

УДК 532.517.3

## **ГЕНЕРАЦИЯ ПРОДОЛЬНЫХ СТРУКТУР В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА И ИХ ВТОРИЧНАЯ НЕУСТОЙЧИВОСТЬ**

**А.В. БОЙКО, В.В. КОЗЛОВ, В.А. СОВА, В.А. ЩЕРБАКОВ**

*Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,  
Новосибирск*

В работе ставилась цель исследовать на модели скользящего крыла развитие высокочастотных вторичных волн, развивающихся на стационарных вихрях. Стационарные возмущения возникали за элементами шероховатости различной формы и высоты, приклеенными к поверхности модели. Оказалось, что на всех рассмотренных видах наклеек происходит генерация стационарных вихрей, причем они развиваются на краях наклеек. Отмечено, что наиболее эффективно вихри возбуждаются, когда наклейки находятся в области, где коэффициент градиента давления имеет пик. Обнаружено, что обратная ступенька (по отношению к поперечному течению), образуемая наклейкой, формирует такую вихревую структуру, на которой вторичные возмущения развиваются более эффективно, чем на прямой. Получено, что во всех рассмотренных случаях скорость распространения возмущений вдоль вихря составляет 0,5 от скорости внешнего потока. Выяснено, что темпы роста возмущений чувствительны к величине сдвига средней скорости в трансверсальном направлении.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Процесс ламинарно-турбулентного перехода при малой интенсивности внешних возмущений в случае двумерного пограничного слоя состоит из трех условно разделяемых этапов: генерации волн пограничного слоя, их усиления по законам линейной теории и нелинейного разрушения ламинарного режима течения. Каждому этапу соответствует характерная область в пространстве по мере возрастания расстояния от передней кромки модели. Исследования последних лет показали, что такой сценарий перехода к турбулентности не является единственным. Например, в пограничном слое при повышенной степени турбулентности набегающего потока, когда поток сильно возмущен, течение в корне отличается от классического случая. Главное отличие — отсутствие наблюдаемых волн Толлмина — Шлихтинга на первоначальном этапе возникновения турбулентности.

Подобно случаю перехода при повышенной степени турбулентности, в пограничном слое на скользящем крыле (начиная с углов скольжения 30 – 40°) вблизи передней кромки модели образуются вытянутые по потоку продольные стационарные структуры, “оси” которых направлены приблизительно вдоль линии тока невязкого течения. Появление этих структур связано с наличием в пограничном слое компоненты скорости, направленной перпендикулярно по трансверсальной координате к вектору скорости во внешнем потоке. Профиль скорости такого течения является перегибным, что согласно линейной теории способствует появлению неустойчивости невязкого типа, причем стационарные возмущения оказываются близкими к наиболее усиливающимся. При более детальном изучении стало понятно, что в этом случае структуры

образуются на локальных неоднородностях поверхности — неровностях, шероховатостях и т. д. В зависимости от размеров шероховатостей и характеристик течения амплитуды стационарных возмущений могут достигать значительных величин (10 – 20 % от скорости внешнего потока  $U_0$ ). Процесс дальнейшего перехода во многом зависит от характеристик конкретного крылового профиля, но зачастую связан со вторичной неустойчивостью продольных стационарных структур. Справедливость идеи вторичной неустойчивости применительно к данной ситуации была высказана в [1].

Исследованию вторичной неустойчивости посвящено много работ, в том числе и по влиянию различных факторов на развитие вторичных колебаний. Среди прочих следует отметить работы [2 – 5], где при большой начальной амплитуде стационарных возмущений выявлен участок линейного развития вторичных колебаний, а также представлены некоторые методы управления развитием вторичной неустойчивости: ориблечивание поверхности, периодический вдув-отсос и изменение расстояния между продольными структурами. Кроме того, выяснено, что темпы роста вторичных возмущений чувствительны к величине сдвига средней скорости в трансверсальном направлении.

В [6] также исследовались продольные структуры и указывалось на возможность управления процессом ламинарно-турбулентного перехода посредством изменения расстояния между ними. Вышеуказанные труды позволяют говорить о возможности управления процессом перехода с помощью методов так называемой MEMS-технологии, сильно развивающейся в последние годы [7].

Таким образом, изучение развития вторичной неустойчивости является на сегодняшний день одной из актуальных проблем. До сих пор не изучены до конца природа, механизмы зарождения и развития вторичной неустойчивости, сами продольные структуры и механизмы их образования.

Целью данной работы было моделирование развития стационарных продольных структур в контролируемых условиях на скользящем 45-градусном и прямом крыльях с тем, чтобы углубить понимание механизмов формирования данных структур и развития вторичной неустойчивости в течениях рассматриваемого типа.

## 1. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Т-324 — труба замкнутого типа с закрытой рабочей частью квадратного сечения  $1 \times 1$  м и длиной 4 м. Степень турбулентности потока в рабочей части не превышала 0,04 % от скорости набегающего потока  $U_0 = 7$  и 11 м/с.

В качестве рабочих моделей были выбраны высоконесущие крыловые профили С-12 с углами скольжения 0 и 45° и хордой 500 мм. Профили состояли из симметричного оживального носика толщиной в самой широкой части, составляющей 16 % хорды, и длиной 56 мм, переходящего в две одинаковые сходящиеся плоские поверхности. Профили располагались вертикально и жестко крепились к горизонтальным стенкам рабочей части так, чтобы рабочая поверхность представляла собой плоскость, расположенную под нулевым углом атаки (рис. 1). Такое крепление, во-первых, обеспечивало возможность перемещать датчик термоанемометра параллельно поверхности модели с высокой точностью, во-вторых, упрощало анализ обтекания модели, поскольку кривизна была существенна лишь вблизи носика крыла (рис. 2) и локальный отрыв потока в области середины хорды крыла, возникающий обычно при небольших углах атаки, отсутствовал. Использованное координатное устройство позволяло перемещать датчик термоанемометра по координате  $X$  с точностью 0,5;  $Z$  — 0,2;  $Y$  — 0,01 мм. Специальные исследования показали, что в области измерений продольный градиент скорости отсутствовал (см. рис. 2). В

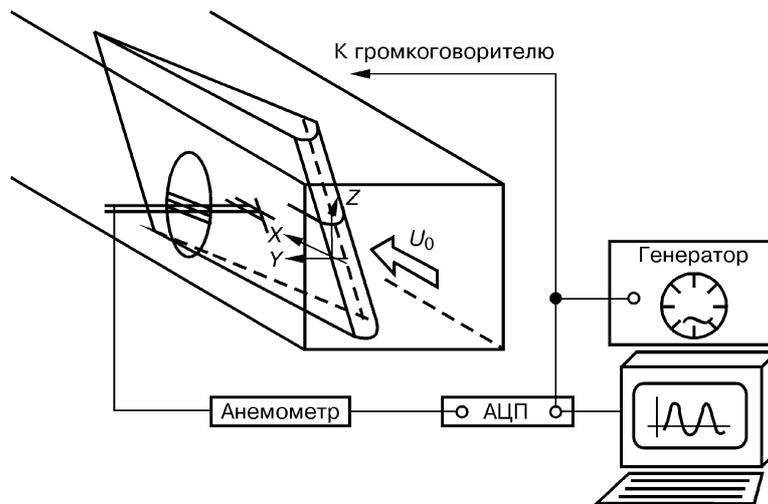


Рис. 1. Схема эксперимента.

распределении коэффициента давления имеется пик. Место нахождения его на рисунках указано пунктирной линией. Профиль средней скорости  $u(Y)$  представлен на рис. 3. Большинство измерений средней скорости и ее возмущений проводились в области линейного развития бегущих волн.

Стационарные возмущения (продольные структуры) развивались за элементами шероховатости различной высоты и формы, приклеенными к поверхности модели (рис. 4). Для возбуждения бегущих волн из диапазона неустойчивости продольных структур с контролируемыми значениями амплитуды и фазы использовался звук, генерируемый динамическим громкоговорителем, расположенным за моделью в диффузоре трубы и излучающим звук против направления потока. В случае прямого крыла использовалось также возбуждение волн вдувом-отсосом через круглое отверстие диаметром 0,8 мм, расположенное по трансверсальной координате на расстоянии  $X = 170$  мм. Посредством пневмотрассы отверстие соединялось с динамическим громкоговорителем, который вызывал периодические пульсации давления. Частота и амплитуда возмущений задавались с помощью генератора звуковых сигналов.

Средняя  $U$  и пульсационная  $u'$  составляющие продольной компоненты скорости измерялись с помощью одноточечного датчика термоанемометра постоянной температуры. Сигналы определялись с помощью моста термоанемометра фирмы DISA типа 55M01, откуда они поступали в аналого-цифровой преобразователь, а затем в персональный компьютер, где линейризовывались и подвергались дальнейшей обработке по специальной программе.

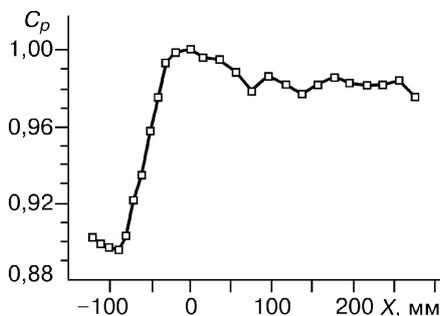


Рис. 2. Распределение  $C_p(X)$ .

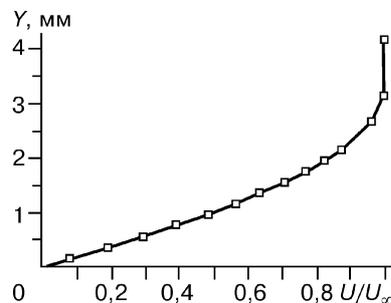


Рис. 3. Профиль средней скорости  $u(Y)$ .

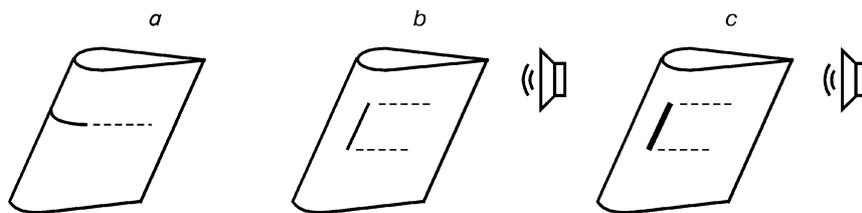


Рис. 4. Схемы расположения наклеек и образуемые ими продольные структуры (пунктир).

Датчик термоанемометра тарировался в свободном потоке напротив трубки Пито — Прандтля при скоростях потока в диапазоне 2 – 20 м/с таким образом, чтобы погрешность в определении средней скорости была меньше 1 %. 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  $n$  — константы, определяемые эмпирически. Первый член приведенной зависимости соответствует известному закону Кинга, второй добавлен для учета свободной конвекции при малых скоростях потока. Величина  $1/n$  была близка к 0,5.

## 2. РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Результаты измерений целесообразно представить в трех частях:

- генерация продольных структур на скользящем крыле;
- вторичная неустойчивость продольных структур в пограничном слое скользящего крыла;
- возможность существования продольных структур и вторичной неустойчивости на прямом крыле.

*Генерация продольных структур на скользящем крыле.* Одна из важнейших целей эксперимента — вариация размеров, формы и местоположения наклеек (шероховатостей), формирующих стационарные структуры.

В предшествующих экспериментах [2 – 5] на крыле с углом скольжения  $30^\circ$  наклейка имела слишком большую высоту. Кроме того, она была настолько длинной, что загибалась на нерабочую поверхность крыла во избежание, как отмечалось, локальных отрывов потока. В других работах (см., например, [8]) наклейки, напротив, имели слишком незначительный размер, и потому стационарные структуры, генерируемые на них, имели малую амплитуду, что было преградой для естественного роста вторичных возмущений.

В данной работе наклейка, как и в [2 – 5], имела высоту 0,23 мм (т. е. составляла около 1/4 толщины пограничного слоя в месте ее нахождения), ширину 1,5 мм и длину 70 мм (рис. 5). Далее на профиль были помещены шероховатости длиной 35 мм: вблизи передней кромки, а затем ближе к линии, где имелся пик в распределении давления. Полученные данные показали, что для генерации продольной структуры расположение наклейки вблизи передней кромки модели неэффективно, тогда как наклейка такой же длины, но находящаяся у линии максимальной скорости, генерирует структуру по амплитуде почти такую же, как наклейка длиной 70 мм.

Дальнейшие исследования показали, что длину наклейки можно практически без вреда для эффективности генерации структур уменьшить до 10 мм. Кроме того, было исследовано влияние формы наклейки на генерацию продольных структур (рис. 6). Видно, что хуже всего структуры генерируются на

Рис. 5. Влияние длины наклейки на генерацию структур.

круглой наклейке, а при расположении последней вдоль передней кромки амплитуда структуры становится максимальной. Отмечено также, что лучше всего продольные структуры генерируются в случае, когда наклейка находится на расстоянии 15 мм от линии максимальной скорости (т. е. расположена ближе к передней кромке).

Следующим этапом эксперимента было изменение длины шероховатости, наклеенной вдоль передней кромки. Длина произвольно изменялась от 3 до 35 мм

(рис. 7). Необходимо отметить, что максимально эффективная генерация (в смысле амплитуды) наблюдается при длине 10 мм, однако наиболее интересен случай при  $l = 35$  мм. Видно, что на каждом из концов наклейки генерируется отдельное возмущение. При уменьшении длины наклейки эти два возмущения приближаются и начинают взаимодействовать, что приводит к изменению амплитуды получаемой структуры. В этом смысле структура, получаемая с наклейкой длиной 10 мм, представляет собой суперпозицию двух возмущений, генерируемых отдельно каждым из концов наклейки.

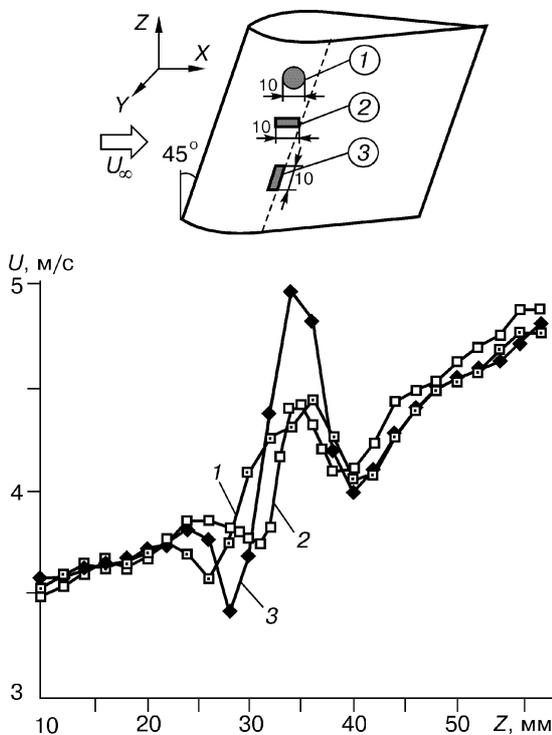
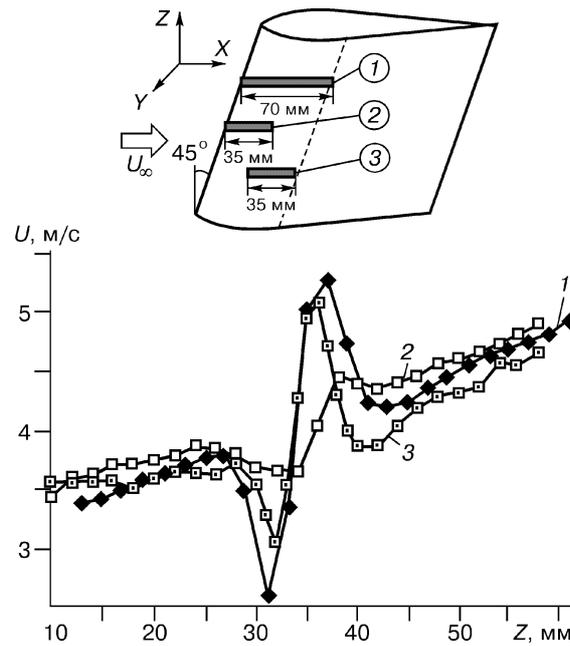


Рис. 6. Влияние формы наклейки на эффективность генерации продольных структур.



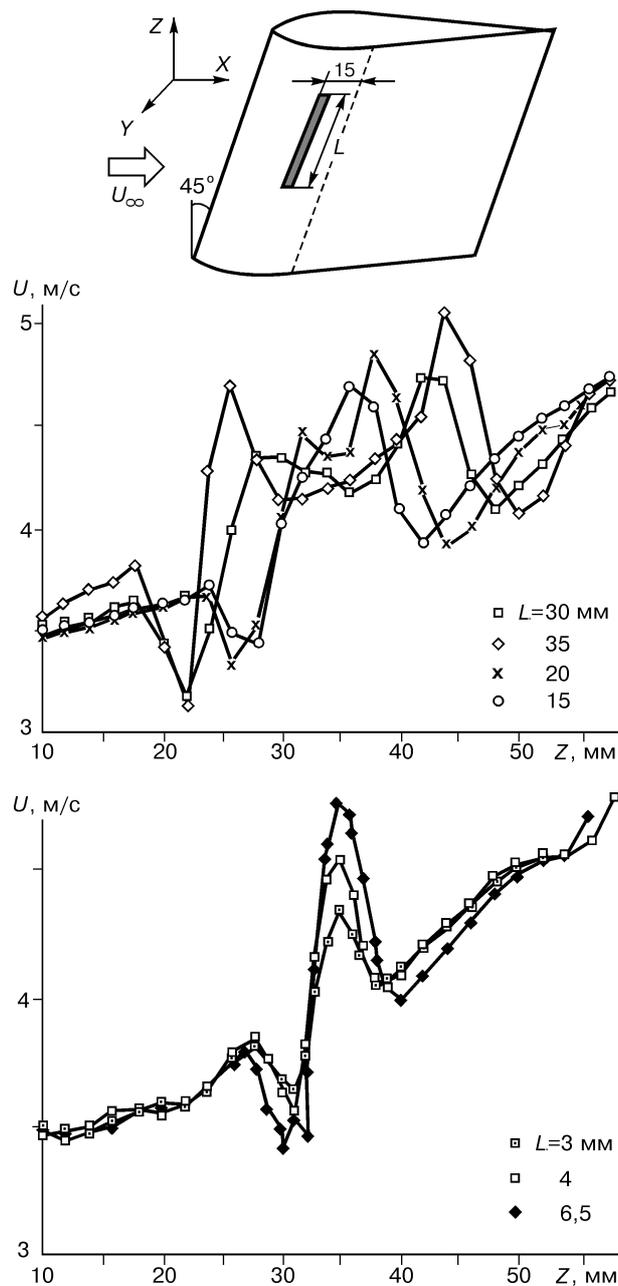


Рис. 7. Влияние длины наклейки на генерацию структур.

клейки; структуры образуются посредством lift-up эффекта (так называемое опрокидывание [9, 10]), сущность которого в данном случае состоит в слиянии двух потоков с разными профилями скорости (в нашем случае один поток — невозмущенный, другой — возмущенный наклейкой).

*Вторичная неустойчивость продольных структур на скользящем крыле.* Изучение развития вторичной неустойчивости целесообразно было проводить на уединенной универсальной продольной структуре. Такая структура генерировалась с помощью “полубесконечной” наклейки, т. е. один ее конец находился против датчика термоанемометра, а другой — на расстоянии порядка

Рис. 8. Уединенная структура без акустического поля.

полуметра и в генерации участия не принимал. Такая наклейка позволяла избежать возможного влияния структур друг на друга, неизбежно возникающего при использовании наклейки “конечной” длины. Кроме того, в силу гипотезы, высказанной выше, для более эффективного “опрокидывания” течения наклейке была придана форма параллелограмма с шириной 15 мм.

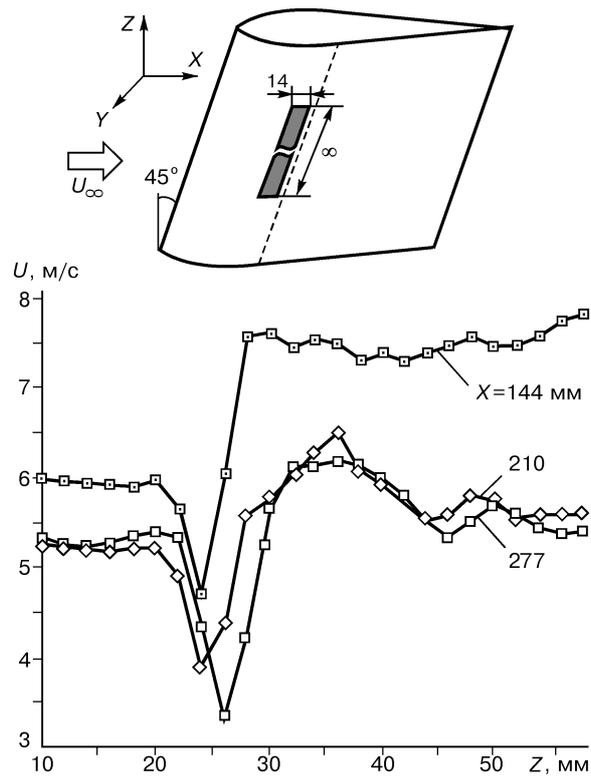
Как видно из рис. 8, продольная структура сама по себе представляет довольно устойчивое образование. При  $X = 277$  мм структура все еще не разрушилась, а лишь сдвинулась по  $Z$ , по-видимому, из-за наличия вторичного течения.

При наложении на течение акустического поля частотой 178 Гц на продольных структурах усиливаются вторичные колебания, что приводит к их разрушению. Это продемонстрировано на рис. 9, *a*: если без акустического поля при  $X = 277$  мм структура еще существовала, то при включении звука на той же координате  $X$  она разрушается и течение турбулизируется.

“Обратная” (по отношению к поперечному течению) ступенька, образованная краем наклейки, генерирует внешне такую же структуру, как и “прямая” ступенька. Однако эти две структуры не одинаково реагируют на вторичные колебания. Структура, порожденная “обратной” ступенькой, менее устойчива ко вторичным колебаниям: на рис. 9, *b* показано распределение по толщине пограничного слоя средней  $U$  и пульсационной  $u'$  составляющих скорости. Видно, что в первом случае уровень колебаний значительно выше, что говорит о развитии вторичных колебаний. На второй же структуре уровень колебаний намного ниже.

В эксперименте также рассматривался случай сглаженных наклеек, когда “рабочие” грани имели вид не ступеньки, а некоторого ската. Получаемые продольные структуры изучались на предмет развития вторичных волн как при наличии акустического поля, так и без него. Результаты представлены на рис. 10. Видно, что при сглаживании передней и задней граней наклейки (рис. 10, *a*) в распределении скорости не происходит изменений, что подтверждает высказанную выше гипотезу о формировании продольных структур краями наклеек. Сглаживание же боковых граней (рис. 10, *b*) приводит лишь к некоторому уширению распределения, что указывает на увеличение расстояния между продольными структурами. Этот факт объясняется увеличением “эффективной” длины наклейки.

Из распределения фазы (здесь не приведена) бегущей волны вычислена скорость распространения вторичных колебаний, которая остается практиче-



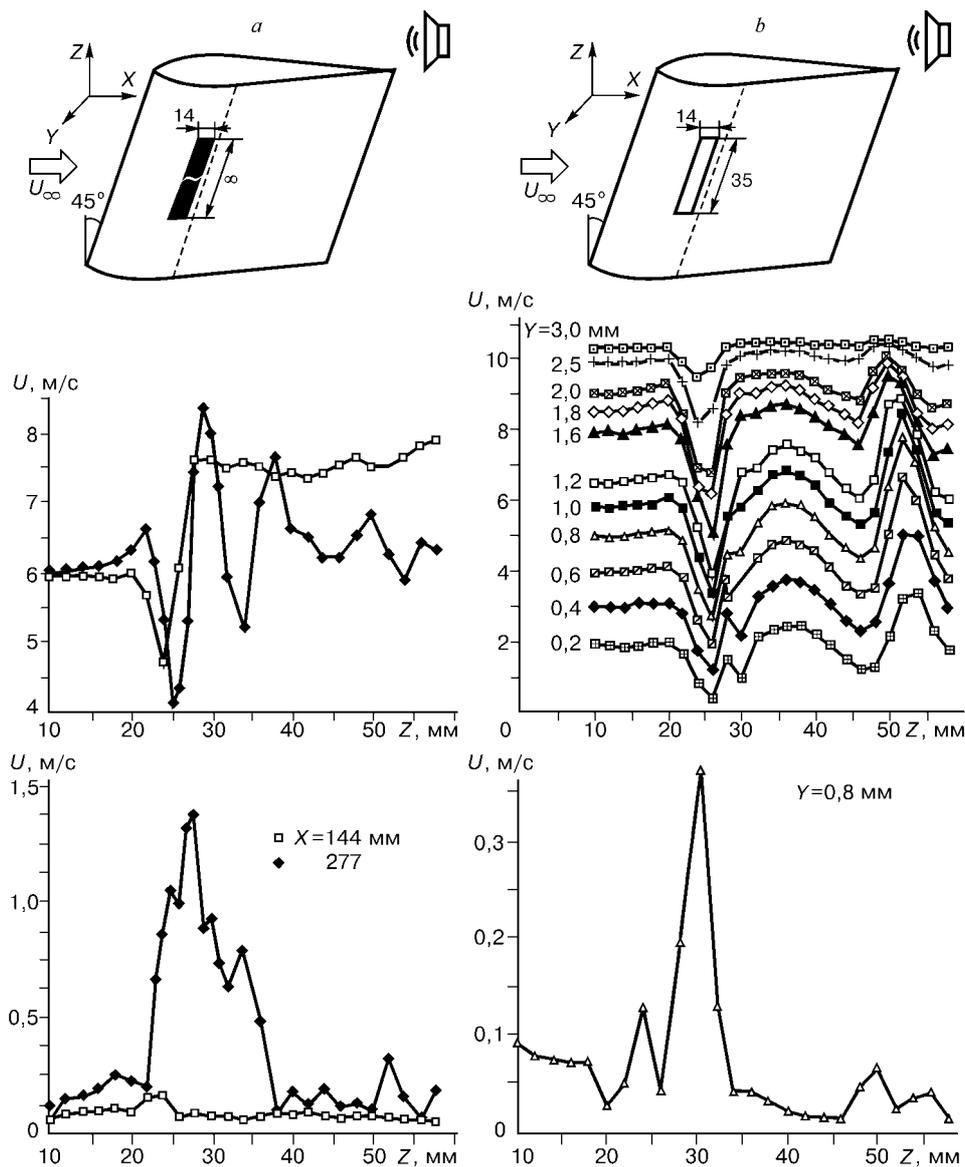


Рис. 9. Уединенная структура при наложении акустического поля (a) и распределение по толщине пограничного слоя средней и пульсационной составляющей скорости (b).

ски неизменной и составляет примерно половину скорости набегающего потока.

*Продольные структуры и вторичные колебания на прямом крыле.* Ввиду асимметрии продольных структур на скользящем крыле (в смысле их восприимчивости к вторичной неустойчивости) необходимо было провести подобный эксперимент на прямом крыле. Исследования были менее детальными. Одиночная продольная структура генерировалась “полубесконечной” наклейкой шириной 15 мм, расположенной вблизи пика коэффициента давления. Как и в предыдущих случаях, на стационарной структуре развивались бегущие возмущения, амплитудно-частотные распределения которых в поперечном направлении при их возбуждении звуком и вдвум-отсосом качественно совпадали (рис. 11, кривые 1, 2 соответственно). При возбуждении зву-

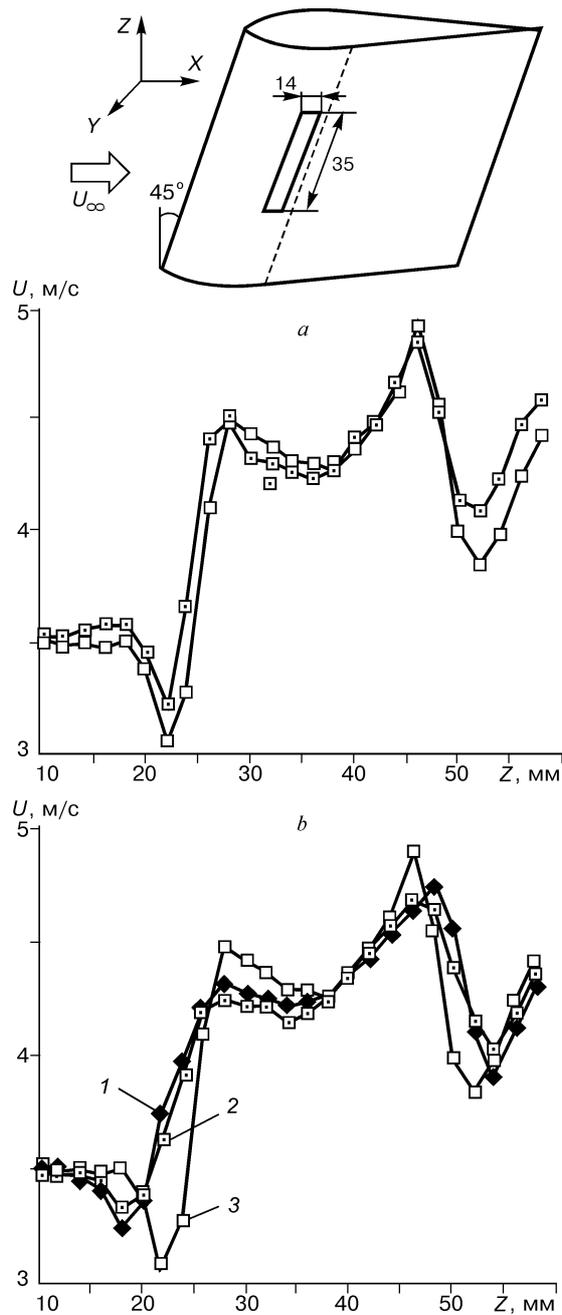


Рис. 10. Влияние сглаживания наклейки на генерацию продольных структур.  
 1 — сглаживание передней и боковой граней; 2 — сглаживание боковых граней; 3 — без сглаживания.

ком вне стационарной структуры генерировались также волны Толлмина — Шлихтинга, что приводило к эффективному увеличению амплитуды возмущения на частоте возбуждения вдали от структуры.

Проведенные эксперименты позволяют сделать следующие выводы.

1. На всех рассмотренных видах наклеек происходит генерация продольных стационарных структур, развивающихся на краях наклеек, параллельных потоку. Формирование структур определяется, по-видимому, механизмом

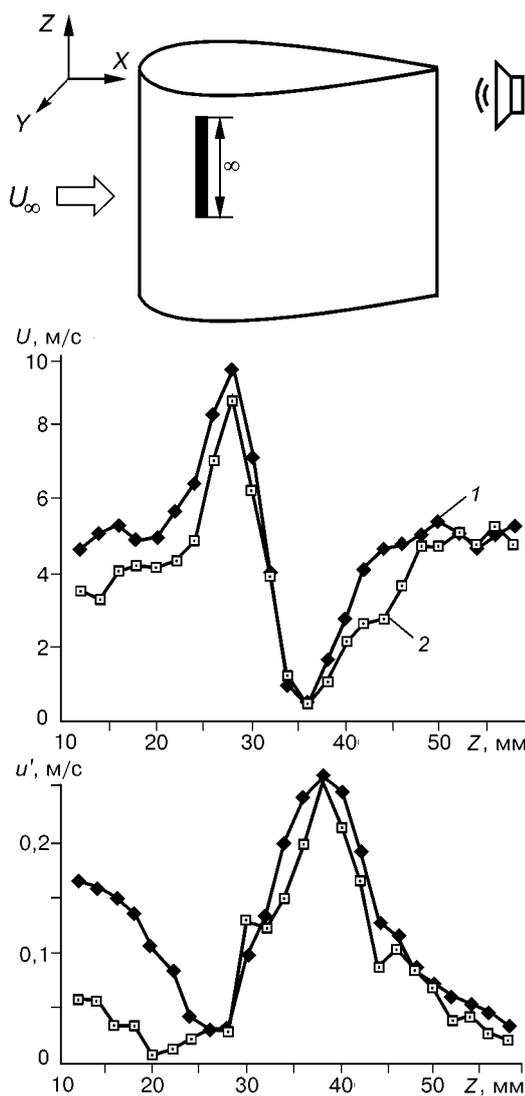


Рис. 11. Распределение средней и пульсационной составляющей скорости при возбуждении звуком и вдувом-отсосом на прямом крыле.

“опрокидывания”. Наиболее эффективно структуры возбуждаются, когда наклейки находятся в области сильного поперечного течения на скользящем крыле, где коэффициент градиента давления  $C_p$  имеет пик.

2. На каждом из концов наклейки (образующем “ступеньку”) формируются некоторые “универсальные” структуры, наблюдающиеся как на скользящем, так и на прямом крыле. В последнем случае структуры симметричны, на скользящем крыле наблюдается некоторая асимметрия в смысле восприимчивости ко вторичной неустойчивости, обусловленная, по-видимому, наличием поперечного течения.

3. При сближении структур (уменьшении длины наклейки), одна из которых образована прямой, а другая обратной ступенькой для скользящего крыла, происходит их взаимодействие.

4. “Обратная” ступенька (по отношению ко вторичному течению), образуемая наклейками, формирует такую структуру, на которой вторичные

возмущения развиваются более эффективно, чем на прямой. Во всех рассмотренных случаях существует диапазон линейного развития бегущих волн, и скорость их распространения вдоль продольной структуры остается практически неизменной, составляющей примерно половину скорости набегающего потока.

5. На прямом крыле в области возникновения поперечного градиента скорости на стационарной структуре развивались бегущие возмущения, амплитудно-частотные распределения которых в поперечном направлении при их возбуждении звуком и вдувом-отсосом качественно совпадают, что говорит о том, что они являются собственными возмущениями данного сдвигового течения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (Гранты № 96-15-96310, 99-01-00591 и Молодежного гранта СО РАН).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kohama Y. Some expectation on the mechanism of cross-flow instability in a swept-wing flow // Acta Mech. — 1987. — Vol. 66. — P. 21 – 38.

2. **Сызранцев В.В.** Экспериментальное моделирование развития вторичной неустойчивости в стационарных продольных вихрях на скользящем крыле: Дис. ... канд. физ.-мат. наук. — Новосибирск, 1997.
3. **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.
4. **Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А.** Экспериментальное исследование высокочастотных вторичных возмущений в пограничном слое скользящего крыла // Теплофизика и аэромеханика. — 1997. — Т. 4, № 4. — С. 74 – 83.
5. **Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А.** Исследование влияния внутренней структуры продольного вихря на развитие бегущих возмущений в нем // Там же. — С. 1 – 13.
6. **William S. Saric, Ruben B. Carillo jr., Mark S. Reibert.** Control of transition in 3-D boundary layer // Active Flow Control: Book of Abstracts. — Gottingen, 1998. — 110 p.
7. **Boiko A.V., Kozlov V.V.** Methods of controlled disturbances for laminar-turbulent transition research and control // Intern. Conf. on the Methods of Aeroph. Research: Proc. Pt I. — Novosibirsk, 1996. — P. 25 – 33.
8. **Lerche T., Bippes H.** Experimental investigation of cross-flow instability under influence of controlled disturbances excitation // Transitional Boundary Layers in Aeronautics: Proc. of the Colloquium. — Amsterdam, 1995.
9. **Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В.** Возникновение турбулентности в пристенных течениях. — Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1999.
10. **Roget C., Brazier J.Ph., Cousteix J., Mauss J.** A contribution to the physical analysis of separated flows past three-dimensional humps // Eur. J. Mech. Fluids. — 1998. — Vol. 17, No. 3. — P. 307 – 329.

*Статья поступила в редакцию 29 октября 1998 г.*