

УДК 532.526

Экспериментальное исследование средних и пульсационных характеристик 2D/3D сверхзвукового пограничного слоя за плоскими одиночными шероховатостями*

А.В. Панина, А.Д. Косинов, Ю.Г. Ермолаев, В.Н. Горев, Н.В. Семёнов

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

E-mail: a.v.panina@yandex.ru, kosinov@itam.nsc.ru

Впервые проведены детальные эксперименты по оценке влияния плоских микрошероховатостей (наклеек на обтекаемой потоком поверхности) на средние и пульсационные характеристики пограничного слоя на плоской пластине и скользящем крыле в сопоставимых размерных условиях. При числе Маха $M = 2$ определено, что форма наклейки практически не влияет на амплитуду пульсаций массового расхода в следе за наклейкой. Получено, что относительная восприимчивость трехмерного пограничного слоя к стационарным возмущениям приблизительно в полтора раза больше, чем восприимчивость двумерного пограничного слоя. Установлено, что присутствие наклейки на линии источника контролируемых пульсаций изменяет спектры возмущений в двумерном и трехмерном пограничных слоях по сравнению с невозмущенным течением. В следе за центром наклейки течение может быть наиболее неустойчивым.

Ключевые слова: ламинарно-турбулентный переход, сверхзвуковой пограничный слой, плоская микрошероховатость, спектры мощности.

Введение

Экспериментальные исследования механизмов ламинарно-турбулентного перехода сверхзвукового пограничного слоя проводятся более пятидесяти лет [1–6]. В последнее время проблеме перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный уделяется все больше внимания. Для больших сверхзвуковых скоростей полета важное значение имеет проблема теплозащиты летательных аппаратов, рассчитанных на вход в атмосферу. Известно, что в ламинарном пограничном слое тепломассоперенос существенно меньше, чем в турбулентном потоке. Таким образом, актуальность предсказания положения перехода и ламинаризации течения в пограничном слое только возрастает. Однако обе эти задачи еще далеки от решения. Существующие способы ламинаризации течения в пограничных слоях пока не удается использовать для летательных аппаратов.

Отработка методов управления переходом в сверхзвуковых пограничных слоях — технически сложная и дорогостоящая задача даже для проведения научных изысканий. Поэтому до сих пор активно в этой области работали в основном в США и в России. Сейчас в мире наблюдается интерес к ламинаризации с помощью микрошероховатостей

* Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (гранты № 13-01-00520-а и № 12-01-31347_мол_а) и НШ (№ 2924. 2014).

на крыле, история этого способа управления течением началась в ИТПМ СО РАН. В 1985 году сотрудником Института Косорыгиным В.С. при дозвуковых скоростях потока было открыто явление автодеструкции волн неустойчивости в пограничном слое [7]. Открытие автодеструкции коренным образом изменило существующие представления о роли микронеровностей поверхности в ламинарно-турбулентном переходе. Было доказано, что при определенной форме микронеровностей можно затягивать переход (т.е. снижать трение, влиять на аэродинамические характеристики несущих поверхностей) в сравнении с гладкой поверхностью. Недавно эта идея нашла свое развитие применительно к сверхзвуковым пограничным слоям на крыльях, она связана с пассивным управлением ламинарно-турбулентным переходом (ламинаризацией течения) в трехмерном пограничном слое с помощью распределенной микрошероховатости на поверхности стреловидного крыла вблизи передней кромки [8].

Для решения задачи ламинаризации необходимо детально выяснить механизмы перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный. Сейчас общепризнанной является прямая связь перехода к турбулентности с устойчивостью исходного ламинарного течения. Если вопросам устойчивости ламинарного пограничного слоя для дозвуковых скоростей посвящено довольно много как экспериментальных, так и теоретических работ [2, 9], то для сверхзвуковых скоростей эти проблемы исследованы в значительно меньшей степени [1–6, 10]. Следует заметить, что за последнее годы в исследованиях устойчивости сжимаемых пограничных слоев удалось достичь некоторых успехов в понимании нелинейного развития волн неустойчивости [11–15].

Как правило, явление возникновения турбулентности в пограничных слоях изучается в идеальных условиях, например на гладких поверхностях. Однако поверхности реальных летательных аппаратов не идеально гладкие. Высота шероховатостей на крыле самолета может достигать 100 мкм [8]. Для применения активных/пассивных методов управления положением ламинарно-турбулентного перехода или поверхностным трением нужно учитывать, что актюаторы будут установлены в неидеальных условиях и их эффективность может быть разной, в том числе, при изменении характеристик полета: скорости, высоты. Поэтому исследование режимов порождения возмущений контролируемые актюаторами для создания технологии управления величиной поверхностного трения летательного аппарата является актуальным.

Подчеркнем, что без знания механизмов развития волн неустойчивости нельзя создавать эффективные методы управления переходом. Здесь результаты теории гидродинамической устойчивости, использующей волновой подход в описании возникновения турбулентности, особенно важны, а в экспериментах необходимо применять метод контролируемых возмущений. Однако до сих пор в исследованиях устойчивости двумерных сверхзвуковых пограничных слоев ограничивались изучением развития контролируемых пульсаций без учета влияния возможных неоднородностей течения.

В последнее время ведутся обширные теоретические и экспериментальные исследования методов управления течением в пограничных слоях с помощью шероховатостей [8, 16–23]. В теоретических работах используется немодовый подход для анализа возмущенного и невозмущенного течений за шероховатостью [17, 18, 21], либо вычисления выполняются прямым численным моделированием [16]. В экспериментальных работах проверяется эффективность периодических шероховатостей для управления ламинарно-турбулентным переходом и характеристиками трения в турбулентных пограничных слоях [14, 15, 20–24].

Изначально влияние шероховатостей поверхности на устойчивость сжимаемых пограничных слоев изучалось на моделях скользящего крыла, поскольку эти исследования имеют значительный прикладной характер. Отметим работы [8, 23], в которых показано, что периодическая шероховатость поверхности, расположенная вблизи передней кромки модели скользящего крыла, может как стабилизировать течение, так и приблизить

ламинарно-турбулентный переход к передней кромке модели. Стабилизация течения была вызвана воздействием распределенной шероховатости на стационарную моду неустойчивости вторичного течения. В работе [25] приводятся последние результаты экспериментальных исследований ламинарно-турбулентного перехода сверхзвукового пограничного слоя на моделях плоской пластины и скользящего цилиндра, а также результаты управления переходом в пограничном слое стреловидного крыла с помощью распределенной микрошероховатости, выполненные в ИТПМ СО РАН.

Принципиальным ограничением ламинаризации течения с помощью шероховатости поверхности является неустойчивость к волнам Толлмина–Шлихтинга. Очевидно, что обнаружение стабилизирующего эффекта шероховатости для этой моды может увеличить число Рейнольдса перехода при использовании данного способа управления течением. В экспериментах [26], которые выполнялись с использованием контролируемых возмущений, показано, что пакет волн Толлмина–Шлихтинга может быть стабилизирован с помощью поперечной модуляции течения, вызванной периодической шероховатостью (создаваемой наклейками) высотой 60 мкм. С другой стороны, эксперименты показали, что расположение наклеек относительно отверстия источника возмущений по-разному влияет на характеристики среднего течения и эффективность введения контролируемых возмущений. Обнаружено дополнительное, усиленное искажение среднего течения [27], если отверстие находится в следе за наклейкой. Этот эффект безусловно требует дополнительных исследований, поскольку может ограничить создание будущих технологий для активного управления ламинарно-турбулентным переходом при сверхзвуковых скоростях. Если в первых экспериментах [14] рассматривалось развитие и взаимодействие волн в модулированном прямоугольными наклейками сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине, то при переносе данной методики на скользящее крыло квадратные наклейки устанавливались параллельно передней кромке, а фактически их форма относительно внешнего течения была ромбовидной. Поскольку форма наклеек влияет на характер искажения течения, актуальным является сравнение характеристик течения за шероховатостью фиксированной формы в двумерном и трехмерном пограничных слоях.

Целью настоящей работы было экспериментально изучить влияние плоских микрошероховатостей квадратной и ромбовидной формы на средние и пульсационные характеристики естественных возмущений в двумерном и трехмерном сверхзвуковом пограничном слое с целью сравнения порождаемых неоднородностей потока в этих течениях с учетом влияния отверстия источника возмущений.

Постановка экспериментов

Эксперименты выполнялись в малозумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 2$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. В опытах использовались модель плоской стальной пластины с острой передней кромкой и модель скользящего крыла из алюминия с углом стреловидности $\chi = 45^\circ$. После шлифовки и полировки модель пластины имела идеально плоскую поверхность и отверстие диаметром 0,5 мм для источника возмущений [12]. Координаты отверстия в пластине: $x = 37 \pm 0,25 \text{ мм}$, $z = 0$. Модель тонкого крыла имела плоско-выпуклый профиль и содержала отверстие для источника возмущений диаметром 0,41 мм. Координаты отверстия в рабочей поверхности модели: $x = 57,7 \pm 0,25 \text{ мм}$, $z = 0$. В обоих случаях x — расстояние от передней кромки модели, $z = 0$ соответствует центральной линии по ширине модели.

Для введения контролируемых стационарных возмущений в пограничный слой использовались плоские одиночные шероховатости, которые в работе [16] названы «симметричными квадратными шероховатостями». Толщина шероховатостей составляла 60 мкм. Постановка экспериментов представлена на рис. 1 в четырех вариантах. Для случаев I и II шероховатость закрывала отверстие и устанавливалась при $x = 37 \text{ мм}$,

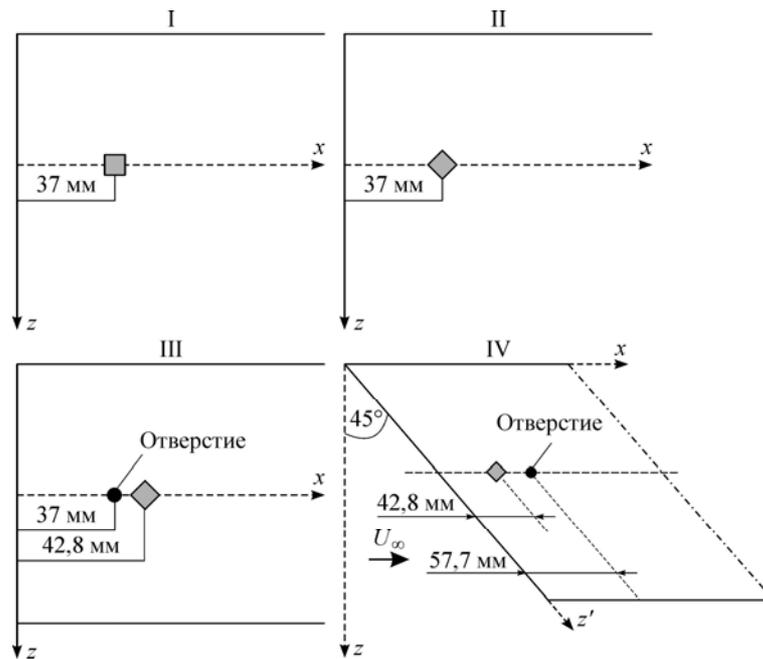


Рис. 1. Схема эксперимента.

а толщина пограничного слоя в месте установки составляла $\delta_{U_{0,995}} \approx 0,6$ мм. Для случаев III и IV элемент шероховатости не закрывал отверстие, и имелось совместное влияние шероховатости и отверстия на структуру течения вниз по потоку. Расстояние от передней кромки до шероховатости подбиралось так, чтобы толщина пограничного слоя в месте расположения шероховатости на пластине и на крыле была одинаковой ($\delta_{U_{0,995}} \approx 0,7$ мм). Измерения естественных возмущений для всех случаев расположения наклеек проводились в сечении, где локальная толщина пограничного слоя составляла $\delta_{U_{0,995}} \approx 1$ мм (на расстоянии $x = 96,5$ мм от передней кромки по линии разряда на крыле и на расстоянии $x = 76,5$ мм от передней кромки — на пластине).

Возмущения в потоке измерялись термоанемометром постоянного сопротивления. Датчик термоанемометра изготавливался из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. С помощью координатного устройства датчик перемещался по координатам x , y , z . Дискретность перемещения датчика по координатам x , z составляла 0,1 мм, а по y — 0,01 мм. При перемещении датчика по трансверсальной координате измерения проводились при $x = \text{const}$ и $y = \text{const}$. После выполненных измерений по сечению устанавливалось новое значение y и измерения продолжались в новом сечении. Величина перегрева нити датчика устанавливалась около 0,8, поэтому измеренные возмущения на 95 % состояли из пульсаций массового расхода [28].

Постоянная составляющая напряжения с выхода термоанемометра E измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Пульсационный сигнал с выхода термоанемометра оцифровывался 12-ти разрядным аналого-цифровым преобразователем (АЦП) и затем записывался в компьютер. Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц.

Для определения характера развития естественных возмущений в пограничном слое модели использовался статистический подход, благодаря которому удалось определить линейную и нелинейную области развития пульсаций [29].

Для определения величины искажения среднего течения удобно использовать относительное изменение среднего массового расхода в поперечном направлении. Его

можно получить, используя соотношение, связывающее среднее напряжение с выхода термоанемометра и средний массовый расход [28, 30]:

$$E^2 = L + M(\rho U)^n.$$

Возьмем дифференциал от этого выражения:

$$d(E^2) = d(L + M(\rho U)^n)$$

и получим

$$2E \cdot dE = Mn(\rho U)^{n-1} d(\rho U).$$

Делим левую часть на E^2 , а правую на $L + M(\rho U)^n$, пренебрегая величиной L в соответствии с процедурой, описанной в работе [28]:

$$2 \frac{\Delta E}{E} \approx n \frac{\Delta(\rho U)}{\rho U}. \quad (1)$$

Поскольку по результатам калибровки датчика $n \approx 0,5$, выражение (1) можно переписать в виде

$$\frac{\Delta(\rho U)}{\rho U} \approx 4 \frac{\Delta E}{E}. \quad (2)$$

Оциллограммы пульсаций массового расхода m' , измеренные термоанемометром, также обезразмеривались на локальное значение среднего массового расхода, аналогично (2) [28].

Результаты

Результаты измерений средних и пульсационных характеристик течения за шероховатостью в плоскости (y, z) приведены на рис. 2 и 3. Наборы данных I–IV, представленные

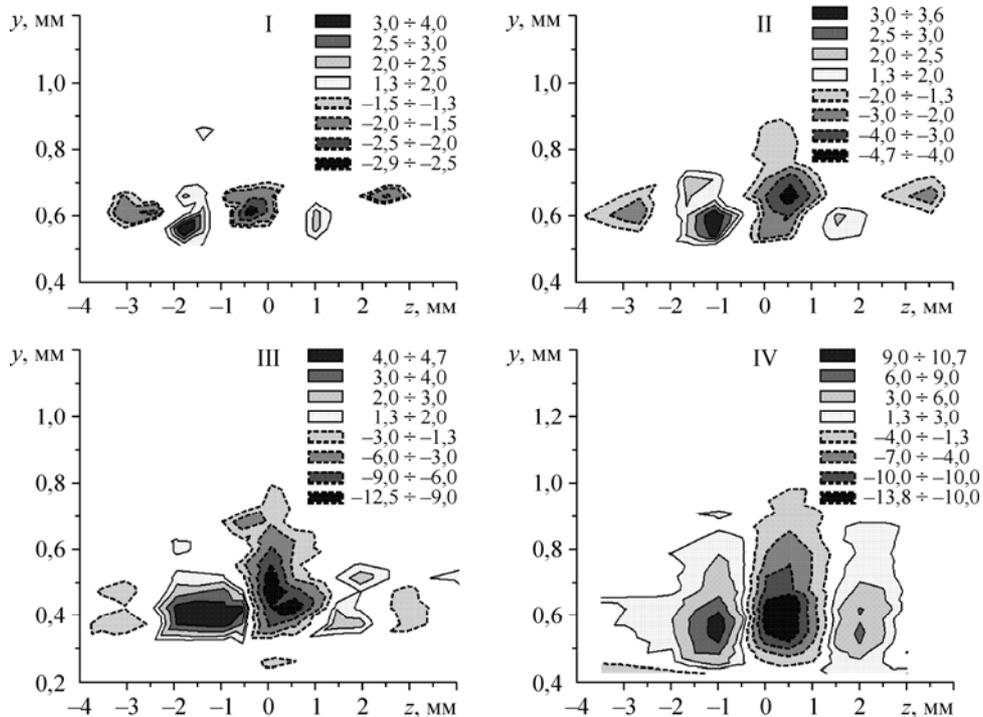


Рис. 2. Изолинии искажения среднего течения в следе за одиночной шероховатостью в плоскости (y, z) . Сплошные линии — положительные значения искажения среднего течения, штриховые — отрицательные значения.

на этих и других рисунках, получены в четырех вариантах расположения элементов шероховатости (см. рис. 1). На рис. 2 показаны изолинии дефекта среднего массового расхода, полученные по формуле (2). На графике сплошными линиями нанесены положительные значения искажения среднего течения, штриховыми — отрицательные значения. Данные I и II позволяют сделать вывод, что ромбовидная наклейка создает больший дефект среднего течения по нормали к поверхности по сравнению с плоской квадратной шероховатостью. Однако максимальные значения искажения в обоих случаях приблизительно одинаковые и составляют около $\pm 4\%$. Максимум дефекта по нормали приходится на срединную область шероховатости. Результаты III и IV подтверждают последний вывод как для двумерного, так и для трехмерного пограничного слоя. Наличие отверстия в поверхности увеличивает максимальные значения искажения среднего течения в случае III до величин $+5\% \div -13\%$ и в случае IV — до величин $+11\% \div -14\%$. На гладких моделях искажение среднего течения составляло около $\pm 1,5\%$ в силу погрешности поддержания режима течения в аэродинамической трубе. Заметим, что минимальная погрешность определения среднего массового расхода по результатам термоанемометрических измерений в пограничном слое не может быть лучше 1% . Можно утверждать, что наличие отверстия на гладких моделях не вносило дополнительного заметного искажения среднего течения в поперечном направлении в области проведения основных измерений.

На рис. 3 приведены распределения интегральных пульсаций массового расхода поперек пограничного слоя на различном расстоянии от поверхности модели. Поперечная неоднородность среднего течения изменяет пульсационный фон естественных возмущений в следе за наклейками. Он остается в среднем неизменным на гладких моделях. Для вариантов I и II фон становится неоднородным ($\pm 10\%$) в области следа от шероховатости. Для вариантов III и IV неоднородность фона возрастает в несколько раз. Наличие отверстия в поверхности приводит к сильному увеличению амплитуды среднеквадратичных пульсаций выше естественного максимума поперек пограничного

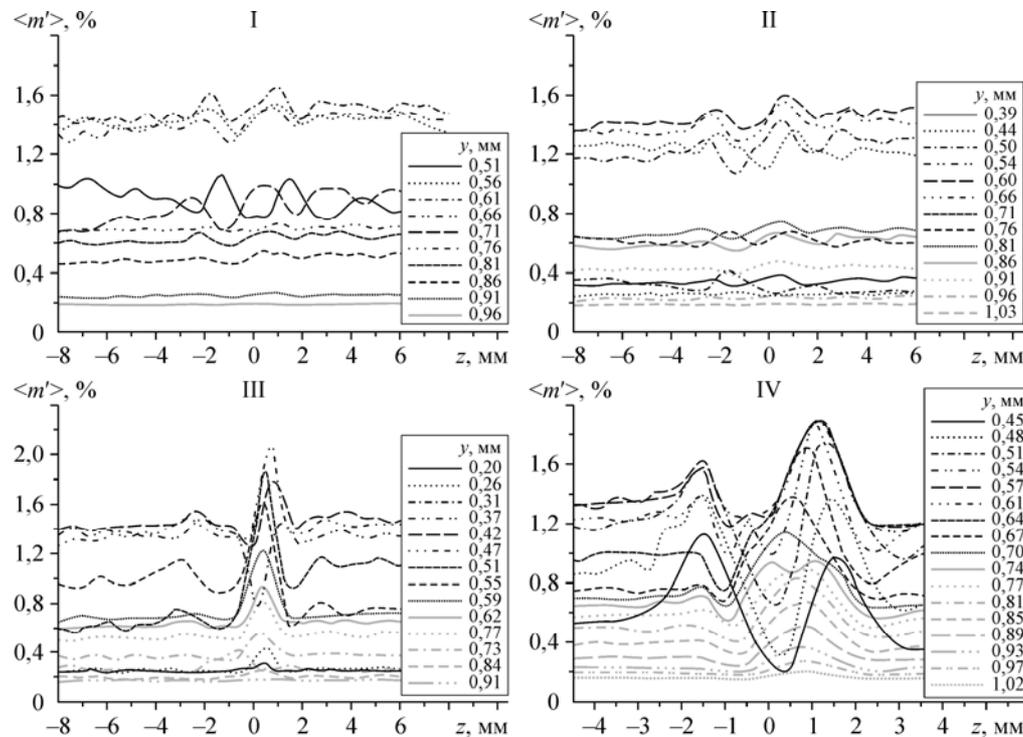


Рис. 3. Интегральная амплитуда пульсаций массового расхода в поперечном направлении на различной высоте от поверхности модели.

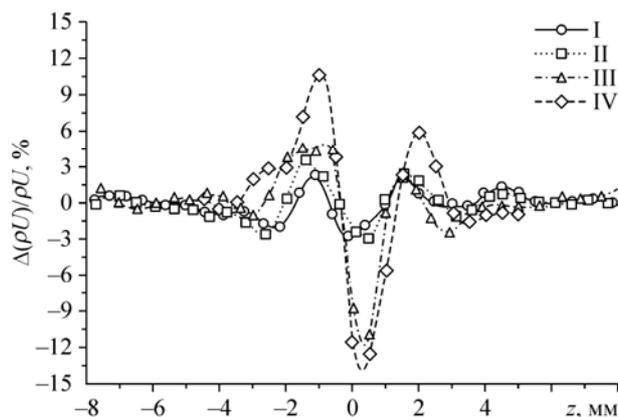


Рис. 4. Сравнение искажения среднего течения в поперечном направлении в окрестности максимумов пульсаций в пограничном слое.

Таблица

Координаты z положения максимумов и минимумов дефекта среднего течения

Экспериментальный режим	I	II	III	IV
1-й максимум	-1,3	-1,5	-1,5	-1,0
2-й максимум	1,7	1,5	1,5	2,0
Минимум	0	0,5	0,3	0,5

слоя, сформированного неустойчивостью однородного течения для случая III. Однако в трехмерном пограничном слое (IV) неоднородность распределения естественных пульсаций присутствует как выше, так и ниже естественного максимума поперек пограничного слоя. Возможно, здесь играет роль разное расположение отверстия относительно наклейки.

На рис. 4. представлено сравнение распределений величины искажения среднего течения в следе за шероховатостью в поперечном направлении. Сравнение выполняется в слое максимальных пульсаций массового расхода в невозмущенном потоке. Минимум в данных распределениях соответствует центру наклейки, а максимумы дефекта среднего течения — областям вблизи краев наклейки, расположенных при z равном 1,5 мм для случая I и $\pm 2,1$ мм для случаев II, III, IV. Результаты подтверждают вывод, что отверстие влияет на дефект среднего течения в следе за шероховатостью. Для случая «наклейка + отверстие» на пластине (III) максимальный размах искажения среднего течения в два раза больше, чем для наклейки на пластине (II). Кроме того, можно сделать вывод, что относительная восприимчивость трехмерного пограничного слоя (IV) к стационарным возмущениям приблизительно в полтора раза больше, чем восприимчивость двумерного пограничного слоя (III). Координаты z (мм), соответствующие максимумам и минимумам распределений, приведены в таблице.

Поперечные распределения интегральной среднеквадратичной величины (RMS) амплитуды пульсаций массового расхода в максимумах пульсаций в пограничном слое с наклейкой на пластине и на крыле представлены на рис. 5. Получено, что уровень пульсаций массового расхода в невозмущенном потоке на пластине приблизительно на 15÷20 % больше, чем на крыле. Можно сделать вывод, что форма наклейки практически не влияет на абсолютные

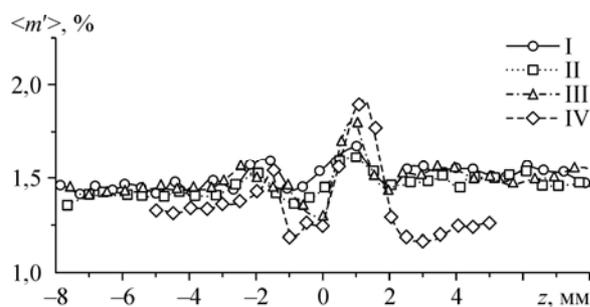


Рис. 5. Сравнение интегральной амплитуды пульсаций массового расхода в поперечном направлении.

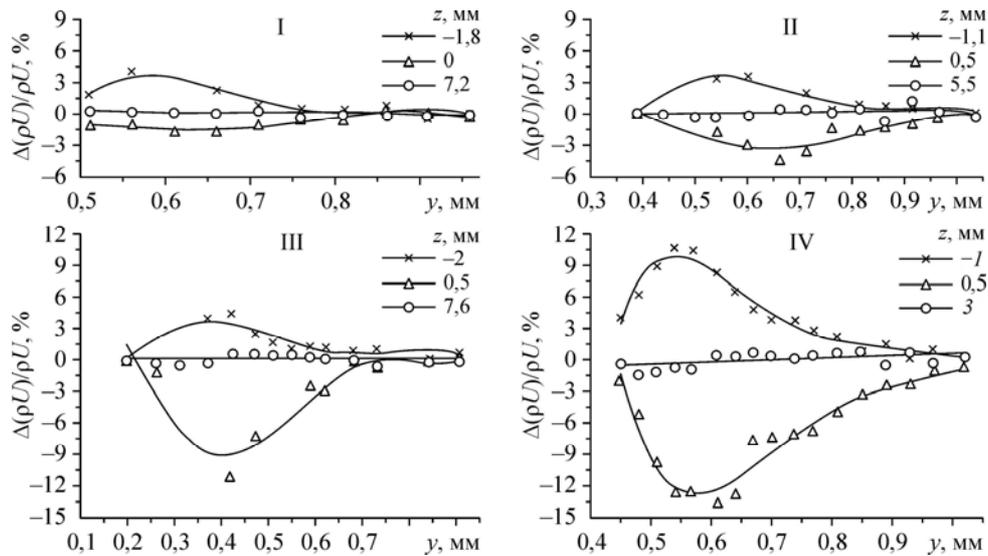


Рис. 6. Профили искажения среднего течения.

изменения пульсаций массового расхода в следе за наклейкой (I и II). Обнаружено, что относительное изменение пульсаций массового расхода в следе за элементом шероховатости на крыле (IV) в 1,5 раза больше, чем на пластине (III).

Количественные результаты по искажению среднего течения в максимуме и минимуме дефекта в следе за шероховатостью и сравнение с невозмущенным течением по нормальной координате представлены на рис. 6. Поскольку на высоте $y \approx 1$ мм дефект среднего массового расхода становится близок к нулю во всех сечениях, можно сделать вывод, что в следе за элементом шероховатости толщина пограничного слоя практически не изменяется. Невозмущенному потоку соответствуют профили при $z = 7,2, 5,5, 7,6$ и 3 мм для конфигураций элементов шероховатости I, II, III и IV соответственно. При $z = 0$ мм для конфигурации шероховатости I и при $z = 0,5$ мм для конфигураций II, III и IV искажение среднего течения отрицательно, поэтому в этом месте профиль массового расхода будет менее наполненным по отношению к профилю невозмущенного потока. При $z = -1,8, -1,1, -2$ и -1 мм для конфигураций элементов шероховатости I, II, III и IV соответственно искажение среднего течения положительно, следовательно, в этом месте профиль массового расхода будет более наполненным. Согласно теории гидродинамической устойчивости, менее наполненный профиль массового расхода соответствует менее устойчивому течению, а более наполненный — более устойчивому течению. Из этого можно сделать вывод, что в следе за центром наклейки течение будет наиболее неустойчивым. Кроме того, на этом рисунке видно, что координата y , при которой наблюдается максимальное положительное искажение среднего течения, меньше, чем координата y , при которой наблюдается максимальный отрицательный дефект.

После проведения измерений в ближнем поле от элемента шероховатости установлено, что толщина пограничного слоя практически не изменяется. Однако изменяется уровень естественных возмущений внутри пограничного слоя, а развитие возмущений может стать нелинейным. Для проверки характера эволюции пульсаций выполнена статистическая обработка осциллограмм возмущений по всем полученным точкам. Результаты статистического анализа показали, что характер развития пульсаций не изменился: он был линейным для всех конфигураций элемента шероховатости, за исключением узкой области вблизи $z = 0$, где проявлялась слабая нелинейность.

Детальное представление о влиянии наклеек на характеристики естественных пульсаций можно установить при анализе их спектральных характеристик. На рис. 7

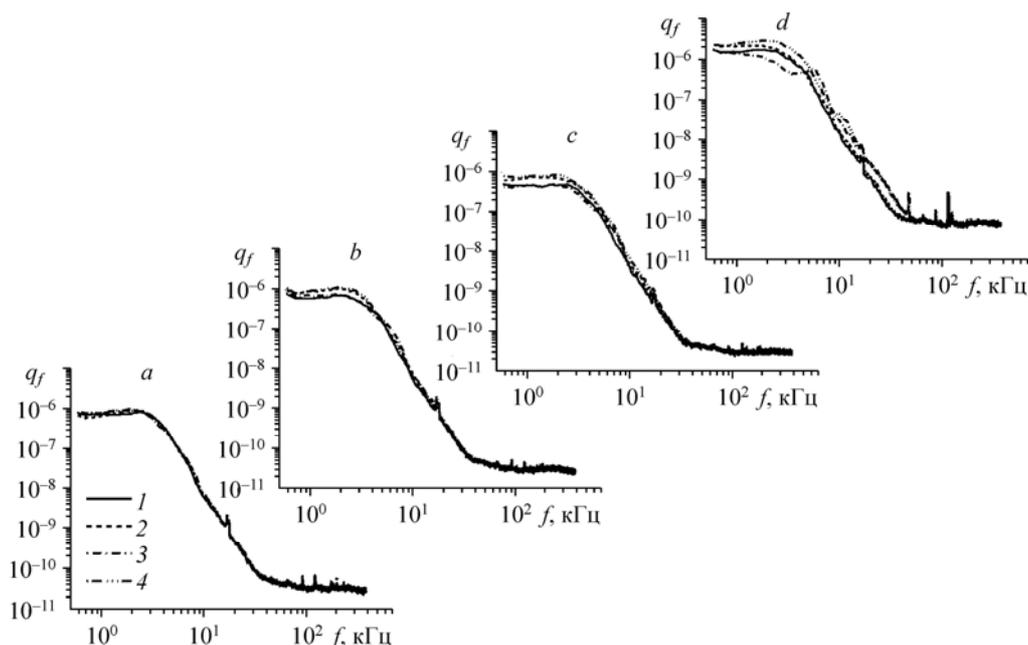


Рис. 7. Спектры мощности пульсаций в пограничном слое.

a — гладкая поверхность плоской пластины: $z = -6$ (1), $-1,6$ (2), 0 (3), $1,6$ (4) мм; *b* — конфигурация соответствует элементу шероховатости I: невозмущенное течение (1), 1-й максимум (2), минимум (3), 2-й максимум (4); *c* — конфигурация соответствует элементу шероховатости II: невозмущенное течение (1), 1-й максимум (2), минимум (3), 2-й максимум (4); *d* — конфигурация соответствует элементу шероховатости III: невозмущенное течение (1), 1-й максимум (2), минимум (3), 2-й максимум (4) (координаты максимумов и минимума приведены в таблице).

показаны частотные спектры мощности естественных возмущений в пограничном слое гладкой пластины и пластин с элементами шероховатости I, II и III. Спектральная плотность мощности пульсаций массового расхода естественных возмущений $q_f = \langle m_f \rangle^2$ приведена в относительных единицах, с нормировкой на средний массовый расход набегающего потока. В случае гладкой пластины спектры естественных возмущений практически не отличаются для различных значений координаты z (рис. 7, *a*), включая область следа за отверстием. Следовательно, можно сделать вывод, что установка источника возмущений в модели была герметичной, и отверстие для введения возмущений в пограничный слой не влияло на спектры естественных возмущений. Для конфигураций шероховатости I и II (рис. 7, *b* и 7, *c*) наибольшее влияние на спектры происходит при координатах z , соответствующих максимумам искажения среднего течения (линии 2 и 4 на графиках). В этих областях спектральная мощность низкочастотных возмущений в полтора раза больше, чем спектральная мощность в невозмущенном потоке. Однако для случая III (рис. 7, *d*), когда присутствует совместное влияние наклейки и отверстия в модели, спектральная мощность низкочастотных возмущений приблизительно в два раза больше в области максимумов дефекта среднего течения (линии 2 и 4), и в два раза меньше в области минимума дефекта (линия 3) по сравнению с невозмущенным потоком (линия 1).

На рис. 8 приведены спектральная плотность мощности пульсаций массового расхода в пограничном слое гладкого крыла и крыла с шероховатостью (IV). Из данных, представленных на рис. 8, *a*, видно, что спектральные мощности естественных возмущений на гладком крыле для различных значений координаты z практически не отличаются. Таким образом, аналогично случаю гладкой пластины, в отсутствие шероховатости

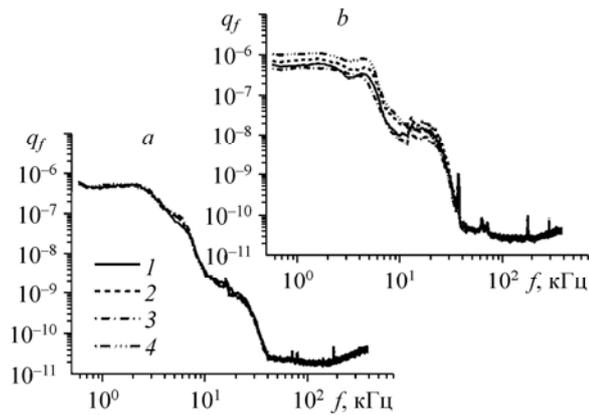


Рис. 8. Спектры мощности пульсаций в пограничном слое.

a — гладкая поверхность скользящего крыла: $z = -8$ (1), $-1,5$ (2), 0 (3), $1,5$ (4) мм; *b* — конфигурация соответствует элементу шероховатости IV: невозмущенное течение (1), 1-й максимум (2), минимум (3), 2-й максимум (4) (координаты максимумов и минимума приведены в таблице).

в широкой частотной области от невозмущенного спектра как в области максимумов дефекта среднего течения, так и в области минимума дефекта.

Выводы

Проведены детальные эксперименты по оценке влияния плоских микрошероховатостей на средние и пульсационные характеристики пограничного слоя на плоской пластине и скользящем крыле в сопоставимых размерных условиях. Впервые при числе Маха 2:

- определено, что ромбовидная наклейка создает большой дефект среднего течения по нормали к поверхности по сравнению с плоской квадратной шероховатостью, однако форма наклейки практически не влияет на абсолютные изменения пульсаций массового расхода в следе за наклейкой;
- получено, что относительная восприимчивость трехмерного пограничного слоя к стационарным возмущениям приблизительно в полтора раза больше, чем восприимчивость двумерного пограничного слоя;
- получено, что относительное изменение пульсаций массового расхода в следе за элементом шероховатости на крыле в полтора раза больше, чем на пластине;
- обнаружено, что в отсутствие шероховатости отверстие в поверхности модели не оказывает влияние на спектральные характеристики естественных возмущений; в присутствии наклейки на линии разряда спектры возмущений в двумерном и трехмерном пограничном слое отличаются от невозмущенного спектра как в области максимумов дефекта среднего течения, так и в области минимума дефекта;
- получено, что в следе за центром наклейки течение может быть наиболее неустойчивым.

Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука. 1980. 144 с.
2. Жигулев В.Н., Тумин А.М. Возникновение турбулентности // Новосибирск: Наука. 1987. 282 с.
3. Laufer J., Vrebalovich T. Stability and transition of a laminar boundary layer on an insulated flat plate // J. Fluid Mech. 1960. Vol. 9. P. 257–299.
4. Lebiga V.A., Maslov A.A., Pridanov V.G. Experimental investigation of the stability of supersonic boundary layer on a flat insulated plate // Archives Mech. 1979. Vol. 31, No. 3. P. 397–505.
5. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Левченко В.Я., Семенов Н.В. О неустойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 5. С. 50–54.
6. Kendall J.M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // AIAA J. 1975. Vol. 13, No. 3. P. 290–299.

7. **Косорыгин В.С., Поляков Н.Ф.** Автодеструкция неустойчивых волн ламинарного пограничного слоя // Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. Препринт № 11–90, 1990. 42 с. (См. также: Bulletin of Amer. Phys. Soc. 1990. Vol. 35, No. 10. 2291 p.)
8. **Saric W.S., Reed H.L.** Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness // AIAA Paper. 2002. No. 2002–0147. 10 p.
9. **Качанов Ю.С., Козлов В.В., Левченко В.Я.** Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
10. **Kosinov A.D., Maslov A.A., Shevelkov S.G.** Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // J. Fluid Mech. 1990. Vol. 219. P. 621–633.
11. **Гапонов С.А., Масленникова И.И.** Субгармоническая неустойчивость сверхзвукового пограничного слоя // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 1. С. 10–17.
12. **Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Шевельков С.Г.** Экспериментальное исследование нелинейных волновых процессов в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине // Математическое моделирование, аэродинамика и физическая газодинамика / Под ред. В.М. Фомина. Новосибирск: ИТПМ СО РАН, 1995. С. 97–106.
13. **Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В.** Экспериментальное исследование нелинейного развития волн неустойчивости на плоской пластине при числе Маха $M = 3$ // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 107–114.
14. **Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev V.G.** Experiments on the wave train excitation and wave interaction in spanwise modulated supersonic boundary layer // Seventh IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition. Stockholm, Sweden, June, 2009. Proc. Heideberg: Springer, 2010. Vol. 18. P. 513–516.
15. **Mayer C., Fasel H.F.** Investigation of asymmetric subharmonic resonance in a supersonic boundary layer at Mach 2 using DNS // AIAA paper. 2008. No 2008–0591.
16. **Groskopf G., Kloker M.J., Stephani K.A., Marxen O., Iaccarino G.** Hypersonic flows with discrete oblique surface roughness and their stability properties // In Proc. of the 2010 Summer Program, CTR. P. 405–422.
17. **Tumin A., Reshotko E.** Spatial theory of optimal disturbances in boundary layers // Phys. Fluids. 2001. Vol. 13, No. 7. P. 2097–2104.
18. **Reshotko E.** Transient growth a factor in bypass transition // Phys. Fluids. 2001. Vol. 13, No. 5. P. 1067–1075.
19. **Radeztsky Jr.R.H., Reibert M.S., Saric W.S.** Effect of isolated micron-sized roughness on transition in swept-wing flows // AIAA J. 1999. Vol. 37, No. 11. P. 1371–1377.
20. **Fransson J.H.M., Fallenius B.E.G., Shahinfar S., Sattarzadeh S.S., Talamelli A.** Advanced fluid research on drag reduction in turbulence experiments // J. of Physics: Conf. Series, 2011. No. 318. P. 032007.
21. **Fransson J.H.M., Brandt L., Talamelli A., Cossu C.** Experimental and theoretical investigation of the nonmodal growth of steady streaks in a at plate boundary layer // Phys. Fluids. 2004. Vol. 16, No. 10. P. 3627–3638.
22. **Fransson J.H.M., Talamelli A., Brandt L., Cossu C.** Delaying transition to turbulence by a passive mechanism // Phys. Rev. Lett. 2006. No. 96. P. 064501.
23. **Семёнов Н.В., Косинов А.Д.** Метод управления ламинарно-турбулентным переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 3. С. 353–357.
24. **Schneider S.P.** Effects of roughness on hypersonic boundary-layer transition // J. Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45, No. 2. P. 193–209.
25. **Косинов А.Д., Семёнов Н.В., Фомин В.М.** Об управлении переходом в сверхзвуковых пограничных слоях на скользящих крыльях // Проблемы и достижения прикладной математики и механики: к 70-летию академika В.М. Фомина: сб. науч. тр. Новосибирск: Параллель, 2010. С. 353–363.
26. **Панина А.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В.** Исследование влияния поперечной неоднородности течения на развитие волнового пакета в сверхзвуковом пограничном слое // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2010. Т. 5, № 2. С. 17–27.
27. **Панина А.В., Ермолаев Ю.Г., Семёнов Н.В., Косинов А.Д.** О стабилизации контролируемых возмущений в 2D и 3D сверхзвуковых пограничных слоях // Аэродинамика и прочность конструкций летательных аппаратов. Тр. всерос. юбилейной науч.-техн. конф., посвященной 70-летию со дня основания СибНИА, 20–21 сентября 2011 / Под ред. А.Н. Серьёзова и В.К. Белова. Новосибирск: СибНИА, 2011. С. 119–123.
28. **Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel // Novosibirsk, 1999. 24 p. (Preprint / Russian Academy of Sci., Siberian Division. Institute of Theoretical and Applied Mechanics. No. 6–99).
29. **Косинов А.Д., Семисынов А.И.** О характере развития естественных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 1. С. 41–46.
30. **Smits A.J., Hayakawa K., Muck K.C.** Constant temperature hot-wire anemometer practice in supersonic flows // Experiments in Fluids. 1983. No. 1, P. 83–92.

Статья поступила в редакцию 19 февраля 2013 г.