

УДК 532.526.3 : 534.1

© 2003 г. В. В. КОЗЛОВ, В. Я. ЛЕВЧЕНКО, В. А. СОВА, В. А. ЩЕРБАКОВ

ВЛИЯНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ НА ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПЕРЕХОД НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ В ОБЛАСТИ БЛАГОПРИЯТНОГО ГРАДИЕНТА ДАВЛЕНИЯ

Исследовано развитие возмущений в пространственном пограничном слое на модели скользящего крыла в естественных условиях и при искусственном возбуждении бегущих волн акустическим полем. Установлено, что в пространственном пограничном слое образуются стационарные продольные структуры, в естественных условиях обнаружен волновой пакет, приводящий к турбулентности. При воздействии на течение акустическим полем с частотой из этого волнового пакета возникают возмущения, фазовая скорость которых вдоль структур составляет 0.55 от скорости набегающего потока, при этом ламинарно-турбулентный переход сдвигается вверх по потоку.

Ключевые слова: пограничный слой, скользящее крыло, вторичная неустойчивость, бегущие возмущения, ламинарно-турбулентный переход.

В пограничном слое скользящего крыла вблизи его передней кромки в области с отрицательным градиентом давления, как правило, образуются так называемые продольные структуры [1]. Это проявление неустойчивости вторичного течения [2–4] в этой области. Профиль скорости вторичного течения имеет перегиб и, следовательно, согласно двумерной теории линейной устойчивости, неустойчив. Появление продольных структур в свою очередь может вызвать развитие бегущих возмущений, которые являются собственными возмущениями уже нового сдвигового слоя [1], модулированных продольными структурами.

Некоторые аспекты проблем, связанные с подобными течениями изучались в [5]. В [6, 7] описаны эксперименты, проведенные в “естественных” условиях, т.е. без искусственного возбуждения бегущих волн. Выявлены некоторые особенности перехода к турбулентности. В [2] исследовалось влияние акустического поля на ламинарно-турбулентный переход в области с благоприятным градиентом давления, и получен экспериментальный материал по структуре пространственного пограничного слоя на модели скользящего крыла в условиях естественной генерации и развития продольных структур при искусственном возбуждении и последующем линейном развитии бегущих волн неустойчивости вторичного течения.

Вообще акустическое поле является часто характерным фактором, присутствующим при обтекании летательных аппаратов, например шум двигателей. С другой стороны, в силу его легкого возбуждения оно может быть применено для активного управления структурой течения в пограничных слоях [8, 9]. Как известно, большинство способов управления переходом к турбулентности в пристенных течениях в основном сконцентрированы на пассивных методах, хорошо развитых для двумерных течений. Наиболее известные среди этих методов – отсос пограничного слоя, охлаждение или нагрев поверхности, создание благоприятных градиентов давления. Например, в [10] показано, что щелевой отсос способен значительно снизить амплитуду двумерной волны неустойчивости – волны Толлмина – Шлихтинга и затян timer переход к турбулентности. Часто используются также устройства типа риблет [11, 12], располагаю-

щихся в пограничном слое для подавления формирования или взаимодействия организованных трехмерных структур, например λ -вихрей.

Между тем в ряде течений стадия развития двумерной неустойчивости может быть очень коротка или отсутствовать вовсе. Примерами могут служить трехмерные течения на скользящем крыле, вращающемся диске, вогнутой поверхности. В этих случаях развитие неустойчивости сильно зависит от локальных условий в возникающих продольных стационарных структурах; волны, развивающиеся в соседних структурах, могут иметь различные амплитуды [9]. Такая неоднородность поля возмущений приводит к тому, что переход к турбулентности обычно происходит на каждой из структур независимо от соседних, что создает характерную зубцеобразную форму линии перехода. Для таких течений применение пассивных двумерных методов управления зачастую неэффективно, поскольку приводит к неадекватному воздействию в разных точках потока. Однако для управления неустойчивостью в такого рода течениях также можно развить методы управления.

Принципиальная схема системы управления в этом случае может быть сформулирована следующим образом. Получая сигналы с датчиков, расположенных в потоке, анализирующее устройство проводит обработку сигналов и определяет амплитуды, фазы и другие характеристики возмущений. Далее воздействующие устройства либо возбуждают в течениях трехмерные возмущения с такими же характеристиками, но с противоположной фазой, либо производят локализованный отсос или иные локальные по пространству воздействия на течение. Развитие подобных методов управления требует применения специальной, например микромашиной, технологии [13, 14], позволяющей производить механические части и целые устройства микроскопических размеров. Более того, можно достичь интерактивного распределенного управления объединением на одной поверхности датчиков, воздействующих устройств и микропроцессоров.

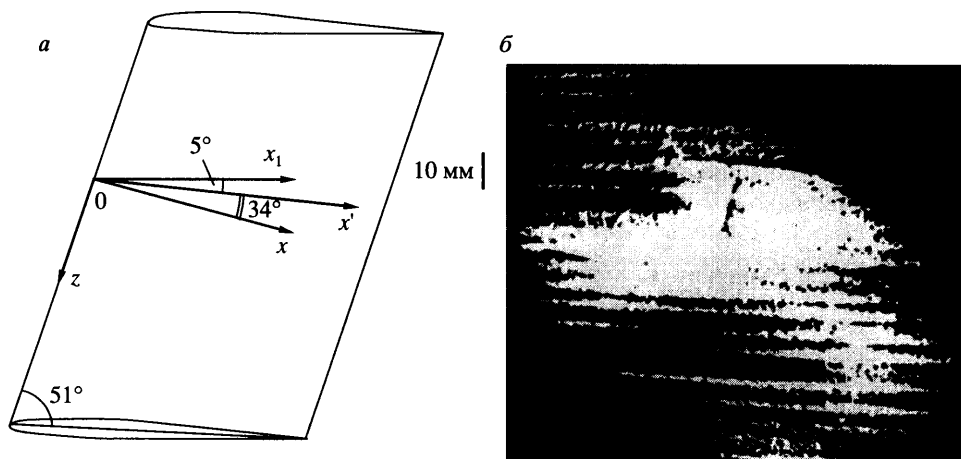
Цель же настоящей работы – исследование развития бегущих вторичных возмущений в пространственном пограничном слое на модели скользящего крыла, возбуждаемых с помощью акустического поля. Также изучается развитие бегущих возмущений в естественном случае. Сопоставление полученных данных позволяет сделать выводы о влиянии акустического поля на рассматриваемое течение.

1. Методика эксперимента. Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Аэродинамическая труба Т-324 замкнутого типа с закрытой рабочей частью квадратного сечения 1×1 м и длиной 4 м. Степень турбулентности потока в рабочей части в ходе экспериментов не превышала 0.05% от скорости набегающего потока. Эксперименты проводились при температуре воздуха в трубе 20°C.

Модель скользящего крыла имела хорду 700 мм, размах 1120 мм, максимальную толщину профиля 15% и угол скольжения 51° (фиг. 1, а). Крыловой профиль устанавливался в рабочей части аэродинамической трубы вертикально.

В эксперименте использовалась прямоугольная система координат XYZ (см. фиг. 1, а). Ось Z направлена вдоль передней кромки модели, X – вдоль хорды крыла, а Y – по нормали к плоскости XZ. Наряду с этим вводились оси X_1 вдоль линии тока на внешней границе пограничного слоя и X' вдоль возникающих в пограничном слое продольных структур. Точка $X = X_1 = X' = 0$ находилась на передней кромке модели. Координатное устройство позволяло перемещать датчик по координате X с точностью 0.5 мм, Z – 0.5 мм, Y – 0.01 мм.

Измерения проводились одноточечным датчиком термоанемометра постоянной температуры DISA 55M01. Датчик тарировался в свободном потоке напротив трубки Пито-Прандтля при скоростях потока в диапазоне 2–30 м/с, так, чтобы погрешность в определении средней скорости была меньше 1%.



Фиг. 1. Схема модели (а) и визуализация потока методом сублимирующего покрытия (б)

Тарировочная функция описывается формулой

$$U = k_1(E^2 - E_0^2)^{1/n} + k_2(E - E_0)^{1/2}$$

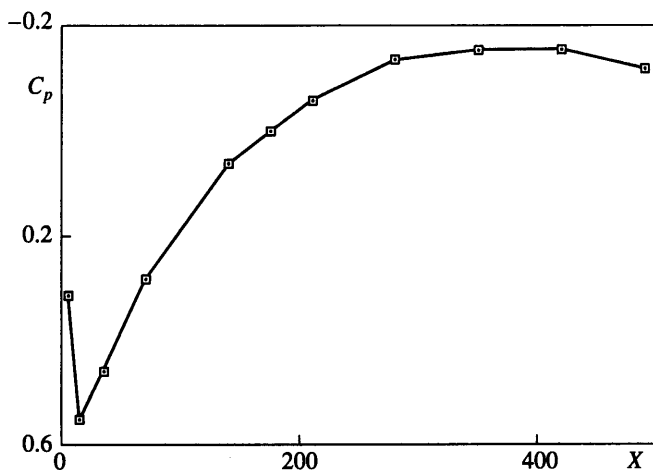
где E и E_0 – выходные напряжения с анемометра при скорости потока U и в покое соответственно, k_1 , k_2 и $1/n$ – константы, определяемые эмпирически. Первый член тарировочного соотношения соответствует известному выражению Кинга, а второй добавлен для учета свободной конвекции, возникающей от нагретой нити датчика при малых скоростях потока [15].

Сигналы с термоанемометра передавались через аналогово-цифровой преобразователь в PC Macintosh Classic II для последующей обработки.

Для контролируемого возбуждения бегущих волн из диапазона неустойчивости продольных стационарных структур использовалась методика преобразования звуковых колебаний в вихревые возмущения той же частоты сдвигового слоя, описанная в [16]. Акустические колебания генерировались динамическим громкоговорителем, находящимся далеко за моделью в диффузоре трубы и излучавшим звук против направления потока. Такое расположение громкоговорителя позволяло сформировать равномерное акустическое поле в области, где располагалась модель. Частота звука и его амплитуда задавались с помощью генератора звуковых сигналов. Для получения фазовой информации использовалась синхронизация считывания сигналов от триггера, соединенного с возбуждающим генератором.

Распределение давления измерялось стандартным образом, как и в [2], через отверстия в поверхности модели, расположенные вдоль хорды модели. Распределение коэффициента давления приведено на фиг. 2. Видно, что в области измерений $X = 200\text{--}360$ мм существовал благоприятный градиент давления.

2. Результаты исследования. Эксперименты в подобных условиях уже проводились ранее. В частности получено, что в таких течениях формируются продольные структуры [1]. Вообще наличие продольных структур характерно для достаточно широкого класса течений – от скользящих крыльев до вращающихся осесимметричных тел. Они являются стационарной модой неустойчивости поперечного течения, которая возникает благодаря присутствию поперечного градиента давления и перегибов в профиле



Фиг. 2. Распределение коэффициента давления C_p от X , мм

поперечной компоненты скорости. Собственная функция такого течения – пара противоположно вращающихся вихрей [17, 18], однако поперечное течение у передней кромки изменяет ее вид.

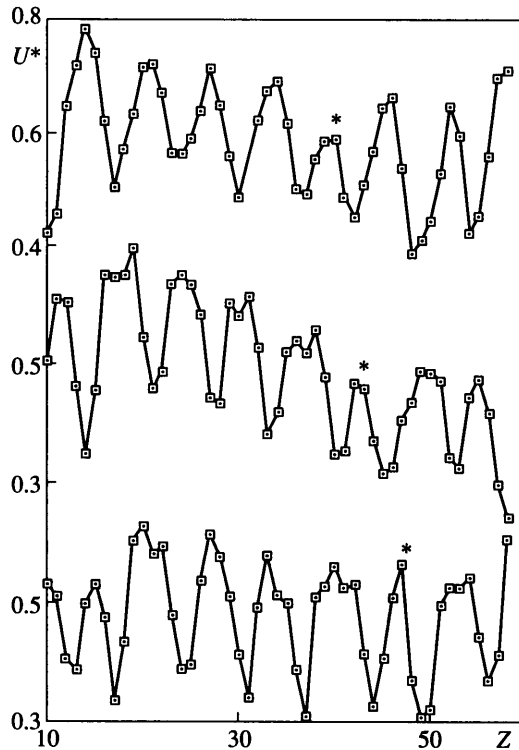
Необходимо также отметить, что стационарная мода не является наиболее растущей и выделяется за счет наличия у передней кромки шероховатостей поверхности [19]. На скользящем крыле продольные структуры обычно возникают вблизи передней кромки, где поперечное течение сильно. Стационарные продольные структуры характеризуются большой протяженностью в продольном направлении и сильной локализацией в поперечном.

В условиях настоящего исследования визуализация методом сублимирующего покрытия (раствор нафталина в ацетоне) также показала наличие продольных структур в пограничном слое. Данный метод визуализации течения состоит в более интенсивном испарении мелких частиц покрытия с модели в областях с превышением средней скорости потока и менее интенсивном в областях с недостатком скорости. Таким образом, после нанесения покрытия на поверхность модели и включения потока, по прошествии некоторого интервала времени можно наблюдать некое распределение плотности частиц на поверхности модели, отражающее распределение скорости в пограничном слое. Однако следует отметить, что данный метод визуализации дает представление о характере течения лишь вблизи стенки и никоим образом не отражает его пространственной структуры.

Типичная картина, получавшаяся при визуализации в данном эксперименте, показана на фиг. 1, б. Черная поверхность – модель, а области белого цвета – быстроиспаряющееся покрытие. На фигуре нанесена метка, дающая представление о поперечном масштабе возникающих продольных структур.

Следующий шаг в эксперименте – измерение характеристик потока и исследование процессов в пограничном слое с помощью термоанемометра.

Распределение в трансверсальном направлении величины U^* отношения значений локальной скорости в пограничном слое к скорости внешнего потока представлены на фиг. 3 для разных расстояний от передней кромки. Из них видно наличие продольных структур в пограничном слое, выражающееся в характерном распределении средней скорости. Заметим, что поперечный масштаб структур совпадает с приведенным на фиг. 1, б и не изменяется вниз по потоку. Последнее согласуется с выводами других



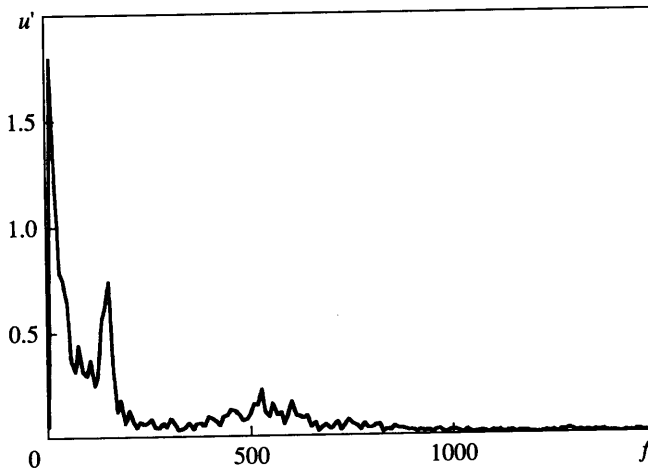
Фиг. 3. Распределения средней скорости U^* по трансверсальной координате Z , мм для различных расстояний от передней кромки модели: $a - b - X = 247, 281, 314$ мм

исследователей. Известно, что, сформировавшись у передней кромки модели, стационарные продольные структуры нарастают вниз по потоку согласно линейной теории и достигают амплитуды 10–12%, после чего насыщаются и слабо меняют свою амплитуду вплоть до турбулентного разрушения течения. Как видно из фиг. 3, амплитуда продольных структур не изменяется, что указывает на то, что в данной области формирование продольных структур закончилось и их амплитуда вышла на насыщение.

Отметим, что данные для фиг. 3 получены на расстоянии от стенки, равном примерно половине толщины пограничного слоя с расположением датчика и координатного устройства по осям X_1-Z . Из фиг. 3 визуально было определено место одной из структур на каждом графике (помечена звездочкой). Далее заметим, что на каждом следующем графике координата Z рассматриваемой структуры увеличивается; следовательно, в области исследований продольные структуры несколько наклонены к горизонтали (к оси X). Угол наклона структур в данном случае составлял около 5° .

Известно, что в таких ситуациях поперечная модуляция потока, вызванная присутствием продольных структур, может стать определяющей для развития неустойчивости. В этом случае создаются благоприятные условия для развития вторичной высокочастотной [20] неустойчивости.

В экспериментах других авторов в подобных условиях обнаружено, что наряду со стационарными модами в пограничном слое развиваются бегущие возмущения, которые в свою очередь были разделены на два сорта – первичные и вторичные. Показано, что характерные частоты вторичных возмущений на порядок выше частот низко-



Фиг. 4. Спектральное распределение пульсаций u' (%) на продольной структуре в естественном случае $Z = 47$ мм, $X' = 364$ мм

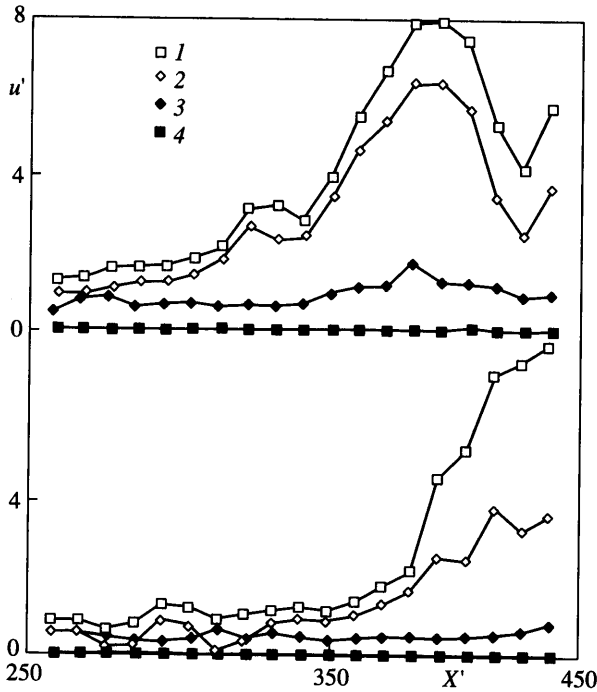
частотного первичного пакета (см., например, [7, 20–22]). Высокочастотный волновой пакет наблюдался в пограничном слое, где мгновенные профили скорости имели точку перегиба с наибольшим градиентом по нормальной координате. В [7] предполагалось, что высокочастотная неустойчивость имеет невязкий характер и связана с распределением скорости в нормальном направлении. В [23] отмечалось, что появление высокочастотного волнового пакета характерно для поздних сильно нелинейных стадий ламинарно-турбулентного перехода.

В настоящем эксперименте с целью обнаружения бегущих возмущений в пограничном слое в нескольких точках по Z , т.е. на нескольких соседних продольных структурах, были измерены спектры сигналов с датчика термоанемометра в естественном случае. Выяснилось, что в течении действительно присутствует волновой пакет возмущений с центральной частотой порядка 500 Гц, представленный на фиг.4. Высокочастотный волновой пакет идентифицировался с большим трудом, поскольку его амплитуда оказалась мала, и едва превосходила уровень фоновых возмущений. По этой причине точно указать его присутствие не представлялось возможным.

Для выяснения вопроса о влиянии акустического поля на развитие бегущих возмущений в качестве возбуждающего воздействия было выбрано акустическое поле с частотой, близкой к центральной из низкочастотного естественного волнового пакета с некоторой отстройкой от частоты, кратной 50 Гц. Таким образом, в эксперименте использовалась частота $f = 497$ Гц, что соответствовало безразмерному частотному параметру $F = 2\pi f\nu/U_\infty = 75 \cdot 10^{-6}$.

Учитывая вышеупомянутый наклон структур в пограничном слое к горизонтали, координатное устройство было сориентировано таким образом, чтобы датчик можно было перемещать вдоль осей $X' - Z$, т.е. вдоль возникающих продольных структур. Таким образом, установив датчик в точку с определенной координатой Z , перемещая его вниз по потоку строго вдоль продольной структуры, можно было измерить уровень пульсаций скорости в каждой точке, как в присутствии внешнего акустического поля, так и без него. Кроме того, такие измерения позволили получить информацию о фазе бегущих возмущений, меняющейся вдоль структуры вниз по потоку.

В ходе эксперимента измерения проводились таким образом. Переместив датчик в следующую точку по X' и включив акустическое поле, проводили поиск максимума



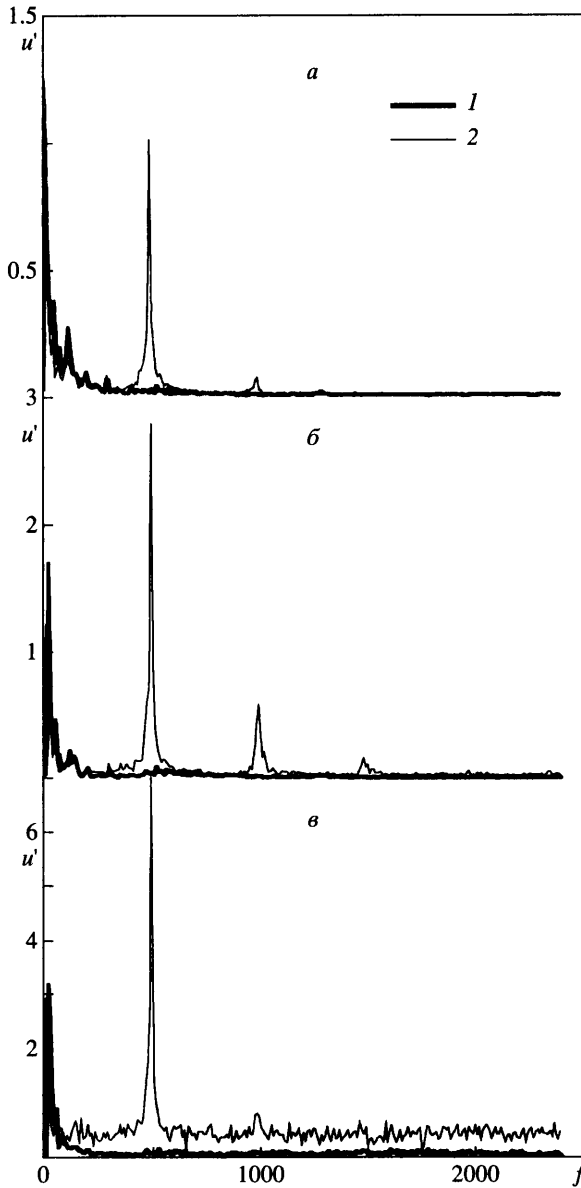
Фиг. 5. Изменение интенсивности среднеквадратичных пульсаций скорости u' (%) вдоль структуры от X , мм при $a, b - Z = 47, 68$ мм: 1, 2 – возбужденные звуком пульсации по всему спектру и на частоте 497 Гц; 3, 4 – естественные пульсации по всему спектру и на частоте 497 Гц

пульсаций по толщине пограничного слоя путем перемещения датчика от стенки. Затем, установив датчик в найденной точке, проводили измерение средней скорости потока, уровня пульсаций, фиксировали фазу и спектр сигнала. Далее акустику выключали, и измерения повторяли снова. Такой подход, во-первых, ускорял процедуру измерений, а во-вторых, позволял избежать неточностей в установке датчика в пространстве.

В результате описанных действий получены кривые нарастания интенсивности среднеквадратичных пульсаций бегущих возмущений вдоль продольных структур как в естественных условиях, так и при возбуждении бегущих возмущений с помощью акустического поля. На фиг. 5 приведены результаты измерений для двух продольных структур: $Z = 38$ и 47 мм.

Отметим, что развитие бегущих возмущений, возбужденных внешним акустическим полем, различается в двух представленных случаях. Видно, что своего максимума распределения достигают при разных значениях X . Как уже отмечалось выше, такое поведение амплитуды пульсаций объясняется различными начальными условиями в возникающих продольных стационарных структурах [9]. Из экспериментальных данных следует, что существует неоднородность поля возмущений в трансверсальном направлении.

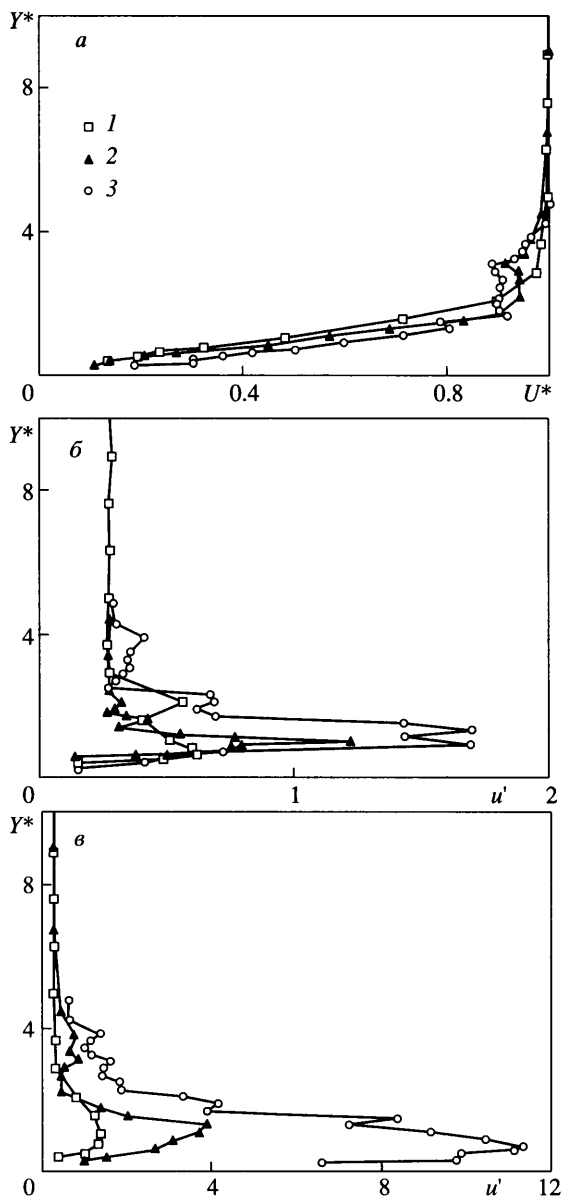
На фиг. 5, a видно уменьшение амплитуды пульсаций u' в продольном направлении при $X > 400$ мм. Это связано с падением значений u' и увеличением уровня возмущений в нормальном и трансверсальном направлениях. Обычно такой эффект указывает на финал этапа формирования турбулентности в пограничном слое [17]. Вместе с этим



Фиг. 6. Спектральные распределения u' , % от f , Гц естественных (1) и возбужденных звуком пульсаций (2) для $Z = 47$ мм и различных расстояний от передней кромки модели: а – в $X' = 339, 359, 409$ мм

на фиг. 5, б при тех же X наблюдается монотонный рост и, по всей видимости, точка перехода на этой структуре находится ниже по потоку, несмотря на то обстоятельство, что акустическое поле воздействует одинаково на все точки потока. Таким образом, можно сделать вывод, что переход к турбулентности происходит на каждой из структур независимо от соседних, что создает зубцеобразную форму линии перехода.

При сравнении распределений, полученных в присутствии акустического поля и в естественном случае, можно видеть, что при воздействии на течение акустикой уро-



Фиг. 7. Профили составляющих продольной компоненты скорости для $Z = 47$ мм: а – средняя U^* , б, в – пульсационная u' , % в естественном случае и при воздействии на течение акустического поля; 1–3 – $X' = 339, 359, 409$ мм

вень пульсаций значительно увеличивался. Этот эффект наблюдался на каждой из исследованных продольных структур. Заметим, что уровень возбужденных акустикой возмущений в точке максимума достигает 8%.

Данные результаты показывают, что при наличии благоприятного градиента давления, который, согласно линейной теории устойчивости способствует стабилизации течения, влияние внешнего акустического поля в подобных ситуациях может оказаться решающим.

Как отмечалось выше, использованная методика измерений позволяла фиксировать фазу бегущих возмущений в ходе эксперимента. Распределение фазы оказалось линейным в широком диапазоне изменений координаты X для всех исследованных продольных структур. Отследив изменение фазы на 2π , удалось вычислить длину волны возмущений: $\lambda = 35.8$ мм. Фазовая скорость возмущений вдоль структуры в данном случае $U_\phi = 17.8$ м/с, т.е. $U_\phi/U_\infty = 0.55 \pm 0.1$. Значение продольного волнового числа $\alpha_r = 0.18$ мм⁻¹.

Спектры сигналов с датчика термоанемометра в присутствии акустического поля в сравнении с естественными спектральными распределениями представлены на фиг. 6. Из фигуры можно видеть, что при воздействии на течение акустическим полем в пограничном слое более интенсивно возбуждаются бегущие колебания, что выражается пиком на частоте возбуждения в спектральных распределениях. Видно, что на ранних этапах в пограничном слое присутствуют лишь пульсации основной частоты, однако вниз по потоку в спектрах появляются гармоники. Их возникновение в спектре указывает на то, что развитие пульсаций нелинейно. На последнем из представленных графиков можно видеть, что, несмотря на уменьшение амплитуды гармоник, общий уровень пульсаций увеличился. Заполнение спектра с образованием гармоник основной частоты – классический сценарий перехода к турбулентности.

В эксперименте также измерены профили средней и пульсационной составляющей скорости в естественных условиях и при возбуждении возмущений акустическим полем. Полученные распределения на фиг. 7 показывают, что вниз по потоку происходит рост уровня пульсаций до 8–10% в соответствии с приведенными выше графиками. Из фиг. 7 можно видеть, что на поздних стадиях роста бегущих возмущений существует их влияние на среднее течение, что указывает на существенно нелинейный механизм развития возмущений в данной области. Из имеющихся данных вычислена толщина вытеснения пограничного слоя. Ее значение изменялось вниз по потоку, $\delta^* = 0.58$ – 0.62 мм.

Заключение. В пограничном слое скользящего крыла в области с благоприятным градиентом давления зафиксированы стационарные продольные структуры и обнаружен волновой пакет, приводящий к турбулентности. При воздействии на течение акустическим полем с частотой из этого волнового пакета возникают бегущие возмущения, которые, нарастая, сдвигают ламинарно-турбулентный переход вверх по потоку. Фазовая скорость бегущих возмущений вдоль структур составляет $U_\phi/U_\infty = 0.55 \pm 0.1$. На нелинейной стадии зафиксирован процесс генерации высших гармоник возбуждаемой частоты, аналогичный процессу, исследованному ранее в модельных условиях на уединенной структуре [24].

Работа профинансирована РФФИ (№ 02-01-00006), грантом поддержки ведущих научных школ РФ № НШ-964.2003.1 и фондом INTAS (код проекта 00-00232).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.
2. Левченко В.Я., Щербаков В.А. О неустойчивости пространственного пограничного слоя на скользящем крыле // ПМТФ. 1997. Т. 38. № 3. С. 32–38.
3. Kohata Y. Some expectation on the mechanism of cross-flow instability in a swept wing flow // Acta mech. 1987. V. 66. № 1–4. P. 21–38.
4. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 711 с.
5. Бойко А.В., Козлов В.В., Сова В.А., Щербаков В.А. Генерация продольных структур в пограничном слое скользящего крыла и их вторичная неустойчивость // Теплофизика и аэромеханика. 2000. Т7. № 1. С. 25–35.
6. Deyhle H., Höhler G., Bippes H. Experimental investigations of instability wave propagation in a three-dimensional boundary-layer flow // AIAA Journal. 1993. V. 31 № 4. P. 637–645.

7. Kohama Y., Saric W.S., Hoos J.A. A high-frequency, secondary instability of crossflow vortices that leads to transition // *Boundary Layer Transition and Control*. Cambridge: Roy. Aeronaut. Soc., 1991. P. 4.1–4.13.
8. Бардаханов С.П., Довгаль А.В., Качанов Ю.С., Козлов В.В., Свищев Г.П., Симонов О.А., Щербаков В.А. Акустическое управление развитием возмущений в пограничном слое // *Учен. зап. ЦАГИ*. 1986. Т. 17. № 1. С. 41–46.
9. Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А. Активное управление вторичной неустойчивостью в трехмерном пограничном слое // *Теплофизика и аэромеханика*. 1999. Т.6. № 2. С. 181–192.
10. Козлов В.В., Левченко В.Я., Щербаков В.А. Развитие возмущений в пограничном слое при щелевом отсасывании // *Учен. зап. ЦАГИ*. 1978. Т. 9. № 2. С. 99–105.
11. Boiko A.V., Kozlov V.V., Scherbakov V.A., Syzransev V.V. Transition control by riblets in a swept wing boundary layer with an embedded streamwise vortex // *Eur. J. Mech.* 1997. V. 16. № 4. P. 465–482.
12. Grek G.R., Kozlov V.V., Titarenko S.V., Klingmann B.G.B. The influence of riblets on a boundary layer with embedded streamwise vortices // *Phys. Fluids*. 1995. V. 7. № 10. P. 2504–2506.
13. Boiko A.V., Kozlov V.V. Methods of controlled disturbances for laminar-turbulent transition research and control // *Proc. Int. Conf. Methods Aeroph. Research*. Novosibirsk, 1996. Pt I. P. 25–33.
14. Ho Ch.-M., Tau Yu-Ch. MEMS: Science and technology. Application of Microfabrication to Fluid Mechanics // *ASME FED*. 1994. V. 197. P. 39–48.
15. Johansson A.V., Alfredsson P.H. On the structure of turbulent channel flow // *J. Fluid Mech.* 1982. V. 122. P. 295–314.
16. Качанов Ю.С., Козлов В.В., Левченко В.Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
17. Жигулев В.Н., Тумин А.М. Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
18. Mack L.M. Boundary layer stability theory: Special course on stability and transition of laminar flow // *AGARD. Report 709*. 1984.
19. Gaponenko V.R., Ivanov A.V., Kachanov Y.S. Experimental study of cross-flow instability of a swept-wing boundary layer with respect to traveling waves // *Laminar-Turbulent Transition: IUTAM Simp.* / Ed. R.Kobayashi. Sendai, Japan, 1984. P. 373–380.
20. Poll D. I. A. Some observations of the transition on the windward face of long yawed cylinder // *J. Fluid Mech.* 1985. V. 150. P. 329–356.
21. Lerche T. Experimental investigation of nonlinear wave interactions and secondary instability in three-dimensional boundary-layer flow // *Advances in Turbulence IV: 6th Europ. Turbulence Conf.* / Ed. S.Javrilakis et al. Lausanne: Switzerland, 1996. P. 357–360.
22. Bippes H., Lerche T. Transition prediction in three-dimensional boundary layer flows unstable to crossflow instability // *AIAA Paper*. 1997. № 97–1906.
23. Bippes H. Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // *Prog. Aerospace Sci.* 1999. V. 35. № 4. P. 363–412.
24. Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А. Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентности на одиночном стационарном возмущении в пограничном слое скользящего крыла // *ПМТФ*. 1995. Т. 36. № 1. С. 72–84.