(y) \exp i(\alpha x + \beta z - \alpha C t)$, приходим к следующей системе обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{\rho} + \frac{d\tilde{\rho}}{d\bar{y}}\tilde{v} + \tilde{\rho}\left(i(\alpha\tilde{u} + \beta\tilde{w}) + \frac{d\tilde{v}}{d\bar{y}}\right) &= 0, \\ \tilde{\rho}\left(i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{u} + \frac{d\tilde{U}}{d\bar{y}}\tilde{v}\right) &= -\frac{i\alpha\tilde{p}}{\gamma_e M_e^2} + \frac{\bar{\mu}}{\text{Re}} \cdot \frac{d^2\tilde{u}}{d\bar{y}^2}, \\ \tilde{\rho}i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{v} &= -\frac{1}{\gamma_e M_e^2} \cdot \frac{d\tilde{p}}{d\bar{y}}, \\ \tilde{\rho}i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{w} &= -\frac{i\beta\tilde{p}}{\gamma_e M_e^2} + \frac{\bar{\mu}}{\text{Re}} \cdot \frac{d^2\tilde{w}}{d\bar{y}^2}, \\ i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{c} + \frac{d\tilde{c}}{d\bar{y}}\tilde{v} &= \frac{\bar{\mu}}{\text{ReSm}} \cdot \frac{d^2\tilde{c}}{d\bar{y}^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\tilde{\rho}\left(i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{h} + \frac{d\tilde{h}}{d\bar{y}}\tilde{v}\right) = \frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e} i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{p} + \frac{\bar{\mu}}{\text{RePr}} \cdot \frac{d^2\tilde{h}}{d\bar{y}^2} + \frac{\bar{\mu}}{\text{Re}} (\bar{h}_1 - \bar{h}_2) \left(\frac{1}{\text{Sm}} - \frac{1}{\text{Pr}}\right) \frac{d^2\tilde{c}}{d\bar{y}^2},$$

где (α, β) — продольное и трансверсальное волновые числа, $\omega = \alpha C = \omega^* \delta / U_e = 2\pi f \delta / U_e = F \text{Re}$ — безразмерная частота, $C = \omega / \alpha = F \text{Re} / \alpha$, $F = 2\pi f \mu_e / \rho_e U_e^2$ — частотный параметр, f — размерная частота (Гц), $(\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{h}, \tilde{c})$ — пульсации трех компонент: скорости, энтальпии и концентрации примеси соответственно. Система (1) решается при следующих однородных граничных условиях на поверхности и на внешней границе пограничного слоя:

$$\begin{aligned} \left(\tilde{u}, \tilde{w}, \tilde{h}, f_w \tilde{c} - \bar{\rho}_w \bar{D}_{12} \frac{d\tilde{c}}{d\bar{y}}\right) &= 0 \quad \text{при } (\bar{y} = 0), \\ (\tilde{u}, \tilde{w}, \tilde{h}, \tilde{c}) &\rightarrow 0 \quad \text{при } (\bar{y} \rightarrow \infty). \end{aligned} \quad (2)$$

Интегрирование задачи (1)–(2) на собственные значения проводилось численно с использованием метода ортогонализаций [23]. Более подробно уравнения устойчивости и численный метод обсуждался в работе [19].

3. Результаты

Эксперименты по исследованию устойчивости пограничного слоя к естественным возмущениям проводились при $\text{Re}_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и при значениях расхода элегаза $Q = 0$ и $0,085 \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{мин})$. Полученные экспериментальные данные сравнивались с результатами

расчетов по изложенной выше линейной теории устойчивости, а также с результатами экспериментов и расчетов для гладкой плоской пластины (при гладкой непористой вставке-пластинке из нержавеющей стали вместо пористой). В расчете подбиралось такое значение трансверсального волнового числа β , при котором достигалось наилучшее совпадение с экспериментом на непроницаемой гладкой пластине. Вычисления показали, что при единичном числе Рейнольдса $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ наилучшее согласование теоретических кривых нарастания амплитуд возмущений с экспериментальными данными для изученного диапазона частот достигается при угле наклона волнового вектора возмущений относительно основного течения $\chi = \arctan(\beta/\alpha) = 40^\circ$. Это значение χ использовалось в расчетах кривых нарастания возмущений на пластине как с пористой, так и с гладкой вставками.

На рис. 3 приведены экспериментальные и расчетные (при $\chi = 40^\circ$) кривые нарастания амплитуды возмущений $A = A(x)$ по продольной координате x на частоте $f = 20 \text{ кГц}$ для трех случаев: 1 — гладкая вставка, 2 — пористая вставка без вдува элегаза ($Q = 0$), 3 — пористая вставка с вдувом элегаза ($Q = 0,085 \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{мин})$). Видно, что, в отличие от результата работы [20] (для $f = 10 \text{ кГц}$), возмущения на этой более высокой частоте в полном согласовании с расчетами не нарастают в исследованном диапазоне значений продольной координаты x , т.е. стабилизируются под влиянием инжекции элегаза.

На рис. 4 приведено сравнение обезразмеренных экспериментальных (символы) и расчетных (штриховые линии ($\chi = 40^\circ$) и сплошная линия ($\chi = 30^\circ$)) зависимостей степеней нарастания возмущений $-\alpha_i x / Re$ от частоты возмущения f для $x = 115 \text{ мм}$. Здесь 1 — непроницаемая сплошная вставка, 2 — пористая вставка без вдува, 3 — пористая вставка, но с инжекцией SF_6 ($Q = 0,085 \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{мин})$). Рисунок демонстрирует экспериментальное подтверждение теоретических выводов [19] о стабилизирующем действии инжекции тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой. Следует отметить, что такая инжекция подавляет, прежде всего, рост более высокочастотных возмущений. При этом

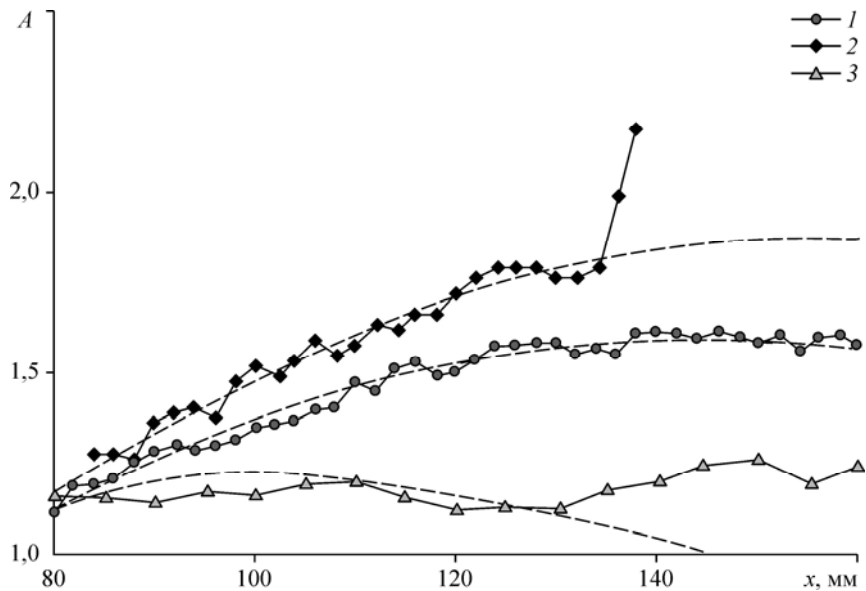


Рис. 3. Кривые нарастания амплитуды естественных возмущений $A = A(x)$ на частоте $f = 20 \text{ кГц}$ по продольной координате x .

Сравнение эксперимента (символы) и расчета по линейной теории устойчивости (штриховые линии) при $\chi = 40^\circ$; 1 — непроницаемая вставка, 2 — пористая вставка без вдува, 3 — пористая вставка с инжекцией SF_6 ($Q = 0,085 \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{мин})$); $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

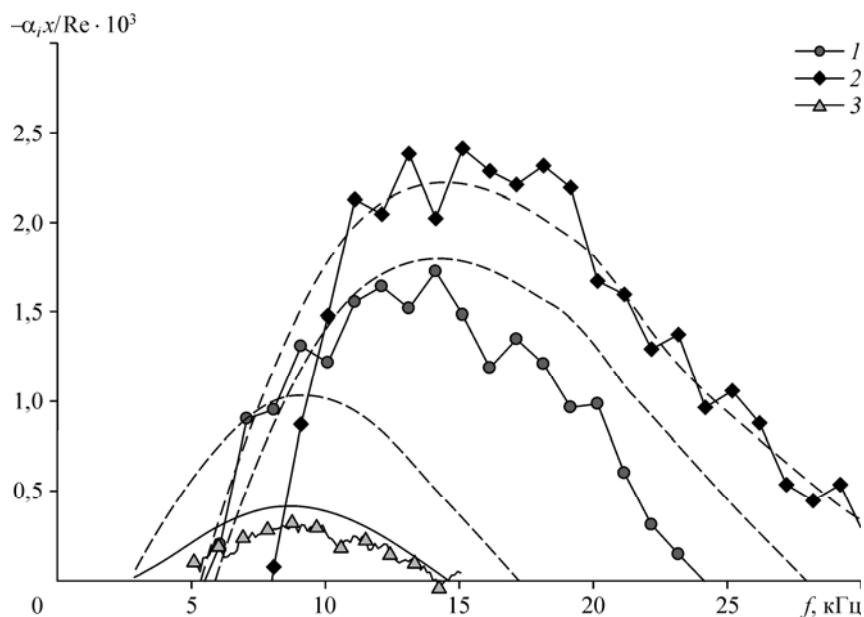


Рис. 4. Сравнение обезразмеренных экспериментальных (символы) и расчетных (при $\chi = 40^\circ$ — штриховые линии, при $\chi = 30^\circ$ (с инъекцией) — сплошная линия) зависимостей степеней нарастания возмущений $-\alpha_i x / Re$ от частоты возмущения f . Обозначения см. на рис. 3.

пик в распределении скоростей линейного пространственного роста возмущений по частоте смещается в область низких частот, а его величина уменьшается.

На рис. 3, 4 видно, что если пористость поверхности (без вдува) дестабилизирует сверхзвуковой ($M_\infty = 2$) пограничный слой, неустойчивость которого обусловлена ростом первой моды возмущений, то инъекция тяжелого газа приводит к существенной стабилизации пограничного слоя, причем пограничный слой с инъекцией тяжелого газа становится более устойчивым, чем течение на гладкой непроницаемой поверхности.

Выводы

Проведено экспериментальное исследование влияния распределенного вдува тяжелого газа (элегаза SF_6) в пристенную зону сверхзвукового пограничного слоя на его устойчивость к естественным возмущениям при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Выполнено сравнение результатов экспериментов с данными расчетов. Экспериментально подтверждены выводы линейной теории устойчивости о том, что инъекция тяжелого газа стабилизирует течение в сверхзвуковом пограничном слое. Впервые экспериментально показано, что при инъекции элгаса возмущения на частотах более 15 кГц затухают в исследованном диапазоне значений продольной координаты.

Список литературы

1. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. М.: Ижевск: НИЦ РХД, Ин-т компьютерных исслед., 2006. 304 с.
2. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. Гапонов С.А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на проницаемой поверхности с теплообменом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 1. С. 41–46.
4. Фомин В.М., Федоров А.В., Шиплюк А.Н., Маслов А.А., Буров Е.В., Малмут Н.Д. Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя покрытиями, поглощающими ультразвук // Докл. РАН. 2002. Т. 384, № 2. С. 197–201.

5. **Фомин В.М., Федоров А.В., Козлов В.Ф., Шиплюк А.Н., Маслов А.А., Буров Е.В., Малмут Н.Д.** Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя поглощающими ультразвуком покрытиями с регулярной микроструктурой // Докл. РАН. 2004. Т. 399, № 5. С. 633–637.
6. **Chokani N., Bountin D.A., Shipluk A.N., Maslov A.A.** Nonlinear aspects of hypersonic boundary-layer stability on a porous surface // AIAA J. 2005. Vol. 43, No. 1. P. 149–155.
7. **Rasheed A., Hornung H.G., Fedorov A.V., Malmuth N.D.** Experiments on passive hypervelocity boundary-layer control using an ultrasonically absorptive surface // AIAA J. 2002. Vol. 40, No. 3. P. 481–489.
8. **Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Лысенко В.И., Семенов Н.В., Смородский Б.В.** Совместное влияние проницаемости и шероховатости поверхности на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Изв. РАН. МЖГ. 2014. № 5. С. 52–59.
9. **Garonov S.A., Ermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Lysenko V.I., Semionov N. V., Smorodsky B.V.** Stability of supersonic boundary layer on permeable surface // Archives of Mechanics. 2014. Vol. 66, No. 6. P. 453–466.
10. **Lysenko V.I., Garonov S.A., Smorodsky B.V., Yermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V.** Combined influence of coating permeability and roughness on supersonic boundary layer stability and transition // J. Fluid Mech. 2016. Vol. 798. P. 751–773.
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., Shipluk A.N., Maslov A.A., Burov E.V., Malmuth N.D.** Stabilization of a hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorptive coating // J. Fluid Mech. 2003. Vol. 479. P. 99–124.
13. **Leyva I.A., Laurence S., Beierholm A.W.-K., Hornung H.G., Wagnild R., Candler G.** Transitional delay in hypersonic boundary layers by means of CO₂/ acoustic instability interactions // AIAA paper. 2009. No. 2009-1287.
14. **Leyva I.A., Jewell J.S., Laurence S., Hornung H.G., Shepherd J.E.** On the impact of injection schemes on transition in hypersonic boundary layers // AIAA paper. 2009. No. 2009-7204.
15. **Jewell J.S., Leyva I.A., Parziale N.J., Shepherd J.E.** Effect of gas injection on transition in hypervelocity boundary layers // Proc of the 28th Intern. Symp. on Shock Waves, University of Manchester, July 17–22. 2011. Springer, 2012. P. 735–740.
16. **Wagnild R.M., Candler G.V., Leyva I.A., Jewell J.S., Hornung H.G.** Carbon dioxide injection for hypervelocity boundary layer stability // AIAA paper. 2010. No. 2010-1244.
17. **Jewell J.S., Wagnild R.M., Leyva I.A., Candler G.V., Shepherd J.E.** Transition within a hypervelocity boundary layer on a 5-degree half-angle cone in air/CO₂ mixtures // AIAA paper. 2013. No. 2013-0523.
18. **Shen S.F.** The theory of stability of compressible laminar boundary layers with injection of a foreign gas // NAVAORD Report 4467. 1957.
19. **Garonov S.A., Smorodsky B.V.** Supersonic boundary layer of binary mixture and its stability // Int. J. of Mechanics. 2016. Vol. 10. P. 312–319.
20. **Лысенко В.И., Смородский Б.В., Ермолаев Ю.Г., Гапонов С.А., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Яцких А.А.** Влияние инжекции тяжелого газа в пристеночный слой сверхзвукового пограничного слоя на его переход // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, № 1. С. 50–56.
21. **Багаев Г.И., Лебига В.А., Приданов В.Г., Черных В.В.** Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1972. С. 11–13.
22. **Гиршфельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р.** Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: ИЛ, 1961. 929 с.
23. **Гапонов С.А., Петров Г.В.** Устойчивость пограничного слоя неравновесно диссоциирующего газа. Новосибирск: Наука, 2013. 96 с.
24. **Гапонов С.А., Смородский Б.В.** Управление параметрами сверхзвукового пограничного слоя путем вдува инородного газа // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. 2015. № 1(16). С. 28–32.
25. **Дорренс У.Х.** Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966. 439 с.
26. **Garonov S.A., Smorodsky B.V.** Control of supersonic boundary layer and its stability by means of foreign gas injection through the porous wall // Int. J. of Theoretical and Applied Mechanics. 2016. Vol. 1. P. 97–103.

*Статья поступила в редакцию 23 мая 2017 г.,
после переработки — 3 июля 2017 г.*