

УДК 532.526.3:539.217.1

Влияние глубины пористого покрытия на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине*

С.А. Гапонов, Ю.Г. Ермолаев, А.Д. Косинов, В.И. Лысенко, Н.В. Семенов, Б.В. Смородский

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

E-mail: vl@itam.nsc.ru

Проведено экспериментальное и теоретическое исследование влияния глубины пористого покрытия на плоской пластине на устойчивость и ламинарно-турбулентный переход сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Получено качественное согласование результатов расчетов по линейной теории устойчивости с данными экспериментов по переходу, проведенных на моделях с различной глубиной пористого слоя. Показано, что с уменьшением (в определенном диапазоне) глубины пористого покрытия растет устойчивость пограничного слоя и затягивается ламинарно-турбулентный переход.

Ключевые слова: пористость, сжимаемый пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, гидродинамическая устойчивость.

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 (как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях) посвящены работы [1, 2] и другие. Однако в большинстве теоретических работ по устойчивости пограничного слоя при отсасывании не учитываются свойства проницаемых поверхностей, которые могут сильно повлиять на устойчивость. Впервые влияние свойств проницаемого покрытия на устойчивость дозвукового пограничного слоя рассматривалось в теоретической работе [3], в дальнейших исследованиях ее автором было предложено импедансное соотношение, связывающее возмущения скорости и давления на проницаемой поверхности с учетом сжимаемости газа. Оно использовалось для исследования течений как при дозвуковых [3], так и при малых сверхзвуковых скоростях потока [4].

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 08-01-00038а).

Долгое время эти теоретические работы были единственными в мире, а экспериментальные исследования этой проблемы отсутствовали совсем, что было обусловлено в первую очередь отсутствием качественного проницаемого материала. Однако сейчас ситуация изменилась. В последние годы были проведены эксперименты по устойчивости как гиперзвукового [5–8], так и сверхзвукового пограничного слоя [9]. Результаты этих экспериментов указывают на удовлетворительное их соответствие данным расчетов, выполненных на основе подхода [3–4] (в частности, работ [10–11] для гиперзвуковых скоростей).

В работе [9] при определении положения ламинарно-турбулентного перехода было получено, что с увеличением диаметра пор пористой поверхности модели положение перехода пограничного слоя смещается в сторону передней кромки. Таким образом, было показано, что пористое покрытие ускоряет переход, и можно говорить о его дестабилизирующей роли на первую моду возмущений.

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. Настоящая работа посвящена исследованию влияния глубины проницаемого покрытия на переход и устойчивость сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха $M_\infty = 2$.

1. Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [12] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, температуре торможения потока $T_0 \approx 290$ К и значениях единичного числа Рейнольдса $Re_{1\infty} = 11 \cdot 10^6$ и $6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

В качестве модели (как и в работе [9]) 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 около 0,05 мм. Начало отсчета используемой в дальнейшем продольной (вдоль направления внешнего течения) координаты x находится на передней кромке модели. На участке $x = 50–170$ мм рабочей поверхности (на всю ширину пластины) в модели был сделан паз, куда поочередно вставлялись различные вставки-пластинки. Основных вставок было две: 1) вставка 1 с пористостью 39 % из пористой нержавеющей стали ПНС-8 с чистотой фильтрации (аналог размера пор) 10 мкм глубиной 2,5 мм, 2) вставка 2 из того же материала, что и вставка 1, но глубиной 0,4 мм. Вставки 1 и 2 сделаны из материала, производимого Выксунским металлургическим заводом (ВМЗ). Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки.

Измерения положения перехода пограничного слоя и его устойчивости к естественным возмущениям выполнялись с помощью термоанометра постоянного сопротивления с однниточным датчиком из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика была 0,8, вследствие этого можно утверждать, что фиксировались преимущественно пульсации массового расхода.

Исследования естественных возмущений в пограничном слое модели проведены вблизи слоя с максимальными пульсациями, 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 [13], 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 была 65536 точек. В каждой точке для контроля повторяемости результатов выполнялось по два измерения. Среднее напряжение термоанемометра фиксировалось вольтметром Agilent 34401А и записывалось в компьютер через последовательный порт. Показания средних и пульсационных характеристик поля потока снимались 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. Расчет

Расчеты устойчивости сжимаемого пограничного слоя на плоской пластине проводились 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 представлялось в виде суммы среднего течения и возмущения малой амплитуды. Основное течение рассматривалось в приближении локальной параллельности [14]. Уравнения для возмущений получались путем линеаризации уравнений движения вязкого теплопроводного сжимаемого газа (уравнений Навье–Стокса, неразрывности и энергии). Решение задачи представлялось в виде набора гармонических волн.

Для изучения пространственной устойчивости частота и трансверсальное волновое число полагались вещественными величинами, а продольное волновое число α считалось комплексным.

Условия на проницаемой поверхности в соответствии с работами [3–4] записывались в виде

$$u(0) = w(0) = \theta(0) = 0, \quad v(0) = Kp(0), \quad (1)$$

где (u, v, w, p, θ) — возмущения компонент скорости, давления и температуры соответственно, а комплексный параметр K представляет собой акустическую проницаемость пористого покрытия.

Величина и фаза K зависят от свойств пористого покрытия, параметров пограничного слоя (толщины, числа Маха на внешней границе) и волны, распространяющейся в пограничном слое. В настоящей работе исследуется устойчивость пограничного слоя на плоской пластине с поверхностью, покрытой пористым слоем глубиной h . 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 диаметр пор и расстояние s между соседними порами много меньше толщины пограничного слоя $\delta = \delta(x)$.

Для определения проницаемости K в случае сжимаемого газа в работе [3] использовалась теория распространения звука в длинных узких каналах. Распро-

странение акустической волны в таком случае характеризуется константой распространения Λ и импедансом Z_0 . При этом

$$Z_0 = \sqrt{Z_1/Y_1}, \quad \Lambda = \sqrt{Z_1 Y_1}. \quad (2)$$

Здесь

$$Z_1 = \frac{i\omega J_0(k)}{T_w J_2(k)}, \quad Y_1 = -i\omega M^2 \left[\gamma + (\gamma - 1) \frac{J_2(k\sqrt{\text{Pr}})}{J_0(k\sqrt{\text{Pr}})} \right], \quad k = \frac{d}{2} \sqrt{\frac{i\omega\rho_w}{\mu_w} \text{Re}}, \quad (3)$$

где M — число Маха на внешней границе пограничного слоя; ρ — плотность газа на проницаемой/пористой стенке; d — диаметр пор, обезразмеренный по толщине пограничного слоя δ ; J_0, J_2 — функции Бесселя соответствующего порядка; индекс w служит для обозначения соответствующих величин на стенке. Тогда проницаемость K может быть представлена как

$$K = \frac{n}{Z_0} \tanh(\Lambda h), \quad (4)$$

где n — коэффициент пористости поверхности, определяющий, какая часть всей поверхности занята порами, а глубина пористого слоя обезразмерена по толщине пограничного слоя.

Более подробно методика расчета устойчивости сверхзвукового пограничного слоя и вывод соотношений (1–4) представлены в работах [3–4, 9, 10].

3. Результаты

Полученные в эксперименте результаты по влиянию глубины пористого покрытия на положение перехода отражены на рис. 1. Здесь показана зависимость обезразмеренного среднеквадратичного сигнала датчика термоанемометра от продольной координаты x , отсчитываемой от передней кромки вдоль поверхности модели, при $\text{Re}_{1\infty} = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для: 1) вставки 1 из пористой нержавеющей стали с чистотой фильтрации 10 мкм толщиной 2,5 мм (зависимость 1), 2) вставки 2 из пористой нержавеющей стали с чистотой фильтрации 10 мкм толщиной 0,4 мм (зависимость 2). Вставки 1 и 2 имели одну и ту же шероховатость, но разную глубину пор. Интервалы Δx , на которых происходит заметный рост амплитуды интегральных по спектру пульсаций, соответствуют нелинейной области развития возмущений в пограничном слое (то есть переходному пограничному слою, до этого он был ламинарным), а максимум каждой из приведенных зависимостей соответствует положению ламинарно-турбулентного перехода.

В связи с тем, что шероховатость, пористость и размер пор вставок 1 и 2 одинаковы, из данных на рис. 1 можно сделать вывод о том, что с уменьшением глубины пористого слоя ламинарно-турбулентный переход удаляется от передней кромки модели. При одной и той же шероховатости поверхности на переход влияет именно глубина пор.

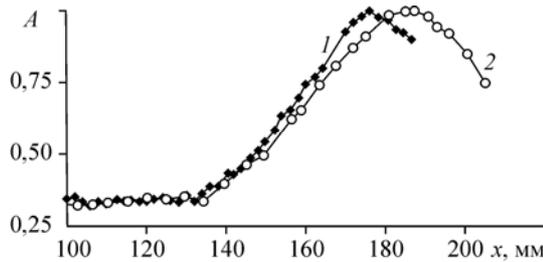
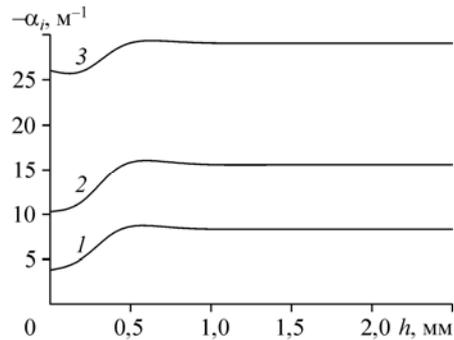


Рис. 1. Обезразмеренный среднеквадратичный сигнал датчика термоанемометра (интегральные по спектру пульсации) $A = A(x)$ в зависимости от продольной координаты.

$\text{Re}_{1\infty} = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; 1, 2 — номера вставок.

Рис. 2. Зависимость степеней нарастания возмущений $-\alpha_i$ от глубины пористого покрытия h для $M = 2$, $Re_{1\infty} = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $x = 100 \text{ мм}$ и частоты $f = 18 \text{ кГц}$, при разных углах наклона возмущений $\chi = 0; 30, 60^\circ$ (кривые 1, 2, 3 соответственно).

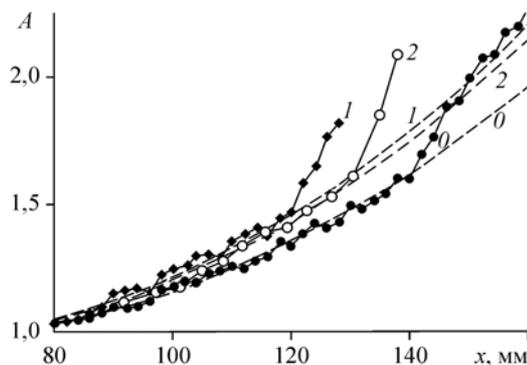


Этот вывод соответствует результатам расчета устойчивости пограничного слоя на пористой поверхности. На рис. 2 приведена рассчитанная зависимость степеней нарастания возмущений

$-\alpha_i$ от глубины пористого слоя h для размерной частоты $f = 18 \text{ кГц}$ (при такой частоте инкременты пространственного нарастания на пористой поверхности максимальны), продольной координаты $x = 100 \text{ мм}$ и значения $Re_{1\infty} = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ (то есть для условий проведенного эксперимента) при разных углах наклона возмущений. Так как при $M = 2$ степени нарастания возмущений (как для гладкой, так и пористой поверхностей) максимальны при $\chi = 60^\circ$, то основной из трех приведенных кривых является кривая 3 (соответствующая 60°). Из положения этой кривой следует, что в диапазоне $h = 0-0,2 \text{ мм}$ глубина пористого слоя практически не влияет на степени нарастания возмущений и, соответственно, на переход пограничного слоя. В диапазоне $h = 0,2-0,6 \text{ мм}$ с ростом h степени нарастания возмущений увеличиваются, а дальнейшее увеличение глубины пористого слоя уже не приводит к росту возмущений.

Затем при $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ была экспериментально исследована устойчивость пограничного слоя на вставках 1, 2 и проведено сравнение полученных данных с результатом эксперимента [9] на гладкой (непористой) модели и с данными расчета по линейной теории устойчивости. В расчете подбиралось такое значение трансверсального волнового числа β , при котором достигалось наилучшее совпадение с экспериментом на непроницаемой пластине. Расчеты 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 $\beta = \text{const} \approx 0,22 \text{ рад/мм}$. Это значение β использовалось в расчетах кривых нарастания возмущений на пластине с пористыми вставками.

На рис. 3 приводятся кривые нарастания амплитуды возмущений (как экспериментальные, так и расчетные ($\beta = 0,22 \text{ рад/мм}$) на частоте $f = 10 \text{ кГц}$ при $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для вставок 0-2 (соответственно с непористой поверхностью (0) и с пористыми вставками толщиной 2,5 мм (1) и толщиной 0,4 мм (2)). Для сравнения



роста возмущений приведенные кривые нарастания нормированы на их значение при $x = 70 \text{ мм}$, так что $A|_{x=70\text{мм}} = 1$. На рисунке видно достаточно хорошее согласование

Рис. 3. Кривые нарастания амплитуды возмущений на частоте $f = 10 \text{ кГц}$ по продольной координате $A = A(x)$. $Re_{1\infty} = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $\beta = 0,22 \text{ рад/мм}$. Расчет — пунктирные линии, эксперимент — линии с символами, 0-2 — номера вставок.

расчетных и опытных данных. Отклонение экспериментальных кривых от данных линейной теории свидетельствует о начале нелинейной стадии развития возмущений и происходит на сплошной непроницаемой пластине (0) при $x \approx 140$ мм, тогда как на модели с пористой вставкой 1 — при $x \approx 120$ мм, а на модели с пористой вставкой 2 — при $x \approx 125$ –130 мм. Более раннее начало нелинейной стадии на пористых поверхностях (по сравнению с гладкой пластиной) обусловлено повышенным уровнем возмущений в пограничном слое на проницаемых поверхностях. На рис. 3 также видно, что устойчивость на тонкой (0,4 мм) пористой вставке 2 выше, чем устойчивость на сравнительно толстой (2,5 мм) пористой вставке 1.

Выводы

Проведено экспериментальное и теоретическое исследование влияния глубины пористого покрытия на плоской пластине на устойчивость и ламинарно-турбулентный переход сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Получено качественное согласование результатов расчетов по линейной теории устойчивости с данными экспериментов по переходу, проведенных на моделях с различной глубиной пористого слоя. Показано, что с уменьшением (в определенном диапазоне) глубины пористого покрытия растет устойчивость пограничного слоя и затягивается ламинарно-турбулентный переход.

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. 134 с.
3. Гапонов С.А. Влияние сжимаемости газа на устойчивость пограничного слоя над проницаемой поверхностью при дозвуковых скоростях // ПМТФ. 1975. № 1. С. 121–125.
4. Гапонов С.А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на проницаемой поверхности с теплообменом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 1. С. 41–46.
5. 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 // ДАН. 2002. Т. 384, № 2. С. 197–201.
6. 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 // ДАН. 2004. Т. 399, № 5. С. 633–637.
7. 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.
8. 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.
9. Гапонов С.А., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Лысенко В.И., Семенов Н.В., Смородский Б.В. Влияние пористости поверхности на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 2. С. 281–290.
10. 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.
11. 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 // JFM. 2003. Vol. 479. P. 99–124.
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: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1972. С. 11–13.
13. Kosinov A.D., Ermolaev Yu.G., Nikolaev N.N., Semionov N.N., Semisynov A.I. On the measurements of the pulsation in supersonic boundary layer by constant temperature hot-wire anemometer // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research, Pt 5. Novosibirsk, 2007. P. 81–86.
14. Hayes W.D., Probst R.F. Hypersonic viscous flow. N.Y.: Academic, 1959. 464 p.

Статья поступила в редакцию 13 октября 2011 г.