

УДК 532.526

## Экспериментальное исследование влияния отсоса сверхзвукового пограничного слоя на его устойчивость к контролируемым возмущениям\*

**В.И. Лысенко, Б.В. Смородский, Ю.Г. Ермолаев, С.Н. Тагаев,  
А.Д. Косинов**

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

E-mail: [vl@itam.nsc.ru](mailto:vl@itam.nsc.ru)

Впервые проведено экспериментальное исследование влияния распределенного отсоса воздуха из сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине на его устойчивость к контролируемым (искусственным) возмущениям при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$ . Выполнено сравнение результатов экспериментов с данными расчетов, и получено хорошее количественное согласование. Экспериментально подтверждены выводы линейной теории устойчивости о том, что отсос рассматриваемого вида стабилизирует течение в сверхзвуковом пограничном слое, при этом его стабилизирующее влияние превышает дестабилизирующее влияние пористости обтекаемой поверхности.

**Ключевые слова:** сжимаемый пограничный слой, проницаемая поверхность, отсос, гидродинамическая устойчивость.

### Введение

В ряде задач возникает вопрос управления пограничным слоем. Одним из методов управления является отсасывание газа из пограничного слоя через проницаемую поверхность, что позволяет 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) обсуждалась в монографиях [1, 2]. В исследованиях пограничного слоя при отсасывании необходимо учитывать свойства проницаемых поверхностей, которые могут существенно влиять на состояние течения. Впервые влияние свойств проницаемого покрытия на устойчивость пограничного слоя при малых сверхзвуковых скоростях потока рассматривалось в теоретическом исследовании [3]. В нем было предложено импедансное соотношение, связывающее возмущения скорости

\* Работа выполнена в рамках государственного задания (№ гос. регистрации 121030500161-0) в ИТПМ СО РАН.

и давления на проницаемой 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 проницаемого материала. Однако в настоящее время ситуация изменилась. 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, выполненных на основе линейного подхода [3] (в частности, это нашло подтверждение 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.

Несмотря на то, что работ по влиянию отсоса сверхзвукового пограничного слоя довольно много, экспериментальные исследования такого влияния на устойчивость пограничного слоя к искусственным возмущениям до сих пор не проводились. В настоящей работе при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$  указанное исследование (в пограничном слое плоской пластины) выполнено впервые.

## 1. Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [13] при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$ , температуре торможения потока  $T_0 \approx 290$  К и значении единичного числа Рейнольдса  $Re_{1\infty} = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

В качестве модели (рис. 1) использовалась теплоизолированная плоская пластина, изготовленная из нержавеющей стали Х18Н9Т, длиной 440 мм, толщиной 10 мм и шириной 200 мм с носиком, скошенным под углом  $14^\circ$ , 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-пластиночка с пористостью 39 %, чистотой фильтрации (аналог размера пор) 10 мкм и толщиной 2,5 мм (с шероховатостью поверхности  $R_z \approx 11 \div 12$  мкм, определенной с помощью оптического профилометра Zygo New View 7300). Эта вставка выполнена из пористой нержавеющей стали ПНС-8 (рис. 2), спеченной из порошка с размером зерен около 70 мкм, производимой Выксунским металлургическим заводом. 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.

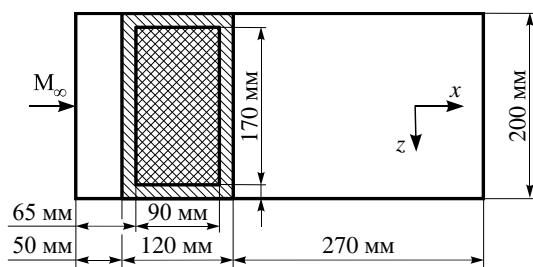


Рис. 1. Экспериментальная модель в плане.

Штриховкой показана проницаемая часть пористой вставки ( $x = 50 \div 170$  мм), двойной штриховкой — проницаемая часть пористой вставки, через которую осуществлялся отсос воздуха ( $x = 65 \div 155$  мм).

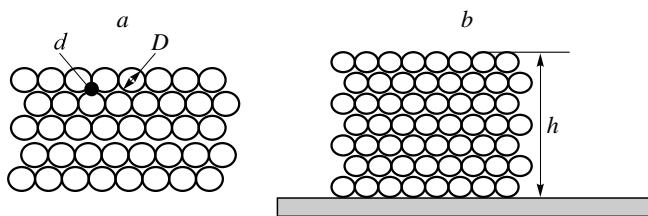


Рис. 2. Схематичное представление пористой вставки:  
a — вид в плане, b — поперечное сечение.

Экспериментальная модель размещалась в рабочей части установки в потоке воздуха. Отсос воздуха из пограничного слоя проводился с помощью вакуумного пластиначато-роторного насоса 2НВР-5ДМ. Давление в переходной трубке от насоса к пластине составляло  $p = 0,007$  атм, расход отсасываемого из пограничного слоя воздуха —  $Q = \rho_w V_w = -2,4 \text{ г}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ .

Измерения устойчивости пограничного слоя к контролируемым возмущениям выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с однодиодным 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 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. Контролируемые возмущения вводились в пограничный слой модели при помощи локализованного источника на основе тлеющего разряда. Измерения выполнялись в окрестности линии ( $z = 0$ ), соответствующей продольной оси модели, при  $|z| < 15$  мм, т.е. достаточно далеко от боковых стенок рабочей части аэродинамической трубы (расположенных на расстоянии  $|z| = 100$  мм) для того, чтобы исключить их возможное влияние. 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 проводилось 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

Расчеты устойчивости сжимаемого пограничного слоя воздуха на плоской пластине проводились на основе линейной теории устойчивости [2] для совершенного газа с показателем адиабаты  $\gamma = 1,4$ , числом Прандтля  $Pr = 0,72$  и зависимостью вязкости  $\mu$  от температуры по закону Сазерленда. В рамках линейной задачи устойчивости поле потока в сжимаемом пограничном слое представим в виде суммы среднего течения и возмущения малой амплитуды. Основное течение будем рассматривать в приближении локальной параллельности [14]. Уравнения для возмущений получим путем линеаризации уравнений движения вязкого теплопроводного сжимаемого газа (уравнения Навье – Стокса,

неразрывности и энергии). Решение задачи представим в виде набора гармонических волн:

$$\vec{q} = A(x)\vec{\varphi}(y)\exp\left(i\int_{x_0}^x \alpha(x')dx' + i\beta z - i\omega t\right),$$

где  $x, y, z$  — продольная, нормальная к пластине и трансверсальная координаты; волновой вектор возмущения  $\vec{k} = (\alpha, \beta)$  составлен из продольного  $\alpha$  и трансверсального  $\beta$  волновых чисел;  $\omega = 2\pi f$ ,  $f$  — частота. Все величины полагаются обезразмеренными стандартным образом, т.е. по масштабу Блазиуса ламинарного пограничного слоя  $\delta = \sqrt{U_e \rho_e x / \mu_e}$ , а также по значениям средней продольной скорости  $U_e$ , давления  $P_e$ , плотности  $\rho_e$ , температуры  $T_e$  и вязкости  $\mu_e$ , взятыми на внешней границе пограничного слоя. Тогда для искомого вектора  $\vec{\varphi} = (u, u', v, p, \theta, \theta', w, w')^T$ , составленного из возмущений трех компонент скорости  $(u, v, w)$ , давления  $p$ , температуры  $\theta$  и их производных по  $y$  можно получить систему линейных обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\frac{d\vec{\varphi}}{dy} = L(U, T)\vec{\varphi}. \quad (1)$$

Ненулевые элементы линейного оператора Лиза – Линя  $L$  описывались в работе [15], они зависят как от свойств среднего потока через нормальные к поверхности модели профили продольной средней скорости и температуры  $(U(y), T(y))$ , так и от параметров волны — частоты и волновых чисел. Система (1) решается при следующих граничных условиях:

— вне пограничного слоя:

$$|\vec{\varphi}| \rightarrow 0, \quad (y \rightarrow \infty); \quad (2)$$

— условия на проницаемой поверхности в соответствии с исследованиями [16, 17] записываются в виде:

$$u(0) = w(0) = \theta(0) = 0, \quad v(0) = Kp(0), \quad (3)$$

где комплексный параметр  $K$  представляет собой акустическую проницаемость пористого покрытия.

Для изучения пространственной устойчивости будем полагать частоту и трансверсальное волновое число вещественными величинами, а продольное волновое число  $\alpha$  — комплексным. Тогда  $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$  будет определяться как собственное число краевой задачи (1) – (3), а компоненты вектора  $\vec{\varphi}$  получим как собственные функции задачи. При этом  $-\alpha_i > 0$  будут отвечать неустойчивым возмущениям, усиливающимся вниз по потоку, тогда как  $-\alpha_i \leq 0$  соответствуют устойчивым пульсациям, затухающим с ростом  $x$ .

В настоящей работе исследуется устойчивость пограничного слоя на плоской пластине с поверхностью, покрытой пористым слоем толщиной  $h^*$  (звездочка в верхнем индексе обозначает размерную величину, тогда как переменные без звездочки считаются безразмерными). Пористый слой представляет собой тонкую плоскую пластину с цилиндрическими порами, заканчивающимися на поверхности модели, имеющими постоянный радиус  $r^*$  и ориентированными по нормали к обтекаемой поверхности. Предполагается, что радиус пор и расстояние между соседними порами  $s^*$  много меньше характерной

толщины пограничного слоя  $\delta = \delta(x)$  и длины волны неустойчивости. В этом случае величина и фаза  $K$  зависят как от свойств пористого покрытия, параметров пограничного слоя (толщины, числа Рейнольдса, числа Маха), так и от характеристик волны, распространяющейся в пограничном слое.

Для определения проницаемости  $K$  в случае сжимаемого газа в работе [17] использовалась теория распространения звука в длинных узких каналах. Распространение акустической волны при этом характеризуется константой распространения  $\Lambda$  и импедансом  $Z_0$ , которые определяются как

$$\Lambda = \sqrt{Z_1 Y_1}, \quad Z_0 = \sqrt{Z_1 / Y_1}. \quad (4)$$

Здесь

$$Z_1 = \frac{i\omega}{T_w} \frac{J_0(k)}{J_2(k)},$$

$$Y_1 = -i\omega M_e^2 \left[ \gamma + (\gamma - 1) \frac{J_2(k\sqrt{\text{Pr}})}{J_0(k\sqrt{\text{Pr}})} \right],$$

$$k = r \sqrt{\frac{i\omega \rho_w}{\mu_w} \text{Re}},$$
(5)

где  $M_e$  — число Маха на внешней границе пограничного слоя,  $\rho$  — плотность,  $r = r^* / \delta$  — радиус пор, обезразмеренный по масштабу Блазиуса пограничного слоя  $\delta$ ,  $\text{Re}$  — число Рейнольдса, построенное по масштабу Блазиуса,  $J_0, J_2$  — функции Бесселя соответствующего порядка; индекс  $w$  служит для обозначения соответствующих величин на стенке. Для пор, закрытых на дне (при  $y^* = -h^*$ ) непроницаемой стенкой, акустическая проницаемость  $K$  записывается в виде:

$$K = \frac{n}{Z_0} \tanh(\Lambda h), \quad (6)$$

где  $n$  — коэффициент пористости поверхности, определяющий, какая часть всей поверхности занята порами. Если пористый слой достаточно толстый ( $\Lambda h \gg 1$ ), что обычно имеет место, то

$$K = -n/Z_0. \quad (7)$$

Вывод соотношений (3) – (7) более подробно описывался в работах [3, 17].

Расчет устойчивости проводился численно путем интегрирования краевой задачи на собственные значения (1) – (3) с учетом соотношений (6) или (7) с помощью метода ортогонализаций [2].

### 3. Результаты

Эксперименты по исследованию устойчивости пограничного слоя к контролируемым возмущениям выполнялись при  $\text{Re}_{1\infty} = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  и при значениях расхода откачиваемого воздуха  $Q = -2,4 \text{ г}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$ . 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) и для пористой вставки в отсутствие отсоса ( $Q = 0$ ).

Рисунки 3 $a$ –3 $c$  демонстрируют  $\beta$ -спектры, измеренные на частоте возбуждения  $f = 14$  кГц в экспериментах на сплошной непроницаемой вставке (рис. 3 $a$ ), проницаемой пористой вставке в отсутствие отсоса ( $Q = 0$ ) (рис. 3 $b$ ) и на пористой вставке при величине отсоса  $Q = -2,4$  г/( $\text{м}^2 \cdot \text{сек}$ ) (рис. 3 $c$ ). Нормированные среднеквадратичные амплитуды возмущений  $A_{f\beta}$  в выбранных сечениях продольной координаты приводятся в зависимости от размерного трансверсального волнового числа  $\beta$  [рад/мм]. Сравнение графиков на рис. 3 $a$ –3 $c$  показывает, что во всех трех экспериментах наиболее усиливающиеся вниз по потоку являются возмущения с  $\beta = 0,5 \div 0,7$  рад/мм.

На рис. 4 представлено прямое сопоставление измеренных и рассчитанных локальных скоростей пространственного роста  $-\alpha_i = -\alpha_i(\beta)$ , определенных в середине области измерений ( $x = 95$  мм). Экспериментальные инкременты определялись путем регрессии (аппроксимации полиномами) данных измерений для кривых нарастания возмущений  $\ln A(x)$  с различными  $\beta$ . Скорость усиления рассчитывалась по формуле  $-\alpha_i = -\partial \ln A(x) / \partial x$ . Размерные величины скоростей роста показаны на рис. 4 в зависимости от трансверсального волнового числа. Расчеты по линейной теории устойчивости проводились для различных значений диаметра пор  $2r^*$ , в результате чего был сделан вывод о том, что наилучшего согласования по локальным скоростям роста удается достичь при значении диаметра пор на 50 % больше значений чистоты фильтрации от производителя. Расчеты, выполненные именно с этими значениями радиуса пор, приводятся на рис. 4, где видно хорошее количественное согласование теоретических (сплошные

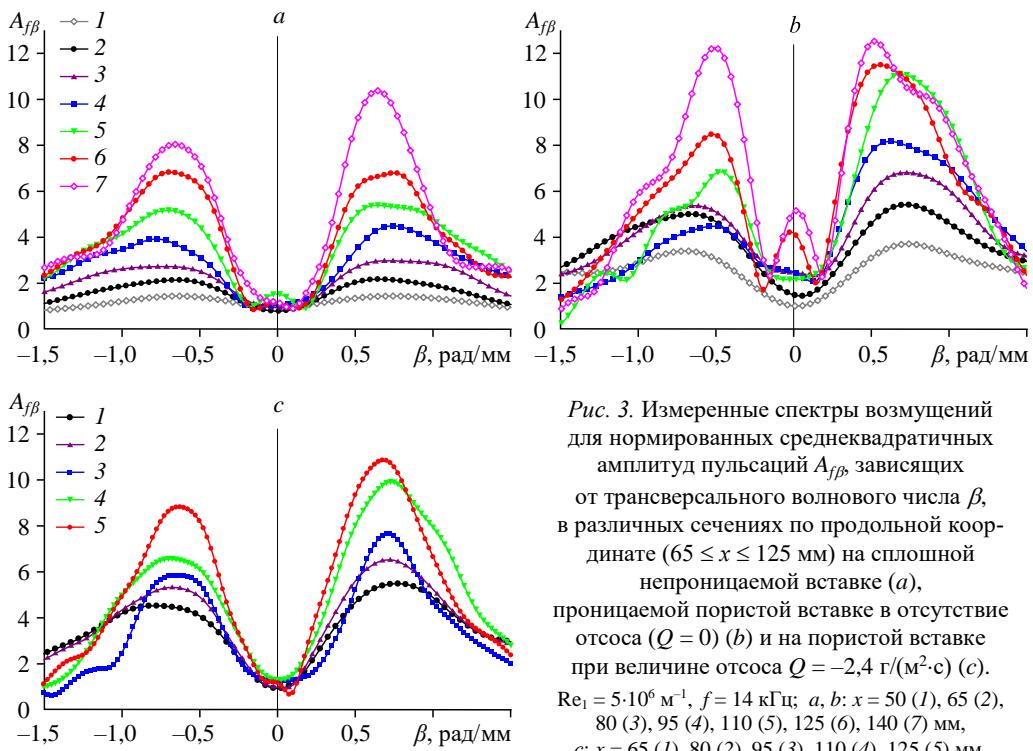


Рис. 3. Измеренные спектры возмущений для нормированных среднеквадратичных амплитуд пульсаций  $A_{f\beta}$ , зависящих от трансверсального волнового числа  $\beta$ , в различных сечениях по продольной координате ( $65 \leq x \leq 125$  мм) на сплошной непроницаемой вставке (a), проницаемой пористой вставке в отсутствие отсоса ( $Q = 0$ ) (b) и на пористой вставке при величине отсоса  $Q = -2,4$  г/( $\text{м}^2 \cdot \text{с}$ ) (c).  
 $\text{Re}_1 = 5 \cdot 10^6$  м $^{-1}$ ,  $f = 14$  кГц; a, b:  $x = 50$  (1), 65 (2), 80 (3), 95 (4), 110 (5), 125 (6), 140 (7) мм, c:  $x = 65$  (1), 80 (2), 95 (3), 110 (4), 125 (5) мм.

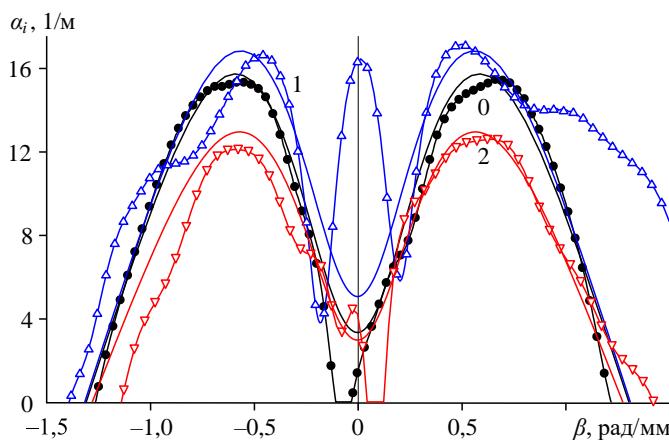


Рис. 4. Скорости пространственного роста возмущений  $-\alpha_i$  в зависимости от трансверсального волнового числа  $\beta$  на сплошной непроницаемой вставке (0), на пористой вставке в отсутствие отсоса ( $Q = 0$ ) (1), на вставке при интенсивности отсоса  $Q = -2,4 \text{ г}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$  (безразмерный параметр отсасывания  $f_w = -0,03$ ) (2).

$Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ,  $x = 95 \text{ мм}$ ,  $f = 14 \text{ кГц}$ ;

символы — результаты экспериментов,  
сплошные линии — теоретические данные.

линий) и экспериментальных (символы) данных как по положению, так и по величине максимальных инкрементов при  $\beta_{\max} = \pm(0,5 \div 0,7) \text{ рад}/\text{мм}$  для всех трех случаев. В целом теоретические и экспериментальные результаты неплохо согласуются для значений  $|\beta| \geq 0,25 \text{ рад}/\text{мм}$ . Расхождение данных теории и эксперимента присутствует при малых значениях  $|\beta|$ :  $|\beta| < 0,2 \text{ рад}/\text{мм}$ . Наблюдающийся в эксперименте и отсутствующий в данных линейной теории аномальный рост квазидвумерных возмущений объясняется началом нелинейных процессов в пограничном слое [18].

Главный вывод будет следующим: несмотря на дестабилизирующее влияние пористости поверхности (проявляющееся в том, что на пористой вставке без отсоса возмущения усиливаются больше, чем на гладкой поверхности, что также соответствует выводам работы [10]), отсос пограничного слоя ведет к его стабилизации, и в настоящих экспериментах возмущения при отсосе усиливаются меньше, чем на гладкой поверхности (см. рис. 4).

## Выводы

Впервые проведено экспериментальное исследование влияния распределенного отсоса воздуха из сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине на его устойчивость к контролируемым (искусственным) возмущениям при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2$ . Выполнено сравнение результатов экспериментов с данными расчетов, и получено хорошее количественное согласование. Экспериментально подтверждены выводы линейной теории устойчивости о том, что такой отсос стабилизирует течение в сверхзвуковом пограничном слое, при этом стабилизирующее влияние отсоса превышает дестабилизирующее влияние пористости обтекаемой поверхности.

## 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 ультразвук покрытиями с регулярной микроструктурой // Докл. РАН. 2004. Т. 399, № 5. С. 633–637.
6. Chokani N., Bountin D.A., Shiplyuk 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 a 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. Gaponov 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., Gaponov 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., Shiplyuk 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. 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.
14. Дорренс У.Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966. 439 с.
15. Жигулов В.Н., Тумин А.М. Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
16. Гапонов С.А. Влияние свойств пористого покрытия на устойчивость пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1971. № 3, вып. 1. С. 21–23.
17. Гапонов С.А. Влияние сжимаемости газа на устойчивость пограничного слоя над проницаемой поверхностью при дозвуковых скоростях // Прикл. механика и технич. физика. 1975, № 1. С. 121–125.
18. Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В. Об «аномальных» нелинейных волновых явлениях в сверхзвуковом пограничном слое // Прикл. механика и технич. физика. 1999. Т. 40, № 5. С. 91–98.

Статья поступила в редакцию 25 сентября 2023 г.,  
после доработки — 26 октября 2023 г.,  
принята к публикации 21 ноября 2023 г.