

УДК 532.526
DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-3-26-38

Эксперименты по ламинаризации сверхзвукового пограничного слоя вдувом инородного газа

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

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

Аннотация

Проведены экспериментальные исследования влияния распределенной инжекции тяжелого газа (гексафторида серы, SF₆) в пристенный подслой сверхзвукового (при числе Маха $M = 2$) пограничного слоя плоской пластины на его устойчивость к искусственным (контролируемым) возмущениям. Впервые в экспериментах с контролируемыми возмущениями получено, что такой вдув тяжелого газа приводит к стабилизации пограничного слоя, проявляющейся в уменьшении скоростей роста возмущений. Получено хорошее согласование экспериментальных данных с результатами расчетов по линейной теории устойчивости.

Ключевые слова

сверхзвуковой пограничный слой, гидродинамическая устойчивость, ламинарно-турбулентный переход, проницаемые покрытия, инжекция, бинарная газовая смесь

Источник финансирования

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-01-00070-а) и в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7).

Для цитирования

Лысенко В. И., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Яцких А. А., Косинов А. Д. Эксперименты по ламинаризации сверхзвукового пограничного слоя вдувом инородного газа // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 3. С. 26–38. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-3-26-38

Experiments on Supersonic Boundary Layer Laminarization by Means of Foreign-Gas Injection

**V. I. Lysenko, B. V. Smorodsky, Yu. G. Yermolaev
A. A. Yatskih, A. D. Kosinov**

*S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation*

Abstract

Experimental investigation of the influence of the distributed heavy gas (sulfur hexafluoride, SF₆) injection into the near-wall sub-layer of a boundary layer on the hydrodynamic stability in relation to controlled disturbances of the supersonic flat-plate boundary-layer at free-stream Mach number $M = 2$ have been performed. It was for the first time in controlled experiments obtained that injection of this foreign gas leads to the boundary-layer stabilization that is manifested in reduction of disturbance amplification rates. Good quantitative agreement of collected experimental data with computations based on the linear stability theory is obtained.

Keywords

supersonic boundary layer, hydrodynamic stability, laminar-turbulent transition, permeable coatings, injection, binary gas mixture

© В. И. Лысенко, Б. В. Смородский, Ю. Г. Ермолаев, А. А. Яцких, А. Д. Косинов, 2019

Funding

The research was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of Russian state academies of sciences in 2013–2020 (project AAAA-A17-117030610125-7, no. 0323-2018-0009) and was also supported by Russian Foundation for Basic Research (project no. 18-01-00070a)

For citation

Lysenko V. I., Smorodsky B. V., Yermolaev Yu. G., Yatskih A. A., Kosinov A. D. Experiments on Supersonic Boundary Layer Laminarization by Means of Foreign-Gas Injection. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 3, p. 26–38. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-3-26-38

Введение

Некоторые задачи механики жидкости и газа связаны с управлением пограничным слоем и, в частности, его ламинарно-турбулентным переходом. Одним из доступных методов управления является отсос газа из пограничного слоя через проницаемую поверхность. Это может замедлить процесс турбулизации пограничного слоя. Стабилизирующее действие отсасывания газа из пограничного слоя объясняется уменьшением его толщины и формированием более устойчивых профилей скорости. Проблема стабилизации течений (как для дозвуковых, так и для сверхзвуковых скоростей обтекания) рассматривалась, например, в монографиях [1; 2].

К сожалению, проницаемые пористые покрытия всегда имеют ненулевую шероховатость. По этой причине их влияние на переход обусловлено как проницаемостью (благодаря нестационарным течениям в каналах пористого покрытия), так и влиянием шероховатости.

При определении местоположения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) и исследовании устойчивости пограничного слоя к естественным и искусственным возмущениям в работе [3] было получено, что пористое покрытие ускоряет переход и оказывает дестабилизирующее влияние на первую моду неустойчивости пограничного слоя.

В [4–8] исследовалась инжекция двуокиси углерода (CO_2) в гиперзвуковой пограничный слой на остром конусе. Эксперименты проводились в высокоэнтальпийной ударной трубе Т-5 Калифорнийского технологического института, США. Характерное время пуска в этой установке – не более 2 мкс. Метод управления переходом, разработанный в [4], основан на экспериментально установленном факте, что переход высокотемпературного гиперзвукового пограничного слоя в углекислом газе происходит при более высоких числах Рейнольдса по сравнению с пограничными слоями в воздухе и азоте. Механизм этого явления объясняется более сильным затуханием второй (акустической) моды неустойчивости, доминирующей при переходе гиперзвукового слоя. Это поглощение энергии объясняется низкой энергией диссоциации и большим количеством колебательных мод молекул CO_2 . Этого не происходит в потоках с меньшими числами Маха – в сверхзвуковых и, тем более, дозвуковых пограничных слоях. В [5] представлены результаты измерений по переходу, выполненных в Т-5 на модели острого конуса. С помощью термопар измерялось распределение среднего теплового потока на поверхности модели. Было установлено, что число Рейнольдса перехода увеличивается с увеличением скорости инжекции углекислого газа в пограничный слой.

Однако вплоть до настоящего времени эксперименты по устойчивости пограничного слоя в импульсных установках и с использованием таких датчиков не проводились. В статье [8] представлены результаты расчетов по линейной теории устойчивости (ЛТУ) с применением метода e^N . Эти расчеты показали, что учет колебательного неравновесия молекул CO_2 способствует уменьшению скорости нарастания второй моды неустойчивости.

Наконец, в статье [7] представлены результаты экспериментов по переходу, выполненных без инжекции, но для случая, когда газ представлял собой смесь азота и углекислого газа, взятых в разных пропорциях. Авторы пришли к заключению о том, что число Рейнольдса перехода пограничного слоя на конической модели для такой газовой смеси увеличивается при увеличении полной энтальпии потока.

Представленные в настоящей работе эксперименты проводились в других условиях по сравнению с [4–8]. Наши измерения проводились в аэродинамической трубе непрерывного действия с типичным временем пуска 40 минут, при меньшем, сверхзвуковом, числе Маха $M = 2$ и с использованием высокочастотной термоанемометрии для сбора данных. В нашем случае механизм стабилизации течения в пограничном слое не объясняется высокотемпературной диссоциацией молекул углекислого газа, он имеет другую природу. Этот механизм связан с изменением профилей среднего течения [9]. Здесь мы предпринимаем попытку повлиять на неустойчивость первой (вихревой) моды путем вдува инородного газа. Это отличается от механизмов, сформулированных в [4–8], где усилия экспериментаторов были направлены на подавление второй (акустической) моды неустойчивости, доминирующей при переходе гиперзвуковых пограничных слоев.

Теоретические оценки, представленные в [10], показывают, что стабилизация сверхзвукового пограничного слоя возможна путем закачки тяжелого газа в пристенный подслой этого пограничного слоя. При этом происходит благоприятная деформация среднего течения (оно становится более устойчивым) благодаря изменению профиля средней плотности пограничного слоя.

Эффект роста плотности в пристеночном слое сверхзвукового пограничного слоя полностью аналогичен влиянию охлаждения поверхности модели, которое при сверхзвуковых скоростях потока приводит к стабилизации возмущений первой моды [11].

Целью данной работы является экспериментальное и теоретическое исследование влияния распределенной (как нормальной, так и наклонной по отношению к обтекаемой поверхности) инжекции тяжелого газа (гексафторида серы, SF_6) в пристенный подслой пограничного слоя на линейную устойчивость к искусственным (контролируемым) возмущениям плоского сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M = 2$.

Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН [12] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, температуре торможения $T_0 \approx 290$ К и значениях единичного числа Рейнольдса $Re_{1\infty} = (3 - 5) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Поскольку Т-325 – установка непрерывного действия, тепловые граничные условия на поверхности модели во время типичного пуска (~ 40 минут) соответствуют теплоизолированной стенке. Это означает, что температура стенки была равна температуре восстановления, и для выбранных M_∞ , T_0 она была несколько ниже температуры окружающей среды: $T_{\text{wall}} \approx 273$ К.

Модель представляла собой стальную плоскую пластину длиной 440 мм, толщиной 10 мм и шириной 200 мм, с острой передней кромкой, скошенной под углом 14° (с радиусом притупления $r_b \approx 0,05$ мм). Схема модели приведена на рис. 1. Начало отсчета продольной координаты x (в направлении свободного потока) находится на передней кромке модели. На участке рабочей поверхности $50 \leq x \leq 170$ мм (на всю ширину модели) в пластине был сделан паз глубиной 4,3 мм. В данный паз помещались различные сменные вставки в виде плоских пластинок различных пористости, размеров пор и т. д.

В силу конструктивных особенностей модели проникаемая часть пористой вставки располагалась на участке $65 \leq x \leq 155$ мм и $|z| \leq 85$ мм от оси модели.

В настоящей работе использовались две пластины-вставки.

Вставка 1 – пористая вставка из нержавеющей стали (рис. 2, а, б) с пористостью $\phi = 39\%$, чистотой фильтрации (аналог размера пор) $d \approx 10 \text{ мкм}$, толщиной $h = 2,5$ мм. Характерная величина шероховатости поверхности пластины $R_z \approx 11 \text{ мкм}$. Вставка была изготовлена из по-

ристой нержавеющей стали ПНС-8 (спеченная из металлического порошка с размером частиц $D \approx 70 \text{ }\mu\text{m}$), поставляемой Выксунским металлургическим заводом.

Вставка 2 – проницаемая перфорированная вставка из нержавеющей стали (рис. 2, в) с диаметром пор $200 < d < 260 \text{ }\mu\text{m}$, шагом пор $s = 1 \text{ мм}$, пористостью $\phi = 5\%$ и толщиной $h = 1 \text{ мм}$. Отверстия просверлены с помощью Nd:YAG лазера.

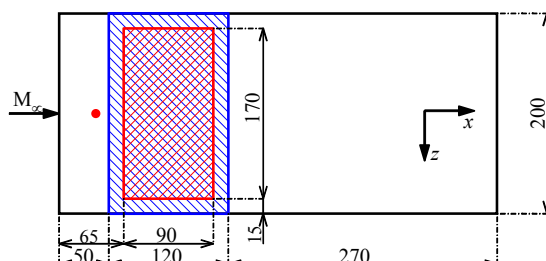


Рис. 1. Схема экспериментальной модели плоской пластины (вид сверху). Вся пористая вставка ($50 \leq x \leq 170 \text{ мм}$) показана штриховкой, проницаемая часть вставки, через которую осуществлялся вдув тяжелого газа ($65 \leq x \leq 155 \text{ мм}$), – двойной штриховкой. Положение источника возмущений обозначено малым кружком: $x_{\text{source}} = 37 \text{ мм}$

Fig. 1. Schematic of the experimental flat-plate model, plan view. The whole porous insert ($50 \leq x \leq 170 \text{ mm}$) is shown as a hatched region, whereas the permeable part of the insert where injection of a foreign gas was performed ($65 \leq x \leq 155 \text{ mm}$) is shown by the cross-hatching. The position of the disturbance generator is shown by the small circle: $x_{\text{source}} = 37 \text{ mm}$

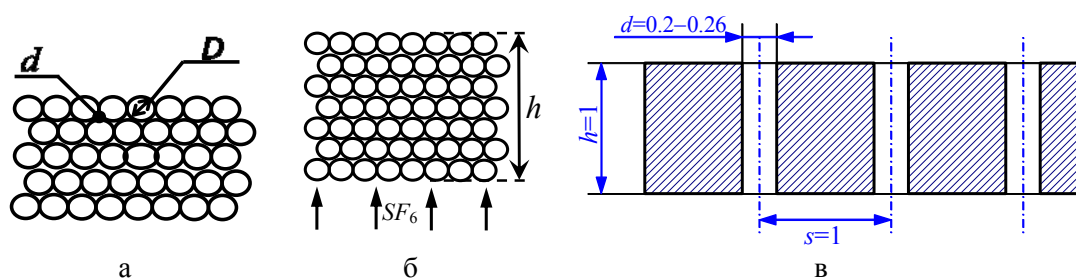


Рис. 2. Схематичное изображение проницаемых вставок: вставка 1, вид сверху (а), поперечное сечение (б); вставка 2 (в)

Fig. 2. Schematic of the permeable inserts: insert 1, plan view (a), cross-section (b); insert 2 (c)

Исследуемая пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части аэродинамической трубы под нулевым углом атаки. Искусственные контролируемые возмущения вводились в пограничный слой модели с помощью точечного источника на основе высокочастотного тлеющего разряда [13; 14]. Устойчивость пограничного слоя по отношению к контролируемым возмущениям определенной частоты измерялись одноточечным термоанемометром постоянного сопротивления с вольфрамовой нитью диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика составляла 0,8. Вследствие этого можно утверждать, что термоанемометр фиксировал преимущественно пульсации массового расхо-

да. Измерения нарастающих вниз по потоку возмущений проводились в окрестности максимума пульсаций поперек пограничного слоя, в слое $E = \text{const}$ (где E – среднее напряжение в диагонали моста термоанемометра), иными словами, вдоль линии постоянного значения массового расхода. Измерения возмущений проводились в окрестности линии $z = 0$ (соответствующей оси симметрии модели) при $|z| \leq 15$ мм, т. е. достаточно далеко от боковых стенок рабочей части трубы, расположенных при $|z| = 100$ мм).

Рабочая модель в экспериментах обтекалась потоком воздуха, а тяжелым газом, использовавшимся для вдува в пограничный слой, был гексафторид серы, SF_6 . Это газ с молекулярным весом $m_1 = 146,07$ (плотность газа в стандартных условиях $\rho = 6,15$ кг/м³), т. е. в пять раз тяжелее воздуха. Эксперименты проводились при различных значениях массового расхода Q примеси, впрыскиваемой в пограничный слой.

Пульсационные и средние параметры потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных, подробно описанной в [15; 16]. Пульсационное напряжение термоанемометра записывалось в компьютер с помощью аналого-цифрового преобразователя с частотой дискретизации 750 кГц, при этом длина реализации составила в основном 65536. Среднее напряжение моста измерялось вольтметром Agilent 34401A. Это напряжение записывалось в компьютер через последовательный порт. Измерения характеристик потока проводились с определенным шагом по продольной координате x . При последующей обработке собранных экспериментальных данных амплитудно-частотный спектр $A(f, x)$ рассчитывался путем усреднения измеренных спектров мощности.

Линейная теория устойчивости

Динамика бинарной смеси вязких теплопроводных сжимаемых газов может быть описана с помощью системы дифференциальных уравнений в частных производных [17; 18]. Определяющими параметрами динамики газовой смеси являются m_2 , m_1 – молекулярные веса, и C_{p2} , C_{p1} – удельные теплоемкости основного газа и примеси соответственно. На основе этих общих уравнений авторами [18; 19] получена система обыкновенных дифференциальных уравнений для описания течения в двумерном стационарном сверхзвуковом пограничном слое. Эта система уравнений сформулирована для бинарной смеси газов в отсутствие каких-либо химических реакций и в приближении локальной автомодельности течения [19]. Уравнения учитывают влияние диффузии примеси поперек пограничного слоя и влияние градиента давления в продольном направлении. Наиболее важным параметром, описывающим течение пограничного слоя, является параметр инжекции инородного газа через поверхность модели:

$$-f_w = \bar{\rho}_w \bar{V}_w \text{Re}. \quad (1)$$

Фактически это равенство является граничным условием для функции тока f , которая на поверхности модели должна принимать указанное выше значение. В (1) $\bar{\rho}_w = \rho_w / \rho_e$ – это плотность смеси на стенке, нормированная на соответствующее значение на внешней границе пограничного слоя, $\bar{V}_w = V_w / U_e$ – безразмерная нормальная составляющая скорости на поверхности, а Re – число Рейнольдса, построенное по масштабу Блазиуса ламинарного пограничного слоя. Введенный параметр инжекции (1) является, таким образом, нормированным массовым расходом примеси по нормали к проницаемой поверхности. Коэффициенты вязкости и теплопроводности для компонентов смеси, а также коэффициент диффузии примеси рассчитывались на основании кинетической теории с использованием потенциала Леннарда – Джонса [17]. Вязкость и теплопроводность бинарной смеси определялись с использованием полуэмпирической формулы Уилки [20]. Учитывалась также поправка Эйкена при расчете коэффициента теплопроводности многоатомных газов. Наконец, краевая задача для

уравнений пограничного слоя бинарной смеси интегрировалась численно с использованием метода Рунге – Кутты четвертого порядка. Для удовлетворения граничным условиям применялись метод стрельбы и ньютоновские итерации. Уравнения, граничные условия и численные методы подробно описаны в предыдущей публикации [19].

Линейная теория устойчивости для пограничного слоя бинарной газовой смеси была разработана авторами работы [10]. После линеаризации безразмерных уравнений движения вязкой теплопроводной бинарной газовой смеси для возмущений (без учета термодиффузии), представленных в виде набора квазигармонических в пространстве и времени волн $q(x, y, z, t) = \tilde{q}(y) \exp i(\alpha x + \beta z - \alpha C t)$, была получена система обыкновенных дифференциальных уравнений. Она решается для следующего набора однородных граничных условий на поверхности и на внешней границе пограничного слоя:

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

Для исследования пространственной устойчивости предполагается, что частота и трансверсальное волновое число являются действительными величинами, тогда как продольное волновое число $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ – комплексное. При этом волновые возмущения с $-\alpha_i > 0$ относятся к неустойчивым возмущениям, растущим вниз по течению, а возмущения с $-\alpha_i \leq 0$ являются устойчивыми и затухают с ростом x .

Полученная задача на собственные значения интегрировалась численно с использованием метода ортогонализаций [2]. Более подробно уравнения устойчивости и численный метод обсуждаются в [10].

Результаты

Влияние инъекции SF₆ на устойчивость пограничного слоя по отношению к искусственным (контролируемым) возмущениям для вставки I

Были проведены исследования развития поля искусственных возмущений, генерируемых в пограничном слое нашим источником. На рис. 3 показаны β -спектры, измеренные на частоте возбуждения $f = 14$ кГц (рис. 3, а) в экспериментах с моделью со сплошной вставкой, а также с проницаемой вставкой I при различной скорости инъекции элегаза Q (рис. 3, б–г) при $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Показаны нормированные (по величине максимума в первом сечении по x) среднеквадратичные амплитуды колебаний $A_{j\beta}$ в некоторых выбранных сечениях по x в зависимости от размерного продольного волнового числа β (рад/мм).

На рис. 3 видно, что вдув тяжелого газа заметно стабилизирует возмущения на частоте возбуждения $f = 14$ кГц.

Сравнение спектров возмущений показывает, что во всех четырех экспериментах, как со сплошной вставкой, так и со вставкой I, наиболее усиливающимися возмущениями в направлении вниз по потоку являются пульсации с $0,5 < |\beta| < 0,7$ рад/мм. Видно небольшое дестабилизирующее влияние пористости без инъекции элегаза (см. рис. 3, б) по сравнению с гладкой поверхностью (см. рис. 3, а). Однако увеличение скорости вдува тяжелого элегаза Q от нуля (см. рис. 3, б) до $Q = 0,085$ (см. рис. 3, в) и $Q = 0,18$ г/см²·мин (см. рис. 3, г) последовательно и заметно уменьшает скорости нарастания возмущений для всех β . Таким образом, пограничный слой стабилизируется, по крайней мере на частоте возбуждения $f = 14$ кГц.

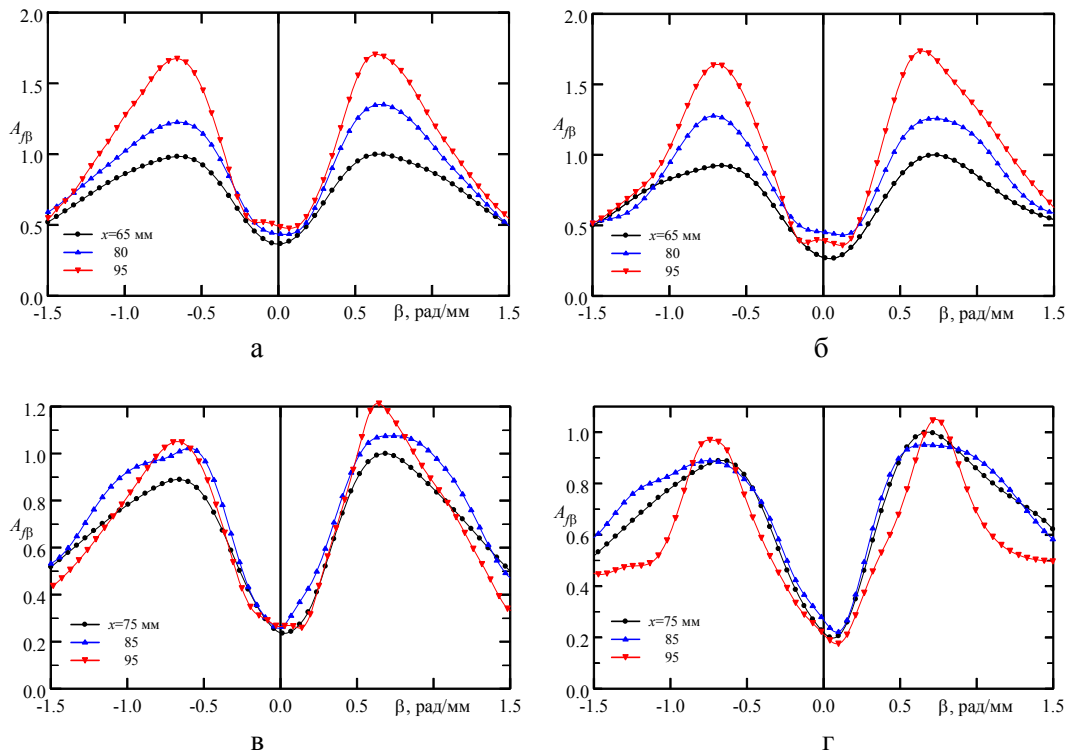


Рис. 3. Измеренные спектры возмущений: нормированные среднеквадратичные амплитуды пульсаций $A_{f\beta}$ в зависимости от трансверсального волнового числа β в различных сечениях по продольной координате $65 \leq x \leq 95$ мм: (а) сплошная вставка; (б–г) проницаемая вставка I ; (б) в отсутствие инъекции ($Q = 0$); (в) $Q = 0,085$ г/см²·мин; (г) $Q = 0,18$ г/см²·мин; $Re_1 = 5 \times 10^6$ м⁻¹, $f = 14$ кГц

Fig. 3. Measured disturbance spectra: normalized RMS fluctuation amplitudes $A_{f\beta}$ versus span-wise wave number β at various streamwise stations $65 \leq x \leq 95$ mm for: (a) solid impermeable insert; (b–d) permeable insert I ; (b) zero injection ($Q = 0$); (c) $Q = 0.085$ g/(cm²·min); (d) $Q = 0.18$ g/(cm²·min); $Re_1 = 5 \times 10^6$ m⁻¹, $f = 14$ kHz

На рис. 4 показано прямое сопоставление измеренных (символы) и рассчитанных (пунктирные линии) локальных скоростей пространственного усиления $-\alpha_i = -\alpha_i(\beta)$ для непроницаемой вставки и проницаемой вставки I при $x = 85$ мм. Экспериментальные скорости нарастания были определены с помощью полиномиальной регрессии измеренных данных для кривых нарастания возмущений $\ln A(x)$ с различными β . Затем инкременты определялись по обычной формуле $-\alpha_i = \partial \ln A(x) / \partial x$. Размерные значения пространственных скоростей роста показаны на рис. 4 как функции трансверсального волнового числа β .

На рис. 4 видна заметная стабилизация возмущений на частоте возбуждения $f = 14$ кГц при закачке тяжелого газа.

Сравнение измеренных и рассчитанных скоростей роста будем проводить вблизи максимумов инкрементов. В окрестности максимумов погрешность их экспериментального определения минимальна, и, как видно из рис. 4, согласование данных теории и эксперимента достаточно хорошее. Следует отметить, что даже вблизи максимумов измеренных спектров возмущений на частоте генератора (рис. 3) амплитуда возмущений массового расхода

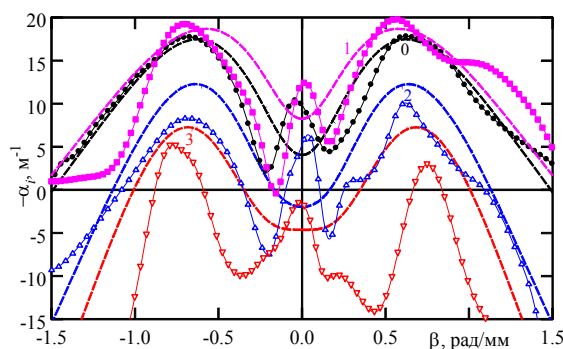


Рис. 4. Скорости пространственного роста возмущений $-\alpha_i$ в зависимости от трансверсального волнового числа β для: (0) непроницаемой вставки; (1–3) пористой вставки 1; (1) в отсутствие инъекции ($Q = 0$); (2) $Q = 0,085 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$; (3) $Q = 0,18 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$; $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, $x = 85 \text{ мм}$, $f = 14 \text{ кГц}$. Сравнение данных экспериментов (символы) и теории (пунктирные линии)

Fig. 4. Disturbance spatial amplification rates $-\alpha_i$ versus spanwise wave number β for impermeable solid insert (0); permeable insert 1 (1–3): zero injection ($Q = 0$) (1), $Q = 0.085 \text{ g/(cm}^2 \cdot \text{min)}$ (2), $Q = 0.18 \text{ g/(cm}^2 \cdot \text{min)}$ (3); $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$, $x = 85 \text{ mm}$, $f = 14 \text{ kHz}$. Comparison of measurements (symbols) with theory (dashed lines)

не превышает 1 % от среднего. На рис. 4 можно отметить также начало развития нелинейных процессов, происходящих в пограничном слое, что проявляется в аномальном росте квазидвумерных волн с малыми значениями трансверсального волнового числа $|\beta| < 0,15 \text{ рад/мм}$. Несмотря на существование нелинейности поля возмущений, развитие доминирующих волн с $0,5 < |\beta| < 0,8 \text{ рад/мм}$, происходит в полном согласии с линейной теорией устойчивости.

Влияние инъекции SF_6 на устойчивость пограничного слоя по отношению к контролируемым возмущениям для вставки 2

Мы также провели эксперименты, аналогичные описанным, на модели с перфорированной вставкой 2. Измерения проводились при меньшем значении единичного числа Рейнольдса $Re_1 = 3 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, на той же частоте возбуждения, $f = 14 \text{ кГц}$. На рис. 5 показаны β -спектры, измеренные в экспериментах с проницаемой вставкой 2 для трех различных величин инъекции тяжелого газа: $Q = 0$ (см. рис. 5, а); $0,05$ (см. рис. 5, б); $0,12 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$ (см. рис. 5, в).

Качественно развитие возмущений на вставке 2 на частоте генерации выглядит аналогично представленным выше результатам для пористой вставки 1. Видно, что последовательное увеличение скорости инъекции тяжелого газа Q от нуля (см. рис. 5, а) до $Q = 0,05$ (см. рис. 5, б) и $Q = 0,12 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$ (см. рис. 5, в) привело к последовательному уменьшению роста неустойчивых возмущений. Таким образом, вдув тяжелого газа приводит к стабилизации пограничного слоя, по меньшей мере на частоте возбуждения $f = 14 \text{ кГц}$.

На рис. 6 показано прямое сопоставление измеренных (символы) и рассчитанных (пунктирные линии) локальных скоростей пространственного роста возмущений $-\alpha_i = -\alpha_i(\beta)$

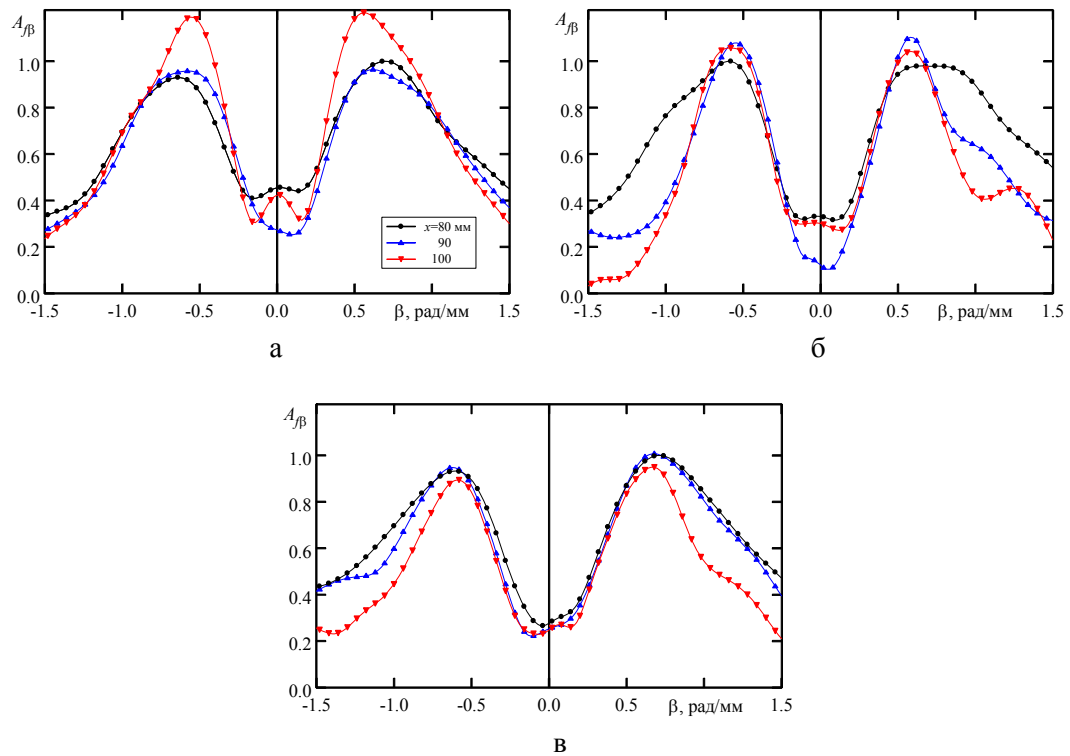


Рис. 5. Измеренные спектры возмущений: нормированные среднеквадратичные амплитуды пульсаций $A_{f\beta}$ в зависимости от трансверсального волнового числа β в различных сечениях по продольной координате $80 \leq x \leq 100$ мм на проницаемой вставке 2; (а) в отсутствие инъекции ($Q=0$); (б) $Q=0,05$ г/см²·мин; (в) $Q=0,12$ г/см²·мин; $Re_1=3 \times 10^6$ м⁻¹, $f=14$ кГц

Fig. 5. Measured disturbance spectra: normalized RMS fluctuation amplitude $A_{f\beta}$ versus span-wise wave number β at various streamwise stations $80 \leq x \leq 100$ mm for permeable insert 2; (a) zero injection ($Q=0$); (b) $Q=0.05$ g/(cm²·min); (c) $Q=0.12$ g/(cm²·min); $Re_1=3 \times 10^6$ m⁻¹, $f=14$ kHz

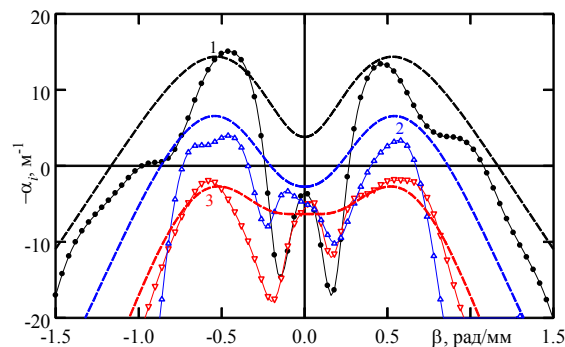


Рис. 6. Скорости пространственного роста возмущений $-\alpha_i$ в зависимости от трансверсального волнового числа β для проницаемой вставки 2; (1) в отсутствие инъекции ($Q=0$); (2) $Q=0,05$ г/см²·мин; (3) $Q=0,12$ г/см²·мин; $Re_1=3 \times 10^6$ м⁻¹, $x=90$ мм, $f=14$ кГц. Сравнение данных экспериментов (символы) и теории (пунктирные линии)

Fig. 6. Disturbance spatial amplification rates $-\alpha_i$ versus span-wise wave number β for permeable insert 2; (1) zero injection ($Q=0$); (2) $Q=0.05$ g/(cm²·min); (3) $Q=0.12$ g/(cm²·min); $Re_1=3 \times 10^6$ m⁻¹, $x=90$ mm, $f=14$ kHz. Comparison of measurements (symbols) with theory (dashed lines)

при $x = 90$ мм. Хорошо видна заметная стабилизация возмущений на частоте возбуждения $f = 14$ кГц при закачке тяжелого газа. Видно, что инъекция тяжелого SF_6 при более низком значении единичного числа Рейнольдса $\text{Re}_1 = 3 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ позволяет полностью стабилизировать (для всех значений трансверсального волнового числа β) возмущения на частоте генератора искусственных возмущений $f = 14$ кГц при $Q = 0,12 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$. Следует также отметить достаточно хорошее согласование данных теории и эксперимента для $0,3 < |\beta| < 0,8$ рад/мм при всех рассмотренных параметрах инъекции примеси Q .

Основные выводы

Проведены совместные экспериментальное и теоретическое исследования влияния распределенного ддува тяжелого газа (гексафторида серы, SF_6) в пристенный подслой сверхзвукового (при числе Маха свободного потока $M = 2$) пограничного слоя на его устойчивость по отношению к контролируемым возмущениям. Контролируемые возмущения вводились в пограничный слой модели с помощью точечного гармонического по времени источника возмущений на основе тлеющего разряда.

Впервые в экспериментах с контролируемыми возмущениями получено, что такая инъекция гексафторида серы приводит к стабилизации пограничного слоя. При этом происходит уменьшение скоростей роста возмущений на высоких частотах. Результаты расчетов, проведенных по линейной теории устойчивости, хорошо согласуются с данными экспериментов.

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 исследований, 2006. 304 с.
2. **Гапонов С. А., Маслов А. А.** Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Y. 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.
4. **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 CO_2 /acoustic instability interactions. In: AIAA Paper, 2009, no. 2009-1287.
5. **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. In: AIAA Paper, 2009, no. 2009-7204.
6. **Jewell J. S., Leyva I. A., Parziale N. J., Shepherd J. E.** Effect of gas injection on transition in hypervelocity boundary layers. In: Proc. 28th Intern. Symposium on Shock Waves. University of Manchester, July 17–22, 2011. Springer, 2012, p. 735–740.
7. **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/ CO_2 mixtures. In: AIAA Paper, 2013, no. 2013-0523.
8. **Wagnild R. M., Candler G. V., Leyva I. A., Jewell J. S., Hornung H. G.** Carbon Dioxide Injection for Hypervelocity Boundary Layer Stability. In: AIAA Paper, 2010, no. 2010-1244.
9. **Shen S. F.** The Theory of Stability of Compressible Laminar Boundary Layers with Injection of a Foreign Gas. In: NAVORD Report 4467, 1957.
10. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Control of supersonic boundary layer and its stability by means of foreign gas injection through the porous wall. *Intern. J. Theor. & Appl. Mech.*, 2016, vol. 1, p. 97–103.

11. **Lysenko V. I., Maslov A. A.** The effect of cooling on the supersonic boundary layer stability. *J. Fluid Mech.*, 1984, vol. 147, p. 39–52.
12. **Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В.** Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972. С. 11–13.
13. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G.** Investigation of supersonic boundary layer stability and transition using controlled disturbances. In: Proc. Intern. Conf. Meth. Aerophys. Research. ITAM. USSR Acad. Sci. Siberian Branch. Novosibirsk, 1994, pt. 2, p. 159–166.
14. **Lysenko V. I.** Experimental studies of stability and transition in high-speed wakes. *J. Fluid Mech.*, 1999, vol. 392, p. 1–26.
15. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Ermolaev Y. G.** Disturbances in the test section of T-325 supersonic wind tunnel. Preprint 6-99. ITAM SB RAS. Novosibirsk, 1999. (in Russ.)
16. **Kosinov A. D., Ermolaev Y. G., Nikolaev N. N., Semionov N. V., Semisynov A. I.** On the measurements of the pulsation in supersonic boundary layer by constant temperature hot-wire anemometer. In: Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, Parallel, 2007, pt. 5, p. 81–86.
17. **Гиршфельдер Дж., Кертисс Ч., Берд Р.** Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: ИЛ, 1961.
18. **Гапонов С. А., Петров Г. В.** Устойчивость пограничного слоя неравновесно диссоциирующего газа. Новосибирск: Наука, 2013. 96 с.
19. **Гапонов С. А., Смородский Б. В.** Ламинарный сверхзвуковой пограничный слой бинарной смеси газов // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 1. С. 5–15.
20. **Дорренс У. Х.** Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966. 439 с.

References

1. **Boiko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V.** Physical mechanisms of transition to turbulence in open flows. Moscow, 2006. (in Russ.)
2. **Gaponov S. A., Maslov A. A.** Development of disturbances in compressible flows. Novosibirsk, Nauka, 1980. (in Russ.)
3. **Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Y. 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.
4. **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. In: AIAA Paper, 2009, no. 2009-1287.
5. **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. In: AIAA Paper, 2009, no. 2009-7204.
6. **Jewell J. S., Leyva I. A., Parziale N. J., Shepherd J. E.** Effect of gas injection on transition in hypervelocity boundary layers. In: Proc. 28th Intern. Symposium on Shock Waves. University of Manchester, July 17–22, 2011. Springer, 2012, p. 735–740.
7. **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. In: AIAA Paper, 2013, no. 2013-0523.
8. **Wagnild R. M., Candler G. V., Leyva I. A., Jewell J. S., Hornung H. G.** Carbon Dioxide Injection for Hypervelocity Boundary Layer Stability. In: AIAA Paper, 2010, no. 2010-1244.
9. **Shen S. F.** The Theory of Stability of Compressible Laminar Boundary Layers with Injection of a Foreign Gas. In: NAVORD Report 4467, 1957.

10. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Control of supersonic boundary layer and its stability by means of foreign gas injection through the porous wall. *Intern. J. Theor. & Appl. Mech.*, 2016, vol. 1, p. 97–103.
11. **Lysenko V. I., Maslov A. A.** The effect of cooling on the supersonic boundary layer stability. *J. Fluid Mech.*, 1984, vol. 147, p. 39–52.
12. **Bagaev G. I., Lebiga V. A., Pridanov V. G., Chernykh V. V.** T-325 low-turbulence supersonic wind tunnel. In: *Aerophysical Research*. Novosibirsk, ITAM, USSR Acad. Sci., 1972, p. 11–13. (in Russ.)
13. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G.** Investigation of supersonic boundary layer stability and transition using controlled disturbances. In: *Proc. Intern. Conf. Meth. Aerophys. Research*. ITAM. USSR Acad. Sci. Siberian Branch. Novosibirsk, 1994, pt. 2, p. 159–166.
14. **Lysenko V. I.** Experimental studies of stability and transition in high-speed wakes. *J. Fluid Mech.*, 1999, vol. 392, p. 1–26.
15. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Ermolaev Y. G.** Disturbances in the test section of T-325 supersonic wind tunnel. Preprint 6-99. ITAM SB RAS. Novosibirsk, 1999. (in Russ.)
16. **Kosinov A. D., Ermolaev Y. G., Nikolaev N. N., Semionov N. V., Semisynov A. I.** On the measurements of the pulsation in supersonic boundary layer by constant temperature hot-wire anemometer. In: *Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research*. Novosibirsk, Parallel, 2007, pt. 5, p. 81–86.
17. **Hirschfelder J. O., Curtiss C. F., Bird R. B.** *Molecular theory of gases and liquids*. Wiley, 1961.
18. **Gaponov S. A., Petrov G. V.** *Stability of nonequilibrium dissociating gas boundary layer*. Nauka, Novosibirsk, 2013, 96 p. (in Russ.)
19. **Gaponov S. A., Smorodsky B. V.** Laminar supersonic boundary layer of binary gas mixture, *Vestnik NSU. Series: Physics*, vol. 11, no. 1, p. 5–15. (in Russ.)
20. **Dorrance W. H.** *Viscous hypersonic flow*. McGraw-Hill, 1966.

Материал поступил в редколлегию
Received
30.05.2019

Сведения об авторах / Information about the Authors

Лысенко Владимир Иванович, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Vladimir I. Lysenko, Doctor of Science (Physics and Mathematics), S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutetskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

vl@itam.nsc.ru

Смородский Борис Владимирович, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Boris V. Smorodsky, Candidate of Science (Physics and Mathematics), S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutetskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

smorodsk@itam.nsc.ru

Ермолаев Юрий Геннадьевич, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Yuri G. Yermolaev, Candidate of Science (Physics and Mathematics), S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

yermol@itam.nsc.ru

Яцких Алексей Анатольевич, аспирант, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Alex A. Yatskih, Post-Graduate Student, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

73.yatskikh@gmail.com

Косинов Александр Дмитриевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, заведующий лабораторией, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича, (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Alexander D. Kosinov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), head of laboratory, S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

kosinov@itam.nsc.ru