

УДК 532.526.013.4

© 2001 г. В.В. КОЗЛОВ, В.А. СОВА, В.А. ЩЕРБАКОВ

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВТОРИЧНЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ

Исследовано развитие бегущих вторичных возмущений на продольных структурах в пограничном слое скользящего крыла при возбуждении их периодическим вдувом-отсосом через отверстие в поверхности модели. Продольные структуры генерировались с помощью шероховатости, приклеиваемой к поверхности модели. Получены качественные и количественные результаты по развитию неустойчивости в течении.

При обтекании трехмерных тел структура течения в пограничном слое в корне отличается от двумерного случая. В двумерном течении благодаря вязкой неустойчивости возбуждается волна Толлмина – Шлихтинга, которая, нарастая вниз по потоку, приводит к формированию трехмерных возмущений –  $\lambda$ -структур – и дальнейшему переходу из ламинарной формы течения к турбулентной. Подобного рода течения в настоящее время достаточно полно изучены, применительно к ним разработано большое количество как линейных [1], так и слабонелинейных [2] теорий гидродинамической устойчивости. За последние десятилетия отработаны методы управления переходом в таких течениях [3].

Несколько более сложная ситуация возникает при повышенной степени турбулентности набегающего потока ( $Tu > 1\%$ ). Характерной чертой такого течения является возникновение продольных структур в процессе ламинарно-турбулентного перехода. В данной области проведено большое количество исследований – как теоретических, так и экспериментальных (см., например, [4, 5]).

Продольные вихри возникают также при обтекании поверхностей с кривизной – вогнутых поверхностей. Такие образования называются вихрями Гертлера [6, 7]. Неустойчивость Гертлера встречается не только в пограничных слоях у вогнутой поверхности. Она может возникнуть также в окрестности точки растекания потока у обтекаемого тела, где набегающий поток круто меняет направление и линии тока сильно искривлены.

При всем разнообразии механизмов, порождающих продольные структуры, им присущи сильная локализация в трансверсальном и большая протяженность в продольном направлениях. При выходе на нелинейное насыщение они достигают амплитуд более 10% скорости внешнего течения, но в дальнейшем не приводят к турбулентности непосредственно, а создают поперечную периодичность в распределении скорости, т.е. формируют новое течение с отличными от первоначального характеристиками [3, 1]. При достаточной большой амплитуде модуляции могут возникать новые вторичные возмущения, распространяющиеся вдоль первичных стационарных структур [9].

При исследовании трехмерных пограничных слоев, в частности пограничного слоя на скользящем крыле, исследователи также часто сталкиваются с продольными структурами. Их появление в такого рода течениях обусловлено наличием попереч-

ного течения. Факторами, стимулирующими развитие продольных структур, могут служить неоднородность поверхности, градиенты давления и т.д. Однако до сих пор остается непонятным истинный механизм образования продольных структур, высказываются лишь некоторые гипотезы. Например, исследователи пытаются объяснить появление продольных структур с помощью эффекта "опрокидывания" (lift-up-эффект) [3]. Суть данного явления состоит в локальном опрокидывании профиля средней скорости в трансверсальном направлении. Стационарные продольные структуры близки к максимально неустойчивым и, следовательно, легко возбуждаемым возмущениям. Подобно волнам Толлмина – Шлихтинга, являющимся собственными колебаниями в случае пограничного слоя на плоской пластине, в трехмерном течении с продольными структурами возбуждаются бегущие вторичные колебания, т.е. развивается вторичная неустойчивость. Вторичные колебания распространяются вдоль продольных структур и в линейной области имеют постоянную фазовую скорость, равную примерно половине скорости набегающего потока [3, 11, 12]. Нарастая вниз по потоку, вторичные возмущения приводят к переходу.

В работах, непосредственно предшествовавших настоящей, были исследованы различные аспекты проблем, связанных с продольными структурами на скользящем крыле. В [10] проводилось изучение "естественного" перехода, когда продольные структуры генерировались на естественных неоднородностях поверхности модели, а бегущие возмущения возбуждались в течении с помощью акустического поля. Эксперимент уникален тем, что показано влияние акустического поля на ламинарно-турбулентный переход в области с благоприятным градиентом давления. В качестве результатов исследования в [10] приводятся также кривые нарастания пульсаций продольной составляющей скорости вдоль структур и их спектральные распределения. Отмечено, что в отсутствие акустического поля на продольных структурах возникает волновой пакет бегущих возмущений, приводящих к турбулентности. В области нелинейного роста бегущих возмущений зафиксирован процесс генерации гармоник основной частоты акустического поля.

В [11] исследовался случай, когда на поверхности крыла с углом скольжения  $45^\circ$  помещалась наклейка (шероховатость), которая генерировала в пограничном слое две продольные структуры. С помощью акустического поля с частотой из естественного пакета бегущих возмущений возбуждались волны неустойчивости. В ходе эксперимента выяснено влияние формы, длины и местоположения наклейки на генерацию продольных структур, измерена фазовая скорость бегущих возмущений. Основным результатом работы явилось понимание того, что разные относительно поперечного течения края наклейки генерируют разные в смысле восприимчивости продольные структуры: при возбуждении вторичных возмущений акустическим полем они эффективнее развиваются на структуре, сгенерированной прямой ступенькой, образованной наклейкой (случай 1 на фиг. 1). Также показано, что акустическое поле с частотой из естественного пакета сдвигает точку перехода вверх по потоку.

В [12, 13] описаны основные механизмы развития вторичной неустойчивости на одиночной структуре (вихре), сгенерированной шероховатостью в трехмерном течении. Показано, что в таком течении в спектре пульсаций возникают два пакета собственных возмущений, центральные частоты которых различаются в несколько раз. Отмечено, что заполнение спектра происходит путем образования высших гармоник низкочастотного пакета, а высокочастотный пакет затухает вниз по потоку. При возбуждении бегущих возмущений с помощью акустического поля показано, что существует область линейного роста бегущих возмущений вплоть до амплитуды 1–1,5%.

Имеются также многочисленные данные по управлению переходом в трехмерных пограничных слоях различными методами – с помощью риблет, вдува-отсоса и с помощью воздействия на течение акустическим полем [14–16]. Выводы, полученные в указанных работах, говорят о возможности управления ламинарно-турбулентным переходом в пограничном слое на скользящем крыле.

Однако для более эффективного управления процессом перехода необходимо иметь как можно более полное представление о развитии неустойчивости в течении. Первым шагом на этом пути явилось понимание того, что использованная в [11] наклейка, как уже отмечалось выше, генерирует не одну (как считалось ранее), а две продольные структуры на каждом из краев наклейки. В данной работе ставилась цель исследовать на устойчивость каждую из двух полученных с помощью наклейки структур при возбуждении вторичных бегущих возмущений с помощью вдува-отсоса через отверстие в поверхности модели.

**1. Методика эксперимента.** Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН. Аэродинамическая труба Т-324 – труба замкнутого типа с закрытой рабочей частью квадратного сечения  $1 \times 1$  м и длиной 4 м. Степень турбулентности набегающего потока в рабочей части при скорости проведения эксперимента 5 м/с не превышала 0,04% скорости набегающего потока  $U_\infty$ .

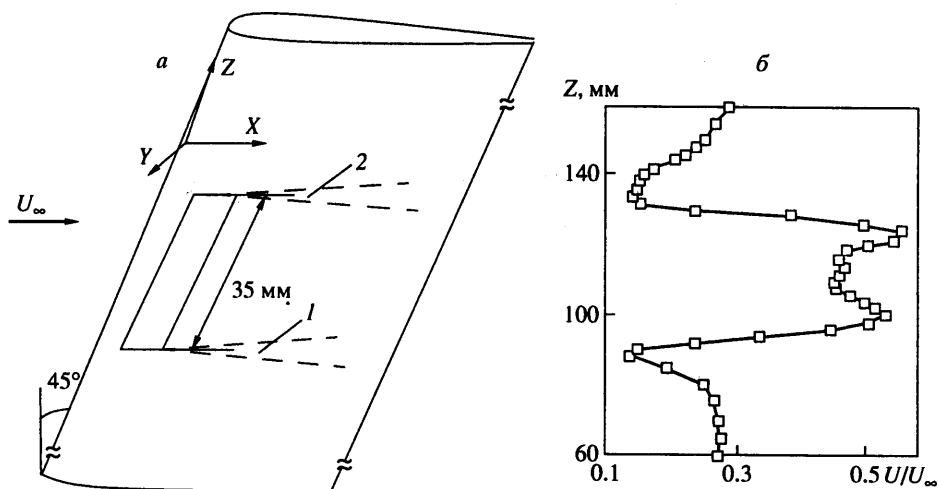
В качестве модели был выбран крыловой профиль С-12 с углом скольжения  $45^\circ$ , хордой 500 мм и размахом 1400 мм. Профиль состоял из симметричного оживального носика толщиной в самой широкой части 16% хорды и длиной 56 мм, переходящего в две одинаковые сходящиеся плоские поверхности. Профиль располагался вертикально и жестко крепился к горизонтальным стенкам рабочей части так, чтобы рабочая поверхность профиля представляла собой плоскую пластину, расположенную под нулевым углом атаки. Такое крепление, во-первых, обеспечивало возможность перемещать датчик термоанемометра параллельно поверхности модели с высокой точностью, а во-вторых, упрощало анализ обтекания модели, поскольку кривизна существенна лишь вблизи носика модели и локальный отрыв потока в области середины хорды крыла, возникающий обычно при небольших углах атаки, отсутствует. При таком положении профиля в рабочей части трубы в области измерений существовал слабый неблагоприятный градиент давления (см. фиг. 2 в [11]).

Сигналы определялись с помощью моста термоанемометра фирмы DISA типа 55M01, откуда они поступали в аналого-цифровой преобразователь типа MacADIOS-Adio фирмы GW Instruments, а оттуда – в персональный компьютер Macintosh Classic II фирмы Apple Computer, где сигналы в ходе эксперимента линейаризовывались и подвергались дальнейшей обработке по специально разработанной программе.

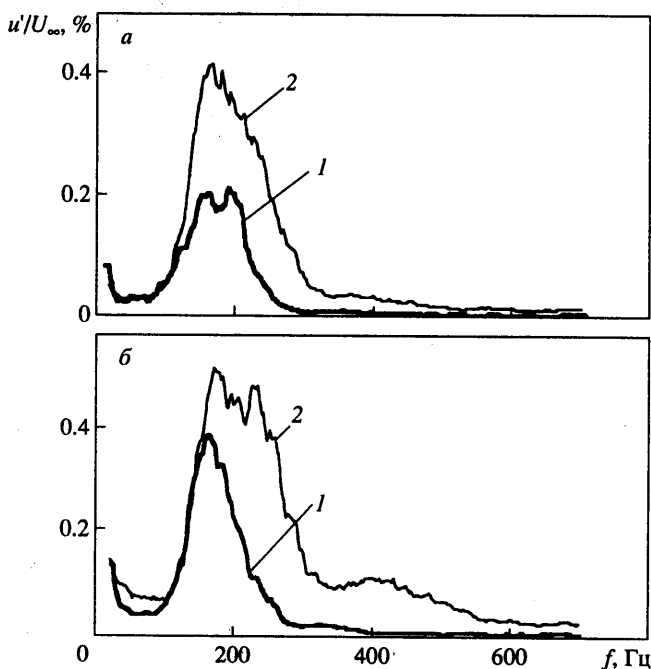
Продольные структуры генерировались наклейкой на поверхности модели. Как было сказано выше, влияние формы, размеров и местоположения наклеек на генерацию продольных структур было исследовано ранее [11]. В данном эксперименте использовалась наклейка в виде параллелограмма длиной 35 мм, шириной 14 мм, находящаяся на расстоянии 70 мм от передней кромки, поскольку при таких размерах наклейки на разных по отношению к поперечному течению ее краях независимо генерировались две продольные структуры (фиг. 1). Это позволяло избежать взаимного влияния структур друг на друга в ходе эксперимента, как это неизбежно происходило бы в случае, если длина наклейки была бы меньшего размера (см. [11]). Высота наклейки составляла  $1/4$  толщины пограничного слоя в месте ее расположения.

Возбуждение бегущих возмущений производилось с помощью периодического вдува-отсоса через отверстие в поверхности модели, соединенное с помощью пневмотрассы с заглушенным динамическим громкоговорителем. Колебания мембраны громкоговорителя вызывали периодические колебания давления, которые через пневмотрассу передавались к отверстию и далее преобразовывались в возмущения пограничного слоя. Частота выбиралась из волнового пакета, возникающего на продольных структурах в естественном случае. Координатное устройство позволяло перемещать датчик термоанемометра по координате  $X$  с точностью 0,5 мм,  $Z$  – 0,2 мм,  $Y$  – 0,01 мм.

**2. Результаты исследований.** В ходе исследований были получены данные по развитию волн неустойчивости при возбуждении их вдувом-отсосом через отверстие в поверхности модели на продольных структурах, генерируемых в пограничном слое



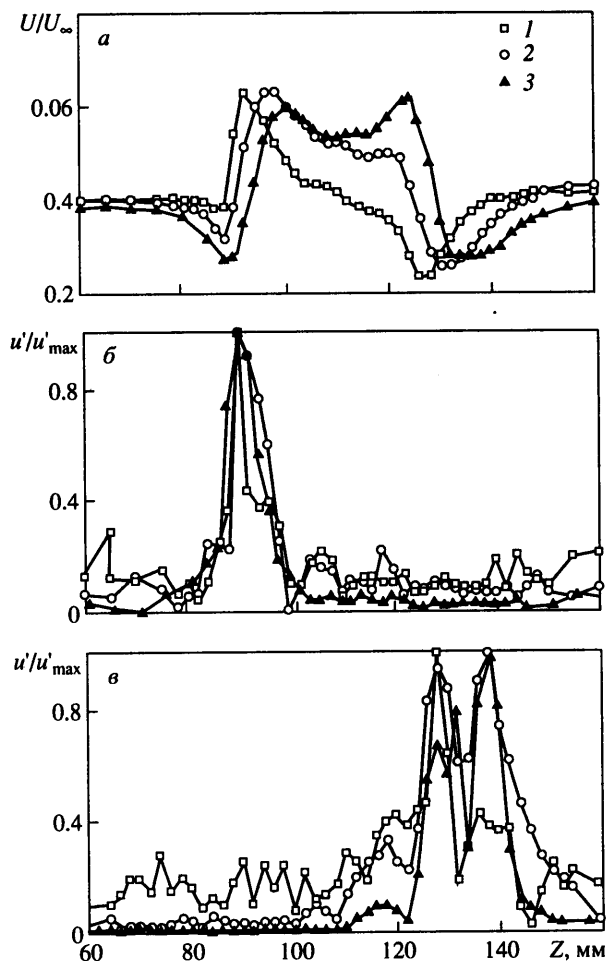
Фиг. 1. Схема модели (а) и образуемые продольные структуры (б): 1 – случай 1, 2 – случай 2



Фиг. 2. Спектры естественных пульсаций продольной составляющей скорости на продольных структурах внутри пограничного слоя для разных расстояний от передней кромки модели: а –  $X = 235$  мм, б –  $X = 255$  мм. 1 – случай 1, 2 – случай 2 (см. фиг. 1)

скользящего крыла с помощью "искусственной" шероховатости. Такой метод возбуждения бегущих возмущений позволяет воздействовать на течение локально и позволяет избежать появления двумерной волны за шероховатостью, как это имеет место при возбуждении звуком [17].

На фиг. 1 представлены схема эксперимента (а) и распределение средней скорости за наклейкой (б), из которого видно наличие в пограничном слое продольных структур, выраженное в превышении и дефиците скорости в поперечном направлении.

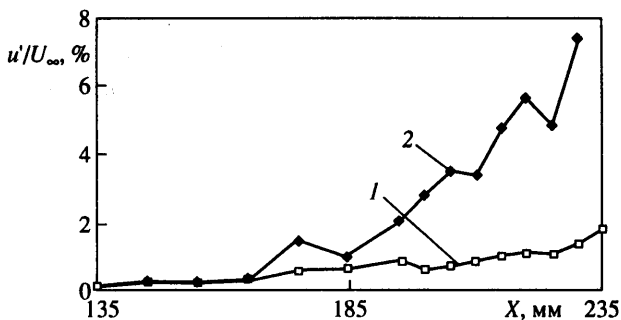


Фиг. 3. Распределение средней (а) и пульсационной (б, в) составляющих продольной компоненты скорости в трансверсальном направлении: б – случай 1, в – случай 2. 1 –  $X = 135$  мм, 2 –  $X = 185$  мм, 3 –  $X = 235$  мм

Видно также, что генерируются две продольные структуры, каждая из которых образуется соответствующей гранью наклейки.

Рассмотрим спектры естественных пульсаций продольной составляющей скорости, представленные на фиг. 2. Спектры демонстрируют эволюцию естественного волнового пакета, развивающегося на каждой из продольных структур, сгенерированных разными краями шероховатости (наклейки). Данные получены на значительных расстояниях от наклейки, поскольку вблизи волновой пакет не сформировался и не выделились неустойчивые частоты. Видно, что в обоих случаях значительно разнятся форма пакета и его амплитуда. Также из спектрального распределения видно, что частота  $\approx 178$  Гц является одной из неустойчивых частот в обоих случаях.

На фиг. 3, а представлено распределение средней скорости в следе за наклейкой, нормированное на скорость внешнего течения. Хорошо видны образующиеся продольные структуры на каждой из сторон наклейки. На фиг. 3, б, в представлены распределения пульсационной составляющей скорости для случаев 1 и 2 соответственно, нормированные на собственный максимум, при возбуждении вдвум-отсосом



Фиг. 4. Кривые нарастания пульсаций продольной составляющей скорости по продольной координате: 1 – случай 1, 2 – случай 2 (см. фиг. 1)

на частоте 178 Гц. Видно, что форма распределения в случаях 1 и 2 (см. фиг. 1) совершенно разная, а максимумы в распределениях связаны с перегибами в распределении средней скорости.

Фигура 4 представляет кривые роста пульсаций вдоль продольной структуры вниз по потоку. Данные для построения кривых регистрировались при одинаковой начальной амплитуде подаваемого сигнала. При движении вниз по потоку выбирался максимальный уровень пульсаций по толщине пограничного слоя. Видно, что бегущие возмущения более эффективно развиваются на структуре, сгенерированной "обратной" ступенькой (случай 2 на фиг. 1). Этот результат прямо противоположен результату, полученному ранее в [11] при возбуждении вторичных возмущений с помощью акустического поля. Причиной такого развития возмущений, по-видимому, является волна Толлмина – Шлихтинга, возбуждающаяся на задней кромке наклейки акустическим полем.

**Заключение.** Получены количественные результаты по развитию вторичной неустойчивости на продольных структурах, сгенерированных в пограничном слое скользящего крыла с помощью шероховатости на поверхности модели. В естественном случае найдены волновые пакеты бегущих возмущений, развивающиеся независимо на каждой из продольных структур, сформированной "прямой" и "обратной" по отношению к поперечному течению ступенькой, образованной наклейкой (случай 1 и 2 на фиг. 1). Форма и амплитуда спектрального распределения естественного волнового пакета сильно различаются в обоих случаях.

При одинаковой начальной амплитуде вводимых бегущих возмущений коэффициенты их роста сильно различаются в обоих случаях. В случае возбуждения вторичных бегущих возмущений вдувом-отсосом через отверстие в поверхности модели их развитие более эффективно происходит на структуре, сгенерированной "обратной" ступенькой (случай 2 на фиг. 1), чем на структуре, сгенерированной "прямой" ступенькой (случай 1). Форма распределения пульсационной составляющей скорости по трансверсальной координате также различна в обоих случаях.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (коды проектов 00-15-96164, 99-01-00591) и гранта INTAS № 00-232.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Reed H.L., Saric W.S., Arnal D. Linear stability theory applied to boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 1996. V. 28. P. 389–428.
2. Жигулев В.Н., Тумин А.М. Возникновение турбулентности. Динамическая теория возбуждения и развития неустойчивостей в пограничных слоях. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
3. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.

4. Грек Г.Р., Козлов В.В., Рамазанов М.П. Ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Изв. АН СССР. МЖГ. 1988. № 6. С. 34–41.
5. Numerical simulation of unsteady flows and transition to turbulence / Ed. O. Pironneau et al. Cambridge: Univ. Press, 1992. 440 p.
6. Saric W.S. Görtler vortices // Annu. Rev. Fluid. Mech. 1994. V. 26. P. 379–409.
7. Floryan J.M. On the Görtler instability of boundary layers // TR 1120T. Nat. Aerospace Laboratory. Japan, 1991. 45 p.
8. Orszag S.A., Patera A.T. Secondary instability of wall-bounded shear flows // J. Fluid Mech. 1983. V. 128. P. 347–385.
9. Reed H.L., Saric W.S. Stability of three-dimensional boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 1989. V. 21. P. 235–284.
10. Козлов В.В., Левченко В.Я., Сова В.А., Щербаков В.А. Влияние акустического поля на структуру течения и ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле // Современные проблемы аэрогидромеханики: Тр. конф. М., 1999. Т. 2. С. 145–161.
11. 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. Т. 7. № 1. С. 25–35.
12. 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.
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. Boiko A.V., Kozlov V.V., Scherbakov V.A., Syzrantsev V.V. Transition control by riblets in swept wing boundary layer with an embedded streamwise vortex // Europ. J. Mechanics. Ser. B. 1997. V. 16. № 4. P. 465–480.
15. Saric W.S., White E.B. Influence of high-amplitude noise on boundary-layer transition to turbulence // AIAA Paper. 1998. № 2645. P. 11.
16. Saric W.S., Carrillo R.B., Reibert M.S. Leading-edge roughness as a transition control mechanism // AIAA Paper. 1998. № 0781. P. 13.
17. Dovgal A.V., Kozlov V.V. Hydrodynamic instability and receptivity of small scale separation regions // Laminar-Turbulent Transition: Proc. IUTAM Symp. / Ed. Arnal D., Michel R. Toulouse, France: Springer, 1989. P. 523–531.

Новосибирск

Поступила в редакцию  
21.XI.2000