

В. И. Лысенко¹, **С. А. Гапонов**¹, **Б. В. Смородский**¹
Ю. Г. Ермолаев¹, **А. Д. Косинов**^{1,2}, **Н. В. Семенов**¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

² *Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

*vl@itam.nsc.ru, gaponov@itam.nsc.ru, smorodsk@itam.nsc.ru
yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru, semion@itam.nsc.ru*

О ВЛИЯНИИ ТОЛЩИНЫ ПОРИСТОГО ПОКРЫТИЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ *

Проведено экспериментальное и теоретическое исследование влияния толщины пористого покрытия на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M = 2$. Эксперименты с искусственными возмущениями, вводимыми в пограничный слой при помощи точечного источника на основе тлеющего разряда, проводились на модели плоской пластины с различными пористыми вставками. Получено согласование результатов расчетов по линейной теории устойчивости с данными экспериментов по устойчивости, проведенных на моделях с различной толщиной пористого слоя. Показано, что с уменьшением толщины пористого покрытия устойчивость пограничного слоя увеличивается.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, неустойчивость, ламинарно-турбулентный переход, пористая проницаемая поверхность.

Введение

При решении ряда технических задач часто возникает вопрос об управлении пограничным слоем. Одним из методов управления является отсасывание газа из пограничного слоя через проницаемую поверхность, с помощью которого можно замедлить процесс турбулизации пограничного слоя. Стабилизирующая роль отсасывания объясняется уменьшением толщины пограничного слоя и формированием более устойчивого профиля скорости. Вопросы стабилизации течения посвящены, в частности, работы [1; 2]. Однако в большинстве теоре-

тических работ по устойчивости пограничного слоя при отсасывании не учитываются свойства проницаемых поверхностей, существенно влияющих на устойчивость. Впервые влияние свойств проницаемого покрытия на устойчивость дозвукового пограничного слоя исследовалось в теоретических работах С. А. Гапонова [3–5], где было получено импедансное соотношение, связывающее возмущения скорости и давления на проницаемой поверхности с учетом сжимаемости газа.

Долгое время эти теоретические работы были единственными в мире, а экспериментальные исследования проблемы отсутство-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-00866-а).

вали совсем, что было обусловлено в первую очередь отсутствием качественного проницаемого материала. Однако сейчас ситуация изменилась. В последние годы были проведены эксперименты по устойчивости гиперзвукового [6–9], пограничного слоя. Результаты этих экспериментов указывают на удовлетворительное их соответствие данным расчетов, выполненных на основе подхода [3–5] (в частности, работ [10; 11] для гиперзвуковых скоростей).

Итак, в настоящее время есть уверенность в успешном проведении аналогичных экспериментов и при сверхзвуковых скоростях, где влияние проницаемости на ламинарно-турбулентный переход отличается от случая гиперзвукового слоя. Это различие связано с тем, что при сверхзвуковых скоростях $M = 1–3$ переход определяется первой неустойчивой модой, известной в условиях дозвукового обтекания ($M < 1$) как Толлминовская или вихревая мода, в то время как при гиперзвуковых скоростях ($M > 5$) важную роль в переходе играет вторая мода неустойчивости, являющейся преимущественно волной давления. Исследование первой моды осложняется тем, что неустойчивость по отношению к ней определяется наклонными (трехмерными) волнами, тогда как неустойчивость, связанная со второй модой, определяется двумерными волнами. А в области промежуточных чисел Маха $3 \leq M \leq 5$ имеет место конкуренция двух мод, и необходимо изучать как первую, так и вторую моду. При этом нужно проводить расчеты по устойчивости в соответствии с условиями эксперимента для обоснования и улучшения теоретической модели линейной устойчивости.

Настоящая работа посвящена совместному теоретическому и экспериментальному исследованию влияния толщины проницаемого покрытия на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя к искусственным возмущениям при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. В более ранней работе авторов [12] было проведено определение положения естественного ламинарно-турбулентного перехода на поверхностях с разной толщиной пористости и показано, что с ростом толщины пористого покрытия уменьшается устойчивость пограничного слоя к естественным возмущениям, и переход приближается к передней кромке модели.

К сожалению, пористые покрытия являются шероховатыми по природе. Поэтому их влияние на переход связано как с проницаемостью (нестационарное течение газа внутри пористого покрытия), так и с воздействием шероховатости. Чтобы однозначно выявить влияние проницаемости, желательнее провести эксперименты на пористых покрытиях одинаковой внутренней структуры, но разной глубины. При этом шероховатость их поверхности будет оставаться неизменной, в то время как развитие возмущений внутри пограничного слоя и числа Рейнольдса перехода должны зависеть от глубины покрытия. Поэтому настоящая работа как раз и посвящена исследованию влияния толщины проницаемого покрытия на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя к искусственным возмущениям при числе Маха 2.

Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [13] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, температуре торможения потока $T_0 \approx 295$ К и величине единичного числа Рейнольдса $Re_{1,\infty} \approx 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Поскольку Т-325 является трубой непрерывного действия (характерное время работы установки порядка 40 минут), поверхность модели с хорошей точностью может рассматриваться как теплоизолированная стенка. При этом температура стенки модели при указанных M_∞ и T_0 была $T_{\text{wall}} \approx 274$ К.

В качестве модели 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° , и радиусом притупления передней кромки порядка 0,05 мм. Схема модели показана на рис. 1. Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки. Начало продольной (в направлении внешнего течения) координаты x находится на передней кромке модели. На участке 50–170 мм рабочей поверхности на всю ширину в пластине был сделан паз глубиной 4,3 мм, куда поочередно вставлялись различные вставки-пластинки. Основных вставок было три: 1) непористая из нержавеющей стали;

2) с пористостью $n = 39\%$ из пористой нержавеющей стали ПНС-8 и чистотой фильтрации, характеризующей размер пор $2r_e = 10$ мкм, глубиной 0,4 мм; 3) вставка из того же материала, что и вставка 2, но глубиной 2,5 мм. Вставки 2 и 3 были сделаны из материала, производимого Выксунским металлургическим заводом путем проката и спекания металлического порошка с определенным размером частиц.

Следует отметить, что под проницаемыми пористыми вставками находилась подложка из непроницаемого материала. Таким образом обеспечивался нулевой средний массовый расход через пористое покрытие. В то же время нестационарные пульсации поля давления проникают из пограничного слоя в поры, распространяются вглубь проницаемого покрытия и затухают за счет вязкости.

Контролируемые возмущения вводились в ПС модели при помощи локализованного источника на основе тлеющего разряда [14]. Исследования контролируемых возмущений в пограничном слое модели проводились с помощью термоанемометра постоянного сопротивления, оснащенного вольфрамовой нитью толщиной 10 мкм и длиной 1,5 мм. Степень перегрева датчика была равна 0,8, вследствие чего датчик фиксировал главным образом пульсации массового расхода. Измерения развития поля пульсаций вниз по потоку проводились в слое максимальных пульсаций, т. е. в окрестности линии одинакового массового расхода. Измерения проводились 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 при $|z| = 100$ мм), для того чтобы исключить возможное влияние стенок.

Средние и пульсационные характеристики потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных, которой оборудована аэродинамическая труба Т-325, [15; 16]. Пульсационное напряжение с термоанемометра записывалось в память компьютера с помощью двенадцатиразрядного амплитудно-цифрового преобразователя с частотой отсчетов 750 кГц. Длина реализаций была 65 536 точек. В каждой точке для контроля повторяемости результатов выполнялось по два измерения. Среднее напряжение термоанемометра фиксировалось

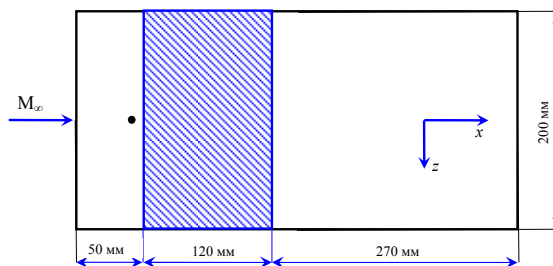


Рис. 1. Экспериментальная модель в плане. Штриховкой показана пористая вставка. Генератор возмущений показан кружком: $x_{\text{source}} = 37$ мм

вольтметром Agilent 34401A и записывалось в компьютер через последовательный порт. Показания средних и пульсационных характеристик поля потока снимались в ряде сечений с интервалом 15 мм по продольной координате x . Амплитудно-частотный спектр $A_{f\beta} = A(f, \beta, x)$ рассчитывался как результат осреднения спектров мощности.

Расчет

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 μ от температуры по закону Сатерленда. В рамках линейной задачи устойчивости поле потока в сжимаемом пограничном слое представим в виде суммы среднего течения плюс возмущение малой амплитуды. Основное течение рассматривается в приближении локальной параллельности [17]. Уравнения для возмущений получаются путем линеаризации уравнений движения вязкого теплопроводного сжимаемого газа (уравнения Навье – Стокса, неразрывности и энергии). Решение задачи представим в виде набора гармонических волн:

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

где (x, y, z) – продольная, нормальная к пластине и трансверсальная координаты; волновой вектор возмущения $\bar{k} = (\alpha, \beta)$ составлен из продольного α и трансверсального β волновых чисел; $\omega = 2\pi f$, f – частота. Все величины полагаются обезразмеренными

ми 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 ρ_e , температуры T_e и вязкости μ_e , взятым на внешней границе пограничного слоя. Тогда для искомого вектора $\vec{\phi} = (u, u', v, p, \theta, \theta', w, w')^T$, составленного из возмущений трех компонент скорости (u, v, w) , давления p , температуры θ и их производных по y , можно получить систему линейных обыкновенных дифференциальных уравнений:

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

Ненулевые элементы линейного оператора Лиза – Линя L представлены в [18] и 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:

$$|\vec{\phi}| \rightarrow 0 \quad (y \rightarrow \infty). \quad (2)$$

Условия на проницаемой поверхности в соответствии с [3; 4] записываются в виде

$$\begin{aligned} u(0) = w(0) = \theta(0) = 0, \\ v(0) = Kp(0), \end{aligned} \quad (3)$$

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 α будем считать комплексным. Тогда $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ будет определяться как собственное число краевой задачи (1)–(3), а компоненты вектора $\vec{\phi}$ получим как собственные функции задачи. При этом $-\alpha_i > 0$ будут отвечать неустойчивым возмущениям, усиливающимися вниз по потоку, тогда как $-\alpha_i \leq 0$ соответствуют устойчивым пульсациям, затухающим с ростом x .

В данной 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). Рассматривается пористый слой в виде тонкой плоской пластины 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 [4] использовалась теория распространения звука в длинных узких каналах. Распространение акустической волны в таком случае характеризуется константой распространения Λ и импедансом Z_0 . При этом

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

$$Z_1 = \frac{i\omega J_0(k)}{T_w J_2(k)}, \quad k = r \sqrt{\frac{i\omega \rho_w}{\mu_w} \text{Re}},$$

$$Y_1 = -i\omega M_e^2 \left[\gamma + (\gamma - 1) \frac{J_2(k\sqrt{\text{Pr}})}{J_0(k\sqrt{\text{Pr}})} \right], \quad (5)$$

где M_e – число Маха на внешней границе пограничного слоя; ρ – плотность; $r = r^* / \delta$ – радиус пор, обезразмеренный по масштабу Блазиуса пограничного слоя δ ; Re – число Рейнольдса, построенное по масштабу Блазиуса; J_0, J_2 – функции Бесселя соответствующего порядка; а 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 занятую порами часть всей поверхности. Вывод соотношений (3)–(6) более подробно описан в [4; 5].

Расчет устойчивости проводился численно путем интегрирования краевой задачи на собственные значения (1)–(3) с учетом соотношений (6) или (7) с помощью метода ортогонализаций [2]. Подробные результаты расчетов по устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на пористой поверхности при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$ приведены в статье [19].

Результаты

Теория нуждается в верификации экспериментом. С этой целью проводились измерения развития поля искусственных возмущений, генерируемых в пограничном слое источником. На рис. 2 показаны β -спектры, измеренные на частоте возбуждения $f = 14$ кГц в экспериментах со вставкой 2. Нормированные среднеквадратичные амплитуды возмущений $A_{f\beta}$ в выбранных сечениях продольной координаты приводятся в зависимости от размерного трансверсального волнового числа β [рад/мм]. Аналогичные спектры для вставок 1 и 3 были опубликованы в нашей предыдущей работе (см. [21]). На рисунке хорошо видно, что наиболее усиливающимися вниз по потоку являются возмущения с $|\beta| = 0,5 \div 0,6$ рад/мм.

Следует отметить, что даже вблизи максимумов измеренных спектров возмущений на частоте работы генератора амплитуда пульсаций массового расхода не превосходит 1 % от среднего массового расхода.

На рис. 3 приведены скорости пространственного роста возмущений $-\alpha_i$ в зависимости от трансверсального волнового числа β для вставок 1–3. На рис. 3 можно увидеть также начало нелинейных процессов, происходящих в пограничном слое. Это проявляется в аномальном росте квази плоских волн с малыми значениями трансверсального волнового числа $|\beta| < 0,1$ рад/мм [20]. В наибольшей степени это выражено на толстой пористой вставке 3. Несмотря на наличие нелинейности поля возмущений (особо заметного при $|\beta| < 0,1$ рад/мм), развитие волн, доминирующих в β -спектре $|\beta| = 0,5 \div 0,7$ рад/мм, происходит в полном соответствии с линейной теорией устойчивости.

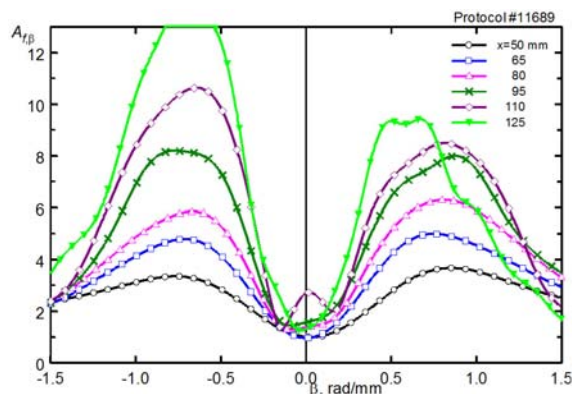


Рис. 2. Измеренные спектры возмущений: нормированные среднеквадратичные амплитуды $A_{f\beta}$ в зависимости от трансверсального волнового числа β в ряде сечений $50 \leq x \leq 125$ мм для вставки 2; на частоте $f = 14$ кГц

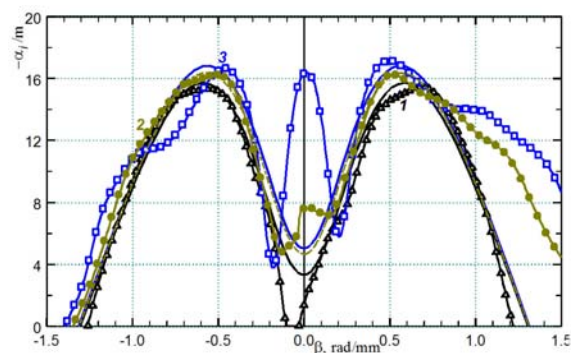


Рис. 3. Скорости пространственного роста возмущений $-\alpha_i$ в зависимости от трансверсального волнового числа β для вставок 1–3; $f = 14$ кГц, $Re_{1\infty} = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $x = 95$ мм. Сравнение теории (сплошные линии) и измерений (символы)

Выводы

Проведено экспериментальное и теоретическое исследование влияния толщины пористого покрытия на плоской пластине на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя относительно искусственных возмущений при числе Маха набегающего потока $M = 2$. Построены спектры возмущений на проникаемой поверхности по трансверсальному волновому числу и исследовано развитие трехмерных возмущений. Получено хорошее количественное согласование результатов расчетов по линейной теории устойчивости с данными экспериментов, проведенных с искусственными возмущениями на моделях с пористыми вставками различной

толщины. В результате проведенных исследований можно сделать заключение о том, что стабилизирующее действие отсасывания пограничного слоя через пористую поверхность с целью затянута переход может быть уменьшено или даже отменено дестабилизирующим влиянием самой пористой поверхности на развитие первой моды неустойчивых пульсаций сверхзвукового пограничного слоя. Показано, что с уменьшением глубины пористого покрытия устойчивость пограничного слоя увеличивается.

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: РХД, 2006. 301 с.
2. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. Гапонов С. А. Влияние свойств пористого покрытия на устойчивость пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1971. Т. 3, вып. 1. С. 21–23.
4. Гапонов С. А. Влияние сжимаемости газа на устойчивость пограничного слоя над пористой поверхностью при дозвуковых скоростях // ПМТФ. 1975. № 1. С. 121–125.
5. Гапонов С. А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на пористой поверхности с теплообменом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 1. С. 41–46.
6. Фомин В. М., Федоров А. В., Шиплюк А. Н. и др. Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя покрытиями, поглощающими ультразвук // ДАН. 2002. Т. 384, № 2. С. 1–5.
7. Фомин В. М., Федоров А. В., Козлов В. Ф. и др. Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя поглощающими ультразвуком покрытиями с регулярной микроструктурой // ДАН. 2004. Т. 399, № 5. С. 1–5.
8. Chokani N., Bountin D. A., Shiplyuk A. N. et al. Nonlinear Aspects of Hypersonic Boundary-Layer Stability on a Porous Surface // AIAA J. 2005. Vol. 43. No. 1. P. 149–155.
9. Rasheed A., Hornung H. G., Fedorov A. V. et al. Experiments on Passive Hypervelocity Boundary-Layer Control Using an Ultrasonically Absorptive Surface // AIAA J. 2002. Vol. 40. No. 3. P. 481–489.
10. Fedorov A. V., Malmuth N. D., Rasheed A. et al. Stabilization of Hypersonic Boundary Layers by Porous Coatings // AIAA J. 2001. Vol. 39. No. 4. P. 605–610.
11. Fedorov A. V., Shiplyuk A. N., Maslov A. A. et al. Stabilization of a hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorptive coating // JFM. 2003. Vol. 479. P. 99–124.
12. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Совместное влияние пористости и шероховатости поверхности на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2014. № 5. С. 52–59.
13. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г. и др. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. С. 11–13.
14. Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G. Investigation of supersonic boundary layer stability and transition using controlled disturbances // Proc. Intern. Conf. Meth. Aerophys. Research. Novosibirsk, 1994. Pt. 2. P. 159–166.
15. Kosinov A. D., Semionov N. V., Ermolaev Yu. G. Disturbances in the test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, ITAM SB RAS, 1999. Preprint No. 6-99.
16. Kosinov A. D., Ermolaev Yu. G., Nikolaev N. N. et al. On the measurements of the pulsation in supersonic boundary layer by constant temperature hot-wire anemometer // Proc. Intern. Conf. Meth. Aerophys. Research. Novosibirsk, 2007. Pt. 5. P. 81–86.
17. Дорренс У. Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966. 440 с.
18. Жигулев В. Н., Тумин А. М. Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
19. Gaponov S. A., Smorodsky B. V. Linear stability of supersonic boundary layer on porous surface // Recent Advances in Fluid Mechanics and Aerodynamics. Moscow, 2009. P. 68–73.
20. Косинов А. Д., Ермолаев Ю. Г., Семенов Н. В. Об «аномальных» нелинейных волновых явлениях в сверхзвуковом пограничном слое // ПМТФ. 1999. Т. 40, № 5. С. 91–98.
20. Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Влияние глубины пористого покрытия на устойчивость и переход

сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 5. С. 1–6.

21. Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Теоретическое и экспериментальное исследование развития первой

моды неустойчивости в сверхзвуковых пограничных слоях на пористых поверхностях // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 2. С. 65–74.

Материал поступил в редколлегию 09.07.2015

**V. I. Lysenko¹, S. A. Gaponov¹, B. V. Smorodsky¹
Yu. G. Ermolaev¹, A. D. Kosinov^{1,2}, N. V. Semionov¹**

¹ *Institute of Theoretical and Applied Mechanics of SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

*vl@itam.nsc.ru, gaponov@itam.nsc.ru, smorodsk@itam.nsc.ru
yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru, semion@itam.nsc.ru*

ON THE INFLUENCE OF POROUS COATING THICKNESS ON SUPERSONIC BOUNDARY LAYER STABILITY

Theoretical and experimental investigation of the influence of porous-coating thickness on the stability of the supersonic flat-plate boundary layer at free-stream Mach number $M = 2$ have been performed. Good quantitative agreement of experimental data obtained with artificially generated disturbances performed on models with various porous inserts and calculations based on the linear stability theory has been achieved. It is shown that the increase of the porous-coating thickness leads to the boundary layer destabilization.

Keywords: supersonic boundary layer, instability, laminar-turbulent transition, permeable coating.