

УДК 532.526

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ ПРОЦЕССОВ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА $M = 2$

Ю. Г. Ермолаев, А. Д. Косинов, Н. В. Семенов

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090 Новосибирск, Россия

E-mails: yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru, semion@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментов по исследованию линейной и нелинейной стадий развития естественных возмущений в пограничном слое на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях. Эксперименты выполнены на модели скользящего крыла, имеющего чечевицеобразный профиль, с углом скольжения передней кромки  $45^\circ$  и относительной толщиной 3 %. Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Для определения нелинейного взаимодействия возмущений выполнена оценка показателей эксцесса и асимметрии для экспериментально полученных распределений пульсационного сигнала по продольной координате или по нормали к поверхности. Установлено, что в области линейного развития возмущения нарастают в диапазоне частот  $8 \div 35$  кГц, в то время как в области нелинейного развития происходит усиление высокочастотных возмущений. Показано, что рост возмущений в высокочастотной части спектра ( $f > 35$  кГц) обусловлен вторичной неустойчивостью.

**Ключевые слова:** сверхзвуковые скорости, пограничный слой, скользящее крыло, переход, устойчивость.

**Введение.** В последнее время вследствие активного развития авиационной техники возросла актуальность исследования пространственных пограничных слоев, которые имеют место, в частности, на крыле самолета. Процесс перехода к турбулентности в пограничном слое на модели скользящего крыла очень сложен. Основное отличие гидродинамики трехмерного течения в пограничном слое на скользящем крыле от гидродинамики двумерного течения заключается в появлении поперечного, или вторичного течения, что и приводит к возбуждению ряда неустойчивостей. Существующие теоретические представления о механизмах возникновения турбулентности в трехмерном пограничном слое на скользящем крыле позволяют выделить четыре основных типа неустойчивости: 1) неустойчивость течения на передней кромке; 2) неустойчивость течения по отношению к стационарным вихрям поперечного течения; 3) неустойчивость течения по отношению к бегущим возмущениям; 4) неустойчивость течения по отношению к волнам типа волн Толлмина — Шлихтинга. Развитие таких возмущений и их влияние на процесс перехода существенно зависят от внешних условий.

В большинстве теоретических и экспериментальных работ, посвященных изучению устойчивости трехмерного пограничного слоя на скользящем крыле, рассматривается случай дозвуковых скоростей потока (см., например, [1–4]). Процессы, происходящие на линей-

ной стадии ламинарно-турбулентного перехода, изучены достаточно хорошо, полученные теоретические и экспериментальные данные удовлетворительно согласуются. На нелинейной стадии развития возмущений, когда амплитуда стационарных вихрей достигает достаточно больших значений, наблюдается модуляция среднего течения в трансверсальном направлении. Искажение профилей средней скорости в сдвиговом течении, т. е. наличие на них точек перегиба, обуславливает неустойчивость такого течения по отношению к вторичным высокочастотным возмущениям. Эволюция высокочастотных возмущений вниз по потоку может приводить к переходу пограничного слоя на скользящем крыле в турбулентное состояние.

Впервые возбуждение высокочастотных возмущений экспериментально обнаружено в [5]. В экспериментах со скользящим цилиндром с помощью термоанемометра установлено, что частота наиболее неустойчивых бегущих возмущений равна 1,1 кГц, а высокочастотные пульсации возбуждаются на частоте 17,5 кГц. Позднее было сделано предположение, что эти пульсации обусловлены вторичной неустойчивостью поперечного течения [6]. Теория вторичных возмущений, возникающих вследствие появления точек перегиба на профилях скорости и вызванных стационарными возмущениями поперечного течения на скользящем крыле, была развита в работе [7]. Исходными данными для анализа, проведенного в [7] на основе теории Флоке, были результаты экспериментов [8]. Результаты первых экспериментальных исследований вторичной неустойчивости поперечного течения на реальной трехмерной модели скользящего крыла приведены в работе [9] (ранее исследования выполнялись на плоских моделях с наведенным градиентом давления). Получены подробные данные о структуре возмущений, определены области возникновения двух нестационарных мод, а также показана связь стационарных вихрей и бегущих волн неустойчивости вторичного течения на последних стадиях ламинарно-турбулентного перехода.

Наряду с экспериментальными исследованиями [1–6] отметим работы [8–14], в которых экспериментально изучалась вторичная неустойчивость несжимаемого пограничного слоя на скользящем крыле. Для подтверждения результатов экспериментов и лучшего понимания указанного процесса выполнены теоретические исследования [15–19]. Показано, что вторичная неустойчивость обуславливает ламинарно-турбулентный переход на скользящих крыльях при низкой степени турбулентности. Развитие стационарных возмущений, вызванных неустойчивостью поперечного течения, приводит к деформации среднего течения, что в свою очередь создает условия (неустойчивые распределения скорости по нормали к поверхности ( $\partial U/\partial y$ ) и поперек потока ( $\partial U/\partial z$ )) для возникновения вторичных колебаний в области нелинейного развития возмущений. Идентифицировано несколько высокочастотных мод вторичной неустойчивости [14–16] с частотами, приблизительно на порядок превышающими частоты наиболее интенсивных бегущих возмущений.

Количество исследований устойчивости пространственного пограничного слоя при сверхзвуковых скоростях значительно меньше. Имеется несколько теоретических работ, посвященных изучению вторичной неустойчивости трехмерного сверхзвукового пограничного слоя. В работе [20] численно изучалась вторичная неустойчивость на стационарных поперечных вихрях на скользящем цилиндре при числе Маха  $M = 3,5$ . Обнаружено, что наиболее неустойчивые бегущие возмущения поперечного течения имеют максимум на частоте  $f \approx 50$  кГц. Анализ вторичной неустойчивости показал, что частоты растущих возмущений на порядок выше частот бегущих возмущений и имеют максимумы при  $f \approx 100, 970, 1050$  кГц. Ламинарно-турбулентный переход в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое исследовался в [21] методом прямого численного моделирования. Линейный анализ показал, что неустойчивость поперечного течения оказывает основное влияние на процесс перехода. В результате анализа вторичной неустойчивости обнаружена широкая полоса неустойчивых мод, распространяющихся вниз по потоку.

В работе [22] выполнено численное исследование вторичной неустойчивости при различных начальных амплитудах возмущений, предсказан ламинарно-турбулентный переход и показана возможность управления сверхзвуковым пограничным слоем на скользящем крыле. Расчеты проведены для параметров эксперимента по управлению ламинарно-турбулентным переходом с помощью распределенной шероховатости [23]. Эксперименты [23] выполнены на модели крыла с относительной толщиной профиля 4 % и углом скольжения  $\chi = 73^\circ$  при числе Маха  $M = 2,4$ . Однако, поскольку в экспериментах [23] получены только данные о положении точки перехода, сравнение теории и эксперимента не проводилось.

Результаты исследований развития как естественных, так и контролируемых возмущений в трехмерном пограничном слое приведены в работах [24–29]. В [30] теоретически изучена линейная стадия неустойчивости поперечного течения и методом прямого численного моделирования проведено сравнение теории с экспериментами [25]. Показано, что теоретические данные хорошо согласуются с результатами экспериментов, полученными для поперечных масштабов неустойчивых вихрей вторичного течения. Однако рассчитанные инкременты нарастания возмущений значительно отличаются от полученных в результате обработки экспериментальных данных. Это различие объясняется нелинейностью процессов, наблюдаемых в эксперименте. Для проведения корректного сравнения с теорией необходимы экспериментальные данные о развитии возмущений в линейной области. Поэтому были выполнены исследования развития возмущений на моделях тонкого крыла при малых единичных числах Рейнольдса [28, 29]. Это позволило в несколько раз расширить область измерений до точки перехода и впервые получить данные о линейном развитии возмущений.

В настоящей работе, являющейся продолжением исследований [28], с помощью статистического подхода выполнен анализ линейности или нелинейности развития возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха  $M = 2$ .

**Постановка экспериментов.** Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики СО РАН при числе Маха  $M = 2$ . Использовалась модель крыла, имеющего чечевицеобразный профиль, с углом скольжения передней и задней кромок  $\chi = 45^\circ$ , которая устанавливалась под нулевым углом атаки в центральном сечении рабочей части аэродинамической трубы. Длина модели 0,38 м, ширина 0,2 м, максимальная толщина 12 мм, относительная толщина 3 %.

Возмущения в потоке регистрировались термоанемометром постоянного сопротивления. Измерения пульсационных и средних характеристик потока проводились автоматизированной системой сбора данных. Датчики термоанемометра изготавливались из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной приблизительно 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика составляла 0,8, а измеренные возмущения преимущественно соответствовали пульсациям массового расхода. Пульсационные и средние характеристики потока измерялись автоматизированной измерительной системой [31], состоящей из стандартных измерительных приборов и аппаратуры в стандарте КАМАК с контроллером СС-32 и базовым компьютером. Пульсационный сигнал в диагонали моста термоанемометра записывался с помощью 12-разрядного аналого-цифрового преобразователя (АЦП) с частотой дискретизации 750 кГц. Постоянная составляющая напряжения на выходе термоанемометра измерялась с помощью цифрового вольтметра Agilent 34401A. Длина реализации сигнала составляла 65 536 точек АЦП. В ходе эксперимента датчик перемещался по трем координатам:  $x$ ,  $y$ ,  $z$ . Координата  $x$  отсчитывалась от передней кромки крыла в направлении потока, координата  $z$  была перпендикулярна оси  $x$ , а координата  $y$  отсчитывалась

по нормали к поверхности крыла. Погрешность хода по координатам  $x$  и  $z$  составляла 0,1 мм, по  $y$  — 0,01 мм.

Обработка экспериментальных данных осуществлялась следующим образом. С использованием быстрого преобразования Фурье по осциллограммам определялись спектры мощности, которые затем осреднялись с помощью скользящего среднего. Осреднение проводилось по 141 точке спектра, смещение составляло 16 точек. Ниже приведены формулы для определения спектра мощности  $P(f)$  и амплитудного спектра  $A(f)$ :

$$P(f) = 2\hat{X}(f)\hat{X}^*(f), \quad A(f) = \sqrt{2(\operatorname{Re}^2(\hat{X}(f)) + \operatorname{Im}^2(\hat{X}(f)))} = \sqrt{P(f)}.$$

Здесь  $\hat{X}(f) = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N X(t_k) \exp(-i2\pi ft_k)$  — преобразование Фурье;  $t_k = k \Delta t$ . Абсолютные значения пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  вычислялись с помощью методики, описанной в [31].

При определении нелинейного взаимодействия возмущений использовался известный факт, что гауссов сигнал на входе и выходе системы соответствует линейному процессу, а его отклонение от нормального распределения указывает на нелинейность процесса. Нормальность распределений плотности вероятности проверялась с использованием методики, предложенной в [32]. Выполнены оценки показателей асимметрии  $g_1$  и эксцесса  $g_2$  измеренного пульсационного сигнала:

$$g_1 = m_3/m_2^{3/2}, \quad g_2 = m_3/m_2^2 - 3.$$

Здесь  $m_k = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (X(i) - \bar{X})^k$  — центральный момент  $k$ -го порядка.

В настоящее время для анализа линейности или нелинейности развития возмущений в сверхзвуковом или гиперзвуковом пограничном слое применяется статистический подход (см., например, [33–35]).

**Результаты экспериментов и их анализ.** Исследование развития естественных возмущений на модели скользящего крыла проведено при числе Маха  $M = 2$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . На первом этапе экспериментов строилась кривая нарастания возмущений. Измерения возмущений выполнялись в слое, где пульсации возмущений имеют максимальные значения. В результате измерений определялось значение числа Рейнольдса перехода (соответствующее максимуму на кривой нарастания). Затем строились профили скорости среднего течения и пульсаций вниз по потоку вплоть до точки перехода. В каждой точке измерений получены осциллограммы и амплитудно-частотные спектры. Результаты исследования развития естественных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла подробно описаны в [28]. В настоящей работе выполнен статистический анализ всех полученных в [28] данных как для слоя максимальных возмущений, так и для профилей пульсаций.

На рис. 1 приведена зависимость среднеквадратичных пульсаций от числа Рейнольдса  $Re_x$ , определяемого по продольной координате, при  $M = 2$ , а также показано изменение показателей эксцесса и асимметрии вниз по потоку. Максимум в распределении соответствует области ламинарно-турбулентного перехода. Установлено, что при  $M = 2$  в диапазоне выполненных измерений существует область устойчивого поведения возмущений, а их рост начинается при  $Re_x \approx 0,6 \cdot 10^6$ . При анализе линейности процесса развития возмущений учитывалось, что в ламинарном течении естественные пульсации распределены по нормальному закону и значения показателей эксцесса и асимметрии близки к нулю [32–35]. Тогда сигнал является гауссовым, что означает линейность процесса, а суще-

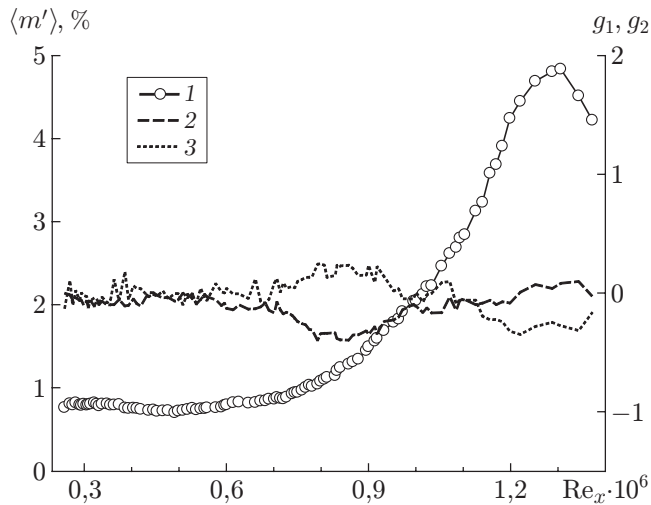


Рис. 1. Зависимости среднеквадратичных пульсаций  $\langle m' \rangle$  (1) и показателей асимметрии  $g_1$  (2) и эксцесса  $g_2$  (3) от числа Рейнольдса  $Re_x$

ественное отклонение сигнала от нормального распределения соответствует наличию нелинейного взаимодействия возмущений. Результаты статистического анализа показывают, что при значениях  $Re_x < 0,7 \cdot 10^6$  показатели эксцесса и асимметрии имеют небольшой разброс значений и близки к нулю. Иными словами, при  $Re_x < 0,7 \cdot 10^6$  имеет место линейное развитие возмущений, а распределения плотности вероятности пульсаций близки к гауссову. Значительное отклонение значений показателей эксцесса и асимметрии от нуля наблюдается при числах Рейнольдса  $Re_x > 0,7 \cdot 10^6$ . В работе [28] показано, что возмущения, соответствующие моде неустойчивости вторичного течения, впервые наблюдаются при  $Re_x \approx 0,35 \cdot 10^6$  в слое, соответствующем максимуму на профиле пульсаций в пограничном слое. Следовательно, можно утверждать, что в условиях данных экспериментов в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле существует область, в которой можно экспериментально исследовать линейное развитие возмущений, а полученные данные сравнить с результатами расчетов по линейной теории устойчивости.

На основе анализа кривой нарастания, представленной на рис. 1, выбраны значения продольной координаты  $x$ , при которых затем были выполнены измерения естественных пульсаций вдоль нормальной координаты  $y$ . Измерения по нормали к поверхности модели крыла проведены для девяти значений продольной координаты в диапазоне  $x = 50 \div 230$  мм (значение  $x = 230$  мм соответствует области ламинарно-турбулентного перехода). На рис. 2 представлены зависимости пульсаций массового расхода  $\langle m' \rangle$  и показателей эксцесса и асимметрии от координаты  $y$  при  $Re_x = 0,35 \cdot 10^6$ ;  $0,60 \cdot 10^6$ ;  $0,70 \cdot 10^6$ ;  $0,90 \cdot 10^6$ . Значение координаты  $y = 0$  соответствовало точке касания датчика поверхности модели. Наблюдается естественное увеличение толщины пограничного слоя с ростом продольной координаты. Как и в случае плоской пластины, на профилях пульсаций в пограничном слое имеется два максимума: главный, соответствующий слою с максимальными пульсациями (критическому слою), и второй максимум, наблюдающийся вблизи поверхности модели. В случае плоской пластины второй максимум всегда значительно меньше первого, в то время как в случае скользящего крыла в области нелинейного развития возмущений наблюдается его быстрый рост, и в области перехода он сопоставим с главным максимумом.

При  $Re_x \leq 0,6 \cdot 10^6$  показатели эксцесса и асимметрии имеют небольшой разброс значений вблизи нуля на всем профиле, как на участке, соответствующем свободному потоку (где процессы заведомо линейны), так и на участке, соответствующем пограничному слою. При  $Re_x = 0,7 \cdot 10^6$  ниже критического слоя наблюдается существенное отклонение показателей эксцесса и асимметрии от нуля. Таким образом, при  $Re_x \leq 0,7 \cdot 10^6$  имеет место линейное развитие возмущений, а распределения плотности вероятности пульсаций

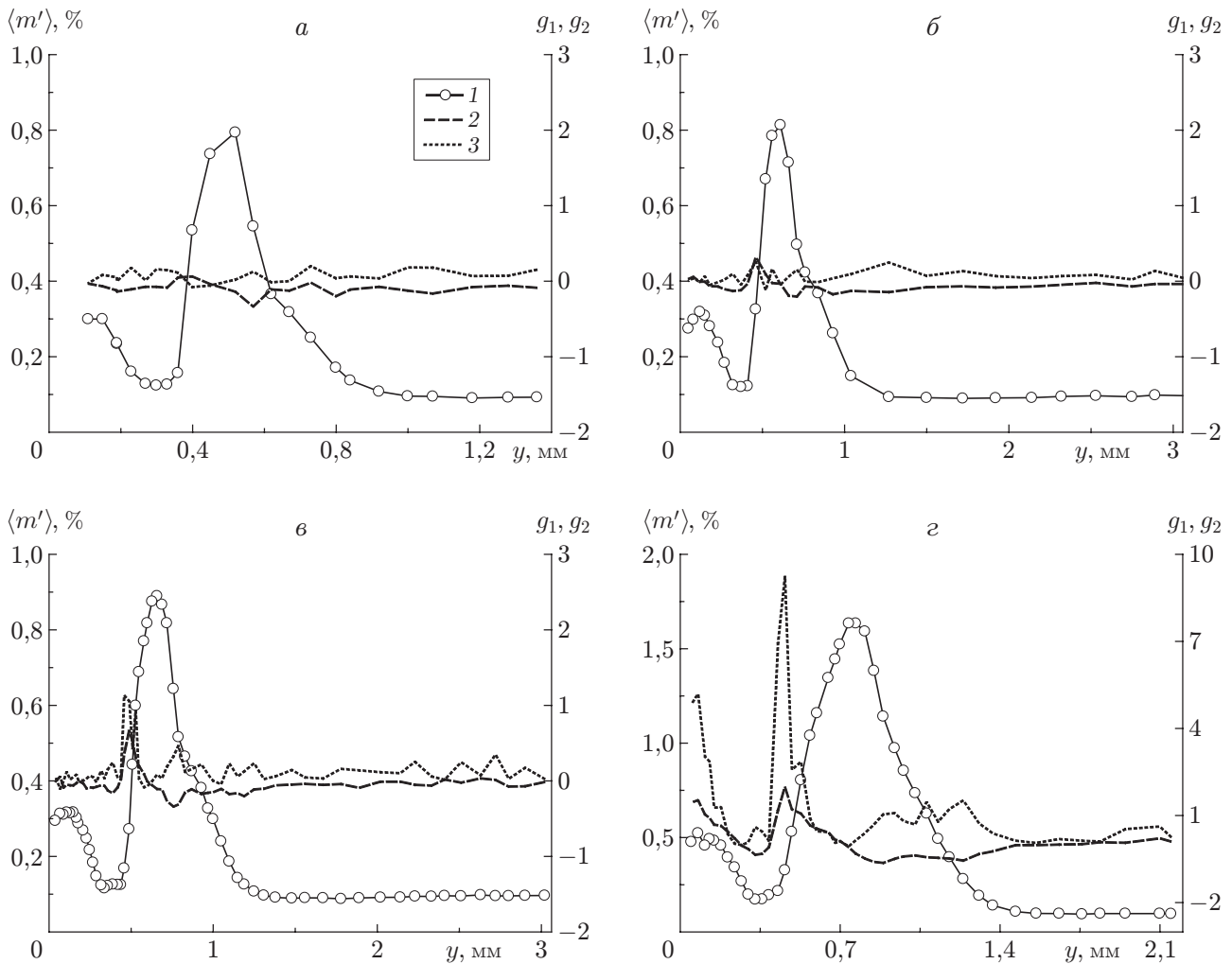


Рис. 2. Зависимости среднеквадратичных пульсаций  $\langle m' \rangle$  (1) и показателей асимметрии  $g_1$  (2) и эксцесса  $g_2$  (3) от координаты  $y$  при различных значениях  $Re_x$ :  
 а —  $Re_x = 0,35 \cdot 10^6$ , б —  $Re_x = 0,6 \cdot 10^6$ , в —  $Re_x = 0,7 \cdot 10^6$ , г —  $Re_x = 0,9 \cdot 10^6$

близки к гауссову. Такой же вывод сделан выше при анализе кривой нарастания, представленной на рис. 1. В то же время при  $Re_x = 0,7 \cdot 10^6$  значения показателей эксцесса и асимметрии близки к нулю в окрестности второго максимума на профиле пульсаций (вблизи поверхности модели). Далее вниз по потоку ( $Re_x \approx 0,9 \cdot 10^6$ ) это отклонение увеличивается и наблюдается как выше и ниже главного максимума, так и вблизи поверхности модели. Заметим, что в окрестности максимума пульсаций даже в сильнонелинейной области распределение пульсационного сигнала близко к нормальному.

Проведено исследование развития естественных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла. На рис. 3 представлены амплитудно-частотные спектры, полученные в результате обработки данных измерений для девяти профилей пульсаций. Частично эти данные приведены на рис. 2 (кривые 1). По построенным профилям пульсаций определялось положение максимума в сверхзвуковой области пограничного слоя. В точках максимумов по осциллограммам определялись амплитудно-частотные спектры (см. рис. 3). В результате измерений при  $M = 2$  обнаружено, что на начальном участке ( $Re_x = 0,25 \cdot 10^6 \div 0,35 \cdot 10^6$ ) спектры возмущений подобны соответствующим спектрам в случае плоской пластины. Возмущения, соответствующие моде неустойчиво-

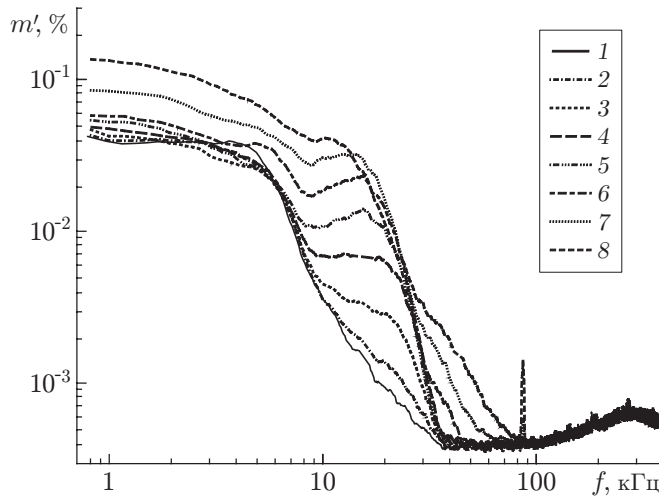


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры возмущений при  $M = 2$ ,  $Re_1 = 5 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ ,  $z = 0$ :

1 —  $Re_x = 0,35 \cdot 10^6$ , 2 —  $Re_x = 0,4 \cdot 10^6$ ,  
 3 —  $Re_x = 0,5 \cdot 10^6$ , 4 —  $Re_x = 0,6 \cdot 10^6$ ,  
 5 —  $Re_x = 0,7 \cdot 10^6$ , 6 —  $Re_x = 0,8 \cdot 10^6$ ,  
 7 —  $Re_x = 0,9 \cdot 10^6$ , 8 —  $Re_x = 10^6$

сти вторичного течения, впервые наблюдаются при  $Re_x \geq 0,35 \cdot 10^6$  при значениях нормальной координаты, соответствующих окрестности слоя с максимальными пульсациями. При  $Re_x \geq 0,35 \cdot 10^6$  увеличение бегущих возмущений сначала наблюдается в критическом слое, а при  $Re_x > 0,5 \cdot 10^6$  — поперек всего пограничного слоя. При увеличении числа Рейнольдса происходит интенсивный рост пульсаций в окрестности максимума возмущений поперек пограничного слоя. В окрестности максимума возмущений вблизи поверхности модели и вблизи верхней границы пограничного слоя ширина полосы частот усиливающихся возмущений меньше. Кроме того, в спектрах выделяются высокочастотные моды.

Проведено сравнение результатов статистического анализа с результатами измерений амплитудно-частотных спектров. Следует отметить, что в области линейного развития возмущения нарастают в диапазоне частот от 8 до 35 кГц. Диапазоны частот растущих возмущений, полученные в расчетах по линейной теории [30] и экспериментах [25] при  $M = 2$  на модели крыла, имеющего профиль с относительной толщиной 7,8 % и угол скольжения  $\chi = 40^\circ$ , хорошо согласуются между собой и с результатами экспериментов, представленными в настоящей работе. Наличие нелинейных процессов приводит к расширению частотного диапазона и усилению высокочастотных возмущений. Даже в области перехода наблюдается увеличение пульсаций с частотой до 80 кГц. Можно предположить, что при  $M = 2$  рост возмущений в высокочастотной части спектра ( $f > 35$  кГц) обусловлен влиянием вторичной неустойчивости при сверхзвуковых скоростях.

Известно, что при дозвуковых скоростях на скользящем крыле наличие вторичной неустойчивости приводит к возбуждению и быстрому росту высокочастотных возмущений с частотой, на порядок превышающей частоту возмущений в линейной области развития [5–19]. В данной работе установлено, что в линейной области развития наиболее неустойчивы возмущения с частотами  $15 \div 20$  кГц (см. рис. 3), однако роста высокочастотных возмущений, как при дозвуковых скоростях, не наблюдалось. Заметим, что полученные в экспериментах при  $M = 2$  амплитудно-частотные спектры ограничены сверху частотой 375 кГц, так как частота дискретизации АЦП составляет 750 кГц. Из результатов экспериментальных и теоретических исследований, проведенных при дозвуковых скоростях [1–19], следует, что необходимыми и достаточными условиями возникновения вторичной неустойчивости трехмерного пограничного слоя на скользящем крыле являются существование вторичного течения, нелинейная стадия развития возмущений и модуляция среднего течения в трансверсальном направлении. Все эти условия выполнены в данных экспериментах. Результаты статистического анализа показывают, что экспериментальные данные, полученные при числах Рейнольдса  $Re_x > 0,7 \cdot 10^6$ , соответствуют нелинейной стадии

развития возмущений, а модуляция течения в трансверсальном направлении была отмечена в работе [24]. Кроме того, в работе [27] при экспериментальном исследовании эволюции бегущих и стационарных возмущений в искусственно ламинаризованном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле показано, что в области нелинейного развития эти возмущения связаны между собой. Управление переходом в [27] осуществлялось с помощью метода распределенных продольных шероховатостей [26]. Поэтому можно утверждать, что обнаруженное в экспериментах усиление возмущений с частотами ( $f > 35$  кГц) при  $M = 2$  вызвано наличием вторичной неустойчивости в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое. Кроме того, такое усиление высокочастотных возмущений можно использовать в качестве индикатора вторичной неустойчивости при сверхзвуковых скоростях. Заметим, что возбуждение нескольких мод вторичной неустойчивости в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое с частотами около 1 МГц было предсказано теоретически в работах [20, 22]. Существующие термоанемометры не позволяют измерять пульсации с такими частотами, но наличие предсказанной в работе [20] моды вторичной неустойчивости с максимальным ростом на частоте 100 кГц при  $M = 3,5$  соответствует экспериментальным данным, полученным при  $M = 3,5$  [36].

Существует три класса мод вторичной неустойчивости при дозвуковых скоростях [14, 16, 22]:

- высокочастотная мода I ( $z$ -мода), обусловленная минимумом поперечного градиента продольной компоненты скорости;
- высокочастотная мода II ( $y$ -мода), обусловленная локальным максимумом градиента по нормали к поверхности;
- низкочастотная мода III, по-видимому, обусловленная максимумом градиента вдоль размаха крыла.

Моды характеризуются максимальной амплитудой в различных областях деформированного трехмерного среднего течения: наиболее существенно растущая  $z$ -мода расположена в восходящей части вихря поперечного течения,  $y$ -мода — в верхней части вихря, а наименее интенсивно растущая мода III — под вихрем вблизи поверхности крыла [16]. Из рис. 2,2 следует, что положение растущих мод вторичной неустойчивости трехмерного дозвукового пограничного слоя качественно согласуется с положением областей максимального отклонения от нуля показателей эксцесса и асимметрии в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле (выше критического слоя, ниже его и вблизи поверхности модели). Этот результат также указывает на существование вторичной неустойчивости при сверхзвуковых скоростях и подтверждает важную роль этого явления в процессе ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле.

**Заключение.** В работе проведен статистический анализ полученных в [28] экспериментальных данных об эволюции естественных возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха  $M = 2$ . Установлено, что в условиях ламинарного течения распределения плотности вероятности пульсаций близки к гауссову. В переходном пограничном слое вследствие нелинейности процессов наблюдается отклонение распределений плотности вероятности от нормального распределения. При числе Маха  $M = 2$  в области линейного развития возмущений усиливаются пульсации с частотами от 8 до 35 кГц ( $Re_x = (0,3 \div 0,7) \cdot 10^6$ ). В области нелинейного развития происходит как заполнение низкочастотной части спектра, так и существенный рост высокочастотных пульсаций.

Статистический анализ экспериментальных данных, приведенных выше, данных об эволюции амплитудно-частотных спектров и результатов теоретических и экспериментальных исследований вторичной неустойчивости трехмерного несжимаемого погранично-



го слоя позволяет сделать вывод, что рост возмущений в высокочастотной части спектра ( $f > 35$  кГц) обусловлен наличием вторичной неустойчивости.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Arnal D., Casalis G., Juillen J. C.** Experimental and theoretical analysis of natural transition on “infinite” swept wing // *Laminar-turbulent transition*. Berlin: Springer-Verlag, 1990. P. 311–325.
2. **Reed H. L., Saric W. S.** Stability of three-dimensional boundary layers // *Ann. Rev. Fluid Mech.* 1989. V. 21. P. 235–284.
3. **Бойко А. В.** Возникновение турбулентности в пристенных течениях / А. В. Бойко, Г. Р. Грек, А. В. Довгаль, В. В. Козлов. Новосибирск: Наука. Сиб. издат. фирма, 1999.
4. **Bippes H.** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // *Prog. Aerospace Sci.* 1999. V. 35. P. 363–412.
5. **Poll D. I. A.** Some observations on the transition process on the wind ward face of a long yawed cylinder // *J. Fluid Mech.* 1985. V. 150. P. 329–356.
6. **Kohama Y.** Some expectations on the mechanism of cross-flow instability in a swept-wing flow // *Acta Mech.* 1987. V. 66. P. 21–38.
7. **Fischer T. M., Dallmann U.** Primary and secondary stability analysis of a three-dimensional boundary-layer flow // *Phys. Fluids A.* 1991. V. 3. P. 2378–2391.
8. **Nitschke-Kowsky P., Bippes H.** Instability and transition of a three-dimensional boundary layer on a swept flat plate // *Phys. Fluids.* 1988. V. 31. P. 786–795.
9. **Kohama Y., Saric W. S., Hoos J. A.** A high-frequency, secondary instability of cross-flow vortices that leads to transition // *Proc. conf. on the boundary layer transition and control*, Cambridge, 8–12 Apr. 1991. L.: Roy. Aeronaut. Soc., 1991. P. 4.1–4.13.
10. **Deyhle H., Bippes H.** Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions // *J. Fluid Mech.* 1996. V. 316. P. 73–113.
11. **Kawakami M., Kohama Y., Okutsu M.** Stability characteristics of stationary crossflow vortices in three-dimensional boundary layer. Reno (Nevada), 1999. (Paper / AIAA; N 99-0811).
12. **Chernoray V. G., Dovgal A. V., Kozlov V. V., Loeffdahl L.** Experiments on secondary instability of streamwise vortices in a swept-wing boundary layer // *J. Fluid Mech.* 2005. V. 534. P. 295–325.
13. **Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А.** Экспериментальное исследование высокочастотных вторичных возмущений в пограничном слое скользящего крыла // *ПМТФ.* 1995. Т. 36, № 3. С. 74–83.
14. **White E., Saric W.** Secondary instability of crossflow vortices // *J. Fluid Mech.* 2005. V. 525. P. 275–308.
15. **Malik M. R., Li F., Choudhari M. M., Chang C.-L.** Secondary instability of crossflow vortices and swept-wing boundary-layer transition // *J. Fluid Mech.* 1999. V. 399. P. 85–115.
16. **Wassermann P., Kloker M.** Transition mechanisms induced by travelling crossflow vortices in a three-dimensional boundary layer // *J. Fluid Mech.* 2003. V. 483. P. 67–89.
17. **Koch W., Bertolotti F. P., Stolte A., Hein S.** Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability // *J. Fluid Mech.* 2000. V. 406. P. 131–174.
18. **Haynes T. S., Reed H. L.** Simulation of swept-wing vortices using nonlinear parabolized stability equations // *J. Fluid Mech.* 2000. V. 405. P. 325–349.

19. **Högberg M., Henningson D.** Secondary instability of crossflow vortices in Falkner — Skan — Cooke boundary layers // *J. Fluid Mech.* 1998. V. 368. P. 339–357.
20. **Malik M. R., Li F., Chang C.-L.** Nonlinear crossflow disturbances and secondary instabilities in swept-wing boundary layers // *Nonlinear instability and transition in three-dimensional boundary layers.* Dordrecht: Kluwer Acad. Publ., 1996. P. 257–266.
21. **Mielke C., Kleiser L.** Investigation of transition to turbulence in a 3D supersonic boundary layer // *Laminar-turbulent transition.* Berlin: Springer-Verlag, 2000. P. 397–402.
22. **Li F., Choudhary M.** Spatially developing secondary instabilities in compressible swept airfoil boundary layers // *Theoret. Comput. Fluid Dynamics.* 2011. V. 25. P. 65–84.
23. **Saric W. S., Reed H. L.** Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness. Reno (Nevada), 2002. (Paper / AIAA; N 2002-0147).
24. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Семенов Н. В.** О неустойчивости пространственного сверхзвукового пограничного слоя // *ПМТФ.* 1995. Т. 36, № 6. С. 50–54.
25. **Семенов Н. В., Косинов А. Д., Левченко В. Я., Ермолаев Ю. Г.** Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла // *Теплофизика и аэромеханика.* 2003. Т. 10, № 3. С. 357–368.
26. **Семенов 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.
27. **Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д.** Развитие возмущений в ламинаризованном сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле // *ПМТФ.* 2008. Т. 49, № 2. С. 40–46.
28. **Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В.** Экспериментальные исследования устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле при  $M = 2$  // *Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та.* 2011. Т. 42, № 1. С. 3–11.
29. **Колосов Г. Л., Панина А. В., Косинов А. Д. и др.** Пространственно-волновая структура контролируемых возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Сер. Физика.* 2011. Т. 6, № 4. С. 5–15.
30. **Гапонов С. А., Смородский Б. В.** Линейная устойчивость трехмерных пограничных слоев // *ПМТФ.* 2008. Т. 49, № 2. С. 3–14.
31. **Kosinov A. D., Semionov N. V., Yermolaev Yu. G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Novosibirsk, 1999. (Prepr. / Inst. of Theor. and Appl. Mech.; N 6-99).
32. **Львовский Е. Н.** Статистические методы построения эмпирических формул. М.: Высш. шк., 1988.
33. **Kendall M., Kimmel R. L.** Nonlinear disturbances in hypersonic laminar boundary layer. Reno (Nevada), 1991. (Paper / AIAA; N 91-0320).
34. **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.
35. **Chokani N., Bountin D. A., Shiblyuk A. N., Maslov A. A.** Nonlinear aspects of hypersonic boundary-layer stability on a porous surface // *AIAA J.* 2005. V. 43, N 1. P. 149–155.
36. **Semionov N. V., Kosinov A. D., Yermolaev Yu. G.** Experimental study of turbulence beginning of supersonic boundary layer on swept wing at Mach numbers 2–4 // *J. Phys. Conf. Ser.* 2011. V. 318. P. 1–10.