

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

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

vl@itam.nsc.ru

СОВМЕСТНОЕ ВЛИЯНИЕ ШЕРОХОВАТОСТИ И ПОРИСТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ НА УСТОЙЧИВОСТЬ И ПЕРЕХОД ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 2 *

Проведены совместные теоретико-экспериментальные исследования по влиянию проницаемости поверхности модели и ее шероховатости на устойчивость и ламинарно-турбулентный переход (ЛТП) сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине при числе Маха набегающего потока $M = 2$. Отмечается хорошее количественное согласование данных, полученных в экспериментах с искусственными возмущениями на моделях с различными пористыми вставками, с расчетами на основе линейной теории устойчивости. Исследования совместного влияния проницаемости и шероховатости поверхности модели на устойчивость и переход пограничного слоя показали, что для величины шероховатости, превышающей определенное критическое значение, при росте толщины пористого или шероховатого покрытия устойчивость пограничного слоя ослабевает, а положение ЛТП смещается по направлению к передней кромке модели.

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

Введение

Для различных технологических приложений динамики жидкости и газа необходимо иметь возможность контролировать состояние пограничного слоя. В частности, требуется затянуть, или в ряде случаев ускорить, переход ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние. Отсасывание части газа из пограничного слоя через проницаемую поверхность является одним из способов повлиять на положение перехода. Как показали эксперименты, с помощью отсасывания газа через проницаемую поверхность можно задержать возникновение турбулентности в пограничном слое, при

этом положение ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) смещается в направлении вниз по течению. При дозвуковых скоростях потока были экспериментально получены критические числа Рейнольдса порядка $Re_c = 40 \times 10^6$. В настоящее время имеющиеся многочисленные теоретические исследования объясняют стабилизирующее действие отсасывания уменьшением толщины пограничного слоя и формированием более благоприятного в смысле гидродинамической устойчивости профиля скорости.

Таким образом, как экспериментальные данные, так и теоретические сведения указывают на возможность стабилизации пограничного слоя с помощью отсасывания.

* Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-00866-а) и РАН (проект ИТПМ № 01201351885).

Более подробную информацию о стабилизации пограничных слоев при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях можно найти в монографиях [1; 2], а также и во многих других источниках. В большинстве теоретических исследований по стабилизации пограничного слоя с помощью отсасывания игнорируются свойства самой проницаемой поверхности, которые могут оказать существенное влияние на устойчивость. Влияние свойств проницаемого покрытия на устойчивость дозвукового пограничного слоя впервые исследовалось в теоретической работе С. А. Гапонова [3]. В своих последующих публикациях им были получены импедансные соотношения, связывающие возмущения нормальной скорости и давления на проницаемой поверхности с учетом эффектов сжимаемости газа. Такое соотношение было использовано автором для исследования устойчивости пограничных слоев как при дозвуковых [4], так и при малых сверхзвуковых скоростях потока [5]. Позднее С. А. Гапонов и Н. М. Терехова [6; 7] исследовали взаимодействие возмущений в пограничных слоях на непроницаемых поверхностях в присутствии теплопередачи и распределенного массообмена через пористую стенку.

Выше были упомянуты только теоретические работы, поскольку в то время указанная проблема не исследовалась экспериментально, что объяснялось отсутствием качественных материалов для создания проницаемых покрытий. Однако в настоящее время ситуация изменилась. В последние годы были проведены эксперименты по устойчивости гиперзвуковых [8; 9] пограничных слоев. Результаты этих экспериментов удовлетворительно согласуются с расчетами [10] на основе подхода, развитого в [4; 5].

При сверхзвуковых скоростях потока применение проницаемых пористых покрытий ускоряет переход в отличие от гиперзвукового пограничного слоя, где пористость приводит к затягиванию перехода. Это различие связано с тем, что переход на сверхзвуковых скоростях определяется первой модой неустойчивости, тогда как при больших сверхзвуковых скоростях существенную роль в переходе играет вторая мода неустойчивости. Исследование развития первой моды оказывается более сложным, так как неустойчивость, связанная с этой модой, определяется наклонными (трехмер-

ными, 3D) волнами, тогда как развитие второй моды определяется двумерными волнами.

Пористые покрытия по своей природе являются шероховатыми. Поэтому их воздействие на переход происходит благодаря как проницаемости покрытия (нестационарным течениям газа в каналах пор), так и их шероховатости. Поэтому, для того чтобы установить действие только проницаемости (например, толщины пористого покрытия), желательнее провести эксперимент с пористыми покрытиями с одинаковой шероховатостью поверхности (в идеале той же самой внутренней структуры). Тогда при одинаковой шероховатости поверхности развитие возмущения в пограничном слое и, следовательно, число Рейнольдса перехода должны зависеть от толщины пористого покрытия.

В настоящей работе представлены результаты теоретических и экспериментальных исследований влияния пористых и шероховатых покрытий на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха $M = 2$. Целью работы является исследование совместного влияния проницаемости покрытия и его шероховатости. Впервые при данном числе Маха проведены экспериментальные исследования развития искусственных возмущений в пограничном слое на модели с такими покрытиями. Представлено прямое сопоставление измеренных и рассчитанных скоростей пространственного роста возмущений.

Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН [11] при числе Маха набегающего потока $M = 2$, температуре торможения $T_0 \approx 290$ К и двух значениях единичного числа Рейнольдса: $Re_1 = 11 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ (при исследованиях перехода) и $5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ (при измерениях линейной устойчивости с контролируемыми возмущениями). Поскольку труба Т-325 является установкой непрерывного действия (обычное время пуска ~ 40 мин), тепловые граничные условия на поверхности модели соответствовали условиям теплоизолированной стенки. Иными словами, температура стенки равна температуре восстановления, и для

выбранных чисел Маха и T_0 она была несколько ниже комнатной температуры: $T_{\text{wall}} \approx 275$ К.

В качестве модели использовалась плоская пластина, выполненная из нержавеющей стали, длиной 440 мм, толщиной 10 мм и шириной 200 мм, с острой передней кромкой, скошенной под углом 14° , и радиусом притупления $r_b < 0,05$ мм. Схема модели приведена на рис. 1. Продольная координата x (в направлении потока) отсчитывается от передней кромки модели. На рабочей поверхности модели, на участке от 50 до 170 мм, в пластине был проделан паз на всю ширину модели глубиной 4,3 мм. В этот паз помещались различные взаимозаменяемые вставки-пластинки с различными значениями пористости, толщины пористого покрытия, размером пор и шероховатости.

В дополнение к пористым вставкам мы пользовались также шероховатыми вставками (покрытыми наждачной бумагой) с шероховатостью и размером зерна, близкими к шероховатости и размеру зерна на пористых вставках.

Основной целью настоящей статьи является исследование совместного влияния проницаемости и шероховатости покрытия. Поэтому мы объединили все вставки с пористой и шероховатой поверхностями в один набор исследуемых объектов, для чего понадобилось систематизировать их по тем или иным параметрам и, прежде всего, идентифицировать по размеру зерна и шероховатости. Понятно, что в таком объединении присутствует определенная субъективность, однако это было необходимо для того, чтобы сравнить характеристики пористых и шероховатых вставок. В настоящей статье мы рассматриваем шероховатую поверхность как тонкий проницаемый слой с толщиной пористости, равной толщине абразивного слоя (порядка одного-двух диаметров зерен). На рис. 2 показана схема пористой и шероховатой вставок (зерна представлены в виде идентичных сфер).

Для измерений были изготовлены семь вставок (см. таблицу ниже). Вставка с нулевым номером представляет собой непроницаемую пластинку, изготовленную из нержавеющей стали. Вставки № 2 и 3 изготовлены из пористой нержавеющей стали ПНС-8 с чистотой фильтрации (аналог размера пор) 10 мкм, их толщина 0,4 и

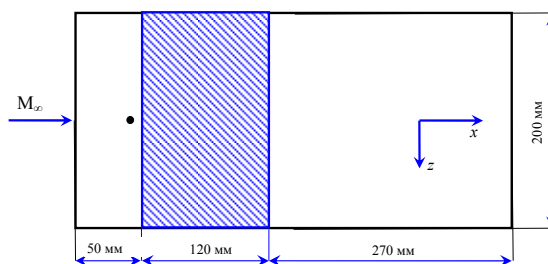


Рис. 1. Экспериментальная модель в плане. Штриховкой показана пористая / шероховатая вставка. Положение генератора возмущений обозначено точкой: $x_{\text{source}} = 37$ мм

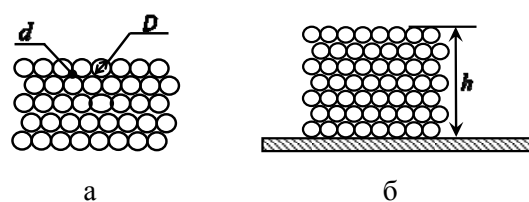


Рис. 2. Схематичное представление пористой и шероховатой вставок: а – вид в плане; б – поперечное сечение

2,5 мм соответственно. Вставка № 6 имеет пористость 32 %, изготовлена из пористого титана ТПП-5-МП с чистотой фильтрации 40 мкм и толщиной 2,5 мм. Непроницаемые вставки № 1, 4 и 5 покрыты наждачной бумагой. По размеру зерна и шероховатости вставка № 1 соответствует вставкам № 2 и 3, а вставка № 5 – вставке № 6.

Вставки № 2, 3 и 6 изготовлены из пористых материалов, произведенных Выксунским металлургическим заводом путем проката и спекания металлических порошков с различным размером зерна.

Необходимо отметить, что мы пользовались вставками из проницаемого пористого материала конечной толщины. Однако под проницаемой вставкой была непроницаемая подложка из нержавеющей стали. Таким образом, среднее течение поперек пористого слоя было нулевым. И только нестационарные пульсации давления проникали в поры и в этих тонких каналах пор подвергались вязкому затуханию. Таким образом, в наших экспериментах мы исследовали только влияние пористости и шероховатости на устойчивость пограничного слоя с нулевым средним течением через пористую поверхность.

Параметры вставок

Характеристика вставки	№ вставки	Диаметр		Шероховатость R_z , мкм	Толщина h , мм
		зерна D , мкм	пор d , мкм		
Непроницаемая пластина	0	0	0	0	0
Непроницаемая вставка, покрытая наждачной бумагой P220	1	70	10	12	0,1
Пористая нержавеющая сталь ПНС-8 (коэффициент пористости 39 %)	2	70	10	12	0,4
	3	70	10	12	2,5
Непроницаемая вставка, покрытая наждачной бумагой P120	4	125	20	18	0,15
Непроницаемая вставка, покрытая наждачной бумагой P60	5	270	40	30	0,2
Пористый титан ТПП-5-МП (коэффициент пористости 32 %)	6	270	40	30	2,5

Экспериментальная модель жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы под нулевым углом атаки. Искусственные возмущения вводились в пограничный слой модели при помощи точечного гармонического по времени источника возмущений на основе искрового разряда в камере [12]. Положение ЛТП пограничного слоя и его устойчивость относительно как естественных, так и искусственно возбуждаемых возмущений исследовались при помощи однопроводного термоанемометра постоянного сопротивления. Нить датчика термоанемометра длиной 1,5 мм имела диаметр 10 мкм и была изготовлена из вольфрама. Степень перегрева нити термоанемометра составляла 0,8, в результате чего датчик был настроен на измерение пульсаций преимущественно массового расхода. Исследования развития возмущений вниз по потоку выполнялись в слое максимальных по u пульсаций, при $E = \text{const}$ (где E – среднее напряжение моста термоанемометра), т. е. вдоль линии постоянного значения массового расхода. Измерения пульсаций потока проводились в окрестности линии симметрии модели ($z = 0$), при $|z| \leq 15$ мм, т. е. достаточно далеко от боковых стенок рабочей части трубы, расположенных при $|z| = 100$ мм, чтобы уменьшить возможное паразитное влияние стенок на результаты измерений.

Параметры среднего течения, а также его возмущения изучались при помощи автоматизированной системы сбора данных, кото-

рой оборудована аэродинамическая труба Т-325 [13]. Пульсационное напряжение с термоанемометра вводилось в компьютер с помощью АЦП с частотой 750 кГц. Длина реализации 65 536 отсчетов. Средний сигнал термоанемометра фиксировался цифровым вольтметром Agilent 34401A. Измерения вниз по потоку производились с шагом 2 мм. Частотно-волновые спектры $A(f, \beta, x)$ рассчитывались после осреднения измеренных спектров мощности.

Теория линейной устойчивости

В настоящей работе расчеты проводились на основе линейной теории устойчивости [2]. Рассматривался пограничный слой воздуха в предположении совершенного газа с показателем адиабаты $\gamma = 1,4$ и числом Прандтля $Pr = 0,72$. Зависимость вязкости от температуры учитывалась по формуле Сатерленда. Среднее течение в пограничном слое на плоской пластине рассчитывалось в приближении локальной автомодельности [14]. Уравнения локальной линейной устойчивости взяты в приближении Лиза – Линя [15]. Согласно [3–5], однородные граничные условия для компонент вектора возмущения на проницаемой поверхности должны быть заменены на следующее условие:

$$v(0) = Kp(0),$$

т. е. нормальная компонента возмущения скорости на стенке пропорциональна возмущению давления. При этом коэффициент пропорциональности K представляет собой

акустическую проницаемость пористого покрытия и зависит как от свойств самого проницаемого покрытия (пористости n , диаметра пор d и толщины h), так и от свойств потока и параметров распространяющейся в пограничном слое волны. Детальный вывод явного выражения для K может быть найден в более ранних работах авторов [16–20]. В рамках пространственной задачи устойчивости комплексное продольное волновое число $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ рассчитывалось путем численного интегрирования задачи на собственные значения с помощью метода ортогонализаций [2].

Результаты

В работе исследовалось совместное влияние проницаемости и шероховатости на устойчивость и переход пограничного слоя. Сначала было изучено влияние шероховатости на устойчивость пограничного слоя по отношению к контролируемым возмущениям. На рис. 3 приведены экспериментальные степени пространственного роста возмущений в зависимости от трансверсального волнового числа для вставок. Видно, что с увеличением шероховатости поверхности устойчивость пограничного слоя снижается, т. е. растут инкременты возмущений.

Результаты измерений влияния шероховатости покрытия на положение перехода показаны на рис. 4.

Но сначала вкратце обсудим влияние размера шероховатости поверхности модели на положение перехода пограничного слоя. В таких исследованиях обычно определялось критическое число Рейнольдса Re_k (где k – типичная высота элемента шероховатости), построенное по величине шероховатости, начиная с которой шероховатость влияет на положение перехода.

Шероховатость может быть изолированной или распределенной. Величина Re_k больше в случае изолированной шероховатости, чем в случае распределенной. Так, в классической работе [21], где описано воздействие трансверсальной цепочки изолированных сферических элементов шероховатости, было получено $Re_k \approx 1500$ – 1700 при числах Маха $M_e = 2,0$ – $3,4$.

Для распределенной шероховатости (а именно такая использовалась в настоящих исследованиях) Re_k существенно меньше.

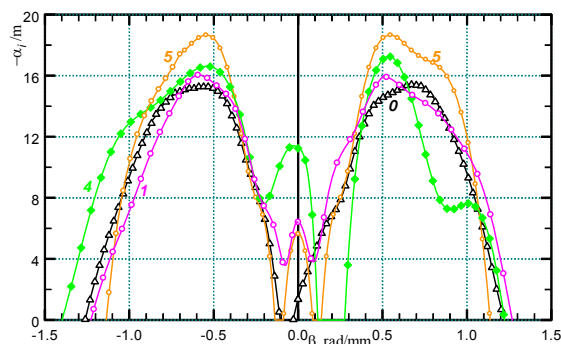


Рис. 3. Степени пространственного роста возмущений $-\alpha_i$ в зависимости от трансверсального волнового числа β для вставок: 0 – непроницаемая; 1 – шероховатая, $D = 70$ мкм, $R_z \approx 12$ мкм; 4 – шероховатая, $D = 125$ мкм, $R_z \approx 18$ мкм; 5 – шероховатая, $D = 270$ мкм, $R_z \approx 30$ мкм; $f = 14$ кГц, $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $x = 95$ мм

В [22] изучалось воздействие распределенной гранулярной шероховатости (на основе кварцевого песка) на переход на плоской пластине. При $M \approx 2$ на теплоизолированной поверхности было получено $Re_k \leq 580$. В [23–25] представлены результаты исследования воздействия распределенной гранулярной шероховатости на переход на десяти различных конусах. В исследованиях [23] при $M = 1,6$ и 2 было получено Re_k от 260 до 580; в [24] $Re_k \approx 600$ при $M \leq 2$, и в [25] $Re_k \approx 400$ при $M = 4$. Из данных [22–25] следует, что в наших измерениях со вставкой № 1 ($Re_k \approx 800$) критический размер зерна шероховатости был превышен лишь незначительно.

Согласно [26], один из основных механизмов воздействия шероховатости на неустойчивость и переход состоит в следующем: возмущения в свободном потоке, такие как акустические волны, могут взаимодействовать с шероховатостью поверхности и генерировать собственные неустойчивые возмущения первой и второй мод пограничного слоя, которые затем усиливаются вниз по потоку и вызывают ЛТП ниже по течению.

На рис. 4 приводятся зависимости безразмерного среднеквадратичного сигнала датчика термоанемометра по продольной координате x при $Re_1 = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для непроницаемой полированной вставки с нулевым номером, шероховатых вставок № 1, 4 и 5. Число Рейнольдса, построенное по размеру зерна вставок № 1, 4 и 5, $Re_k \approx 800$, 1400 и 2900 .

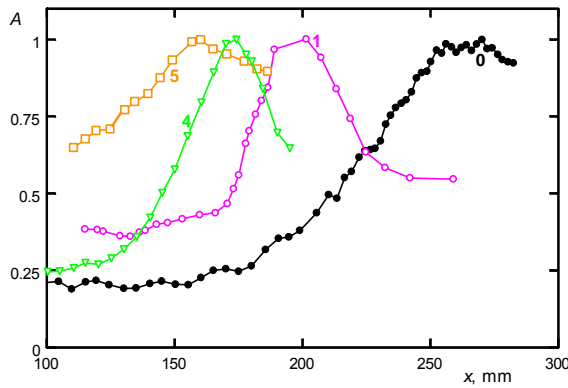
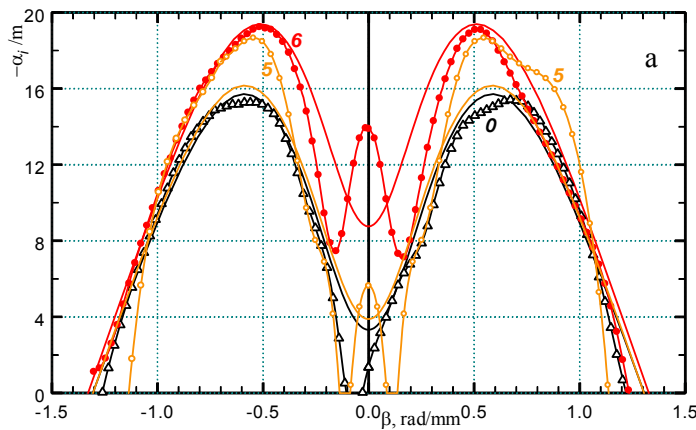


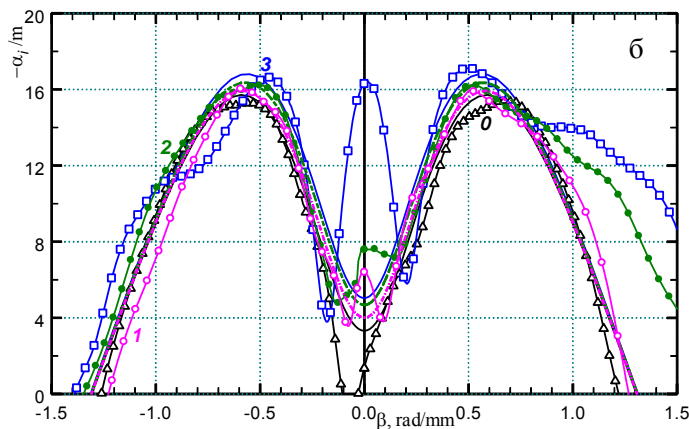
Рис. 4. Обезразмеренный средневладратичный сигнал датчика термоанемометра $A = A(x)$ в зависимости от продольной координаты x для вставок: 0 – непроницаемая; 1 – шероховатая, $D = 70$ мкм, $R_z \approx 12$ мкм; 4 – шероховатая, $D = 125$ мкм, $R_z \approx 18$ мкм; 5 – шероховатая, $D = 270$ мкм, $R_z \approx 30$ мкм; $Re_1 = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

Как следует из рис. 4, переход пограничного слоя монотонно смещается к передней кромке модели при следующих последовательных вариациях поверхности модели: 1 – непроницаемая гладкая поверхность; 2 – шероховатая поверхность с $R_z \approx 12$ мкм; 3 – шероховатая поверхность с $R_z \approx 18$ мкм; 4 – шероховатая поверхность с $R_z \approx 30$ мкм. Таким образом, для шероховатой поверхности, с ростом шероховатости покрытия переход пограничного слоя монотонно смещается к передней кромке модели.

На рис. 5 (для размера пор $d = 40$ и 10 мкм) показано совместное влияние проницаемости и шероховатости на устойчивость пограничного слоя. Видно, что для шероховатого и пористого покрытий (с одинаковым размером зерна и шероховатостью) с ростом толщины покрытия устойчивость пограничного слоя уменьшается.



- 0 – непроницаемая;
- 5 – шероховатая,
 $R_z \approx 30$ мкм, $d = 40$ мкм,
 $h = 0,2$ мм;
- 6 – пористая,
 $R_z \approx 30$ мкм, $d = 40$ мкм,
 $h = 2,5$ мм



- 0 – непроницаемая;
- 1 – шероховатая,
 $R_z \approx 12$ мкм, $d = 10$ мкм,
 $h = 0,1$ мм;
- 2 – пористая,
 $R_z \approx 12$ мкм, $d = 10$ мкм,
 $h = 0,4$ мм
- 3 – пористая,
 $R_z \approx 12$ мкм, $d = 10$ мкм,
 $h = 2,5$ мм

Рис. 5. Степени пространственного роста возмущений $-\alpha_i$ в зависимости от трансверсального волнового числа β для вставок ($f = 14$ кГц, $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $x = 95$ мм). Сравнение теории (сплошные линии) и эксперимента (символы)

Экспериментальные результаты по совместному влиянию шероховатости и пористости покрытия на положение перехода приводятся на рис. 6, где представлена зависимость среднеквадратичного интегрального по спектру сигнала с датчика термоанемометра от продольной координаты x при $Re_1 = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ для различных вставок.

Как следует из рис. 6, для того же размера зерна ($d = 10$ или 40 мкм) и одинаковой шероховатости ($R_z \approx 12$ или 30 мкм), переход пограничного слоя монотонно стремится к передней кромке модели, если поверхность модели последовательно изменяется следующим образом: 1 – непроницаемая поверхность; 2 – шероховатая поверхность ($h = 0,1 \div 0,2 \text{ мм}$); 3 – пористая поверхность ($h = 0,4 \text{ мм}$); 4 – пористая поверхность ($h = 2,5 \text{ мм}$). Это означает, что для одинаковой шероховатости положение ЛТП приближается к передней кромке модели при увеличении толщины пористого покрытия.

Таким образом, совместное воздействие проницаемости и шероховатости поверхности модели на устойчивость и переход пограничного слоя исследовано теоретически и экспериментально. Показано, что по достижении определенной величины шероховатости, при увеличении толщины шероховатого и пористого покрытий устойчивость пограничного слоя уменьшается, и ЛТП смещается по направлению к передней кромке модели.

Выводы

Проведены теоретические и экспериментальные исследования влияния параметров пористого и шероховатого покрытий на развитие первой моды неустойчивости и ламинарно-турбулентный переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Измерялись контролируемые возмущения, вводимые в пограничный слой с помощью точечного генератора искусственных возмущений на основе искрового разряда.

Для различных пористых покрытий было достигнуто хорошее количественное согласование расчетных данных на основе линейной теории устойчивости и экспериментальными данными по степеням пространственного роста возмущений.

Исследования совместного влияния проницаемости поверхности модели и ее шеро-

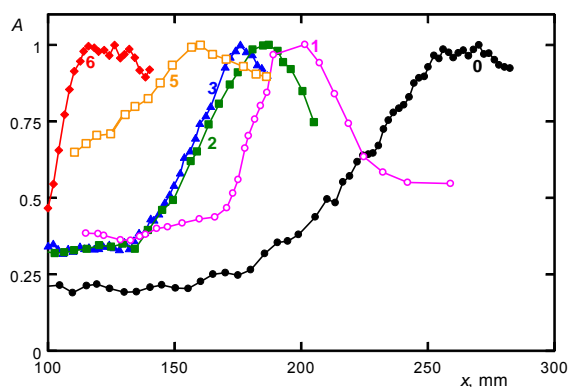


Рис. 6. Обезразмеренный среднеквадратичный сигнал термоанемометра $A = A(x)$ в зависимости от продольной координаты x для вставок: 0 – непроницаемая, $h = 0$; 1 – шероховатая, $R_z \approx 12 \text{ мкм}$, $d = 10 \text{ мкм}$, $h = 0,1 \text{ мм}$; 2 – пористая, $R_z \approx 12 \text{ мкм}$, $d = 10 \text{ мкм}$, $h = 0,4 \text{ мм}$; 3 – пористая, $R_z \approx 12 \text{ мкм}$, $d = 10 \text{ мкм}$, $h = 2,5 \text{ мм}$; 4 – пористая, $R_z \approx 12 \text{ мкм}$, $d = 10 \text{ мкм}$, $h = 2,5 \text{ мм}$; 5 – шероховатая, $R_z \approx 30 \text{ мкм}$, $d = 40 \text{ мкм}$, $h = 0,2 \text{ мм}$; 6 – пористая, $R_z \approx 30 \text{ мкм}$, $d = 40 \text{ мкм}$, $h = 2,5 \text{ мм}$; $M = 2$, $Re_1 = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$

ховатости на устойчивость и переход пограничного слоя показали, что, при достижении определенного критического значения величины шероховатости, с увеличением толщины шероховатого и пористого покрытий устойчивость пограничного слоя уменьшается, а положение ламинарно-турбулентного перехода смещается к передней кромке модели.

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. № 3, вып. 1. С. 21–23.
4. Гапонов С. А. Влияние сжимаемости газа на устойчивость пограничного слоя над проницаемой поверхностью при дозвуковых скоростях // ПМТФ. 1975. № 1. С. 121–125.
5. Гапонов С. А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на проницаемой поверхности с теплообменом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 1. С. 41–46.

6. Гапонов С. А., Терехова Н. М. Линейная эволюция и взаимодействие возмущений в пограничных слоях сжимаемого газа на непроницаемых и пористых поверхностях с теплообменом // Изв. РАН. МЖГ. 2011. № 3. С. 67–81.
7. Гапонов С. А., Терехова Н. М. Управление устойчивостью сверхзвукового пограничного слоя с помощью распределенного массообмена через пористую стенку // Изв. РАН. МЖГ. 2013. № 6. С. 59–71.
8. Фомин В. М., Федоров А. В., Шиплюк А. Н., Маслов А. А., Буров Е. В., Мальмут Н. Д. Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя покрытиями, поглощающими ультразвук // ДАН. 2002. Т. 384, № 2. С. 1–5.
9. 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, № 3. P. 481–489.
10. Fedorov A. V., Shipliyuk 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.
11. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. С. 11–13.
12. 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.
13. Kosinov A. D., Ermolaev Yu. 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 // Proc. Intern. Conf. Meth. Aerophys. Research. Novosibirsk, 2007. Pt 5. P. 81–86.
14. Хейз У. Д., Пробстин Р. Ф. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: ИЛ, 1962. 606 с.
15. Жигулев В. Н., Тумин А. М. Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
16. Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Влияние глубины порис-
- того покрытия на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 5. С. 1–6.
17. 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.
18. 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.
19. 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.
20. Лысенко В. И., Гапонов С. А., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. О влиянии толщины пористого покрытия на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 3. С. 41–47.
21. Van Driest E. R., McCauley W. D. The effect of controlled three-dimensional roughness on boundary-layer transition at supersonic speeds // J. Aeronaut. Sci. 1960. Vol. 27. No. 4, P. 261–271.
22. Braslow A. L., Knox E. C., Horton E. A. Effect of distributed three-dimensional roughness and surface cooling on boundary-layer transition and lateral spread of turbulence at supersonic speeds // NASA Tech. Note TN-D-53. 1959.
23. Braslow A. L., Horton E. A. Effects of surface roughness on transition // NACA Conf. High-Speed Aerodynamics. A Compilation of the Papers Presented, NASA-TM-X-67369. Ames, 1958. P. 439–450.
24. Braslow A. L., Hicks R. M., Harris R. V., jr. Use of grit-type boundary-layer transition trips on wind-tunnel models // NASA Tech. Note TN-D-3579. 1966.
25. Jones J. J. Experimental investigation of the heat-transfer rate to a series of 20-deg. cones of various surface finishes at a Mach

number of 4.95 // NASA-MEMO-6-10-59L.
NASA Tech. Mem. 1959.

J. Spacecraft Rockets. 2008. Vol. 45. No. 2.
P. 193–209.

26. *Schneider S. P.* Effects of roughness
on hypersonic boundary-layer transition //

Материал поступил в редакцию 11.03.2016

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

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

vl@itam.nsc.ru

JOINT INFLUENCE OF SURFACE ROUGHNESS AND PERMEABILITY ON STABILITY AND TRANSITION OF MACH = 2 BOUNDARY LAYER

Joint theoretical and experimental investigation of the influence of surface permeability and roughness on stability and laminar-turbulent transition 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. At research of the joint effect of the model surface permeability and roughness on the boundary layer stability and transition, it is shown that, as a certain (critical) roughness value is reached, with the rough and porous coating thickness increase, the boundary layer stability diminishes and the laminar-turbulent transition is displaced toward the model leading edge.

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