

УДК 536.46:532.517.4

ТЕРМОАНЕМОМЕТРИЧЕСКАЯ ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ТУРБУЛИЗАЦИИ СЛОЖНЫХ ТЕЧЕНИЙ*

В.Г. ЧЕРНОРАЙ¹, В.В. КОЗЛОВ¹, Л. ЛЕФДАЛЬ², П.Р. ПРАТТ³

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

²*Чалмерсовский технологический университет, Гетеборг, Швеция*

³*Королевский университет Белфаста, Отделение технической
аэронавтики, Северная Ирландия*

Нелинейная стадия развития возмущений и турбулизация течения представляют собой сугубо трехмерный процесс и являются трудной задачей для экспериментальных исследований. Исследование ламинарно-турбулентного перехода в аэрокосмических приложениях дополнительно включает сложное основное течение с градиентами давления и компонентами вторичных течений, что ведет к увеличению необходимого массива измерений и его интерпретации. Развитие техники термоанемометрической визуализации течений дает возможность получения более детальной и панорамной информации об изучаемых явлениях в таких сложных потоках по сравнению с традиционными методами визуализации.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что поверхностное трение является одной из главных причин сопротивления поверхностей самолетов, автомобилей и других обтекаемых объектов. Поскольку сопротивление трения в турбулентном пограничном слое примерно на порядок выше, чем в ламинарном, очень важно понимание процесса ламинарно-турбулентного перехода в трехмерных пограничных слоях, которое дает возможность предвидения и, в будущей перспективе, управления всеми стадиями перехода к турбулентности.

Устойчивость двумерных пограничных слоев широко изучалась теоретически, экспериментально и численно, в то же время намного меньше исследований посвящено изучению устойчивости трехмерных пограничных слоев из-за сложности явлений, приводящих к разрушению ламинарной формы течения [1]. Эксперименты на скользящих крыльях в этой работе показали, что в данном случае могут иметь место различные механизмы перехода к турбулентности, такие как неустойчивость волн Толлмина–Шлихтинга, неустойчивость течения на вогнутых поверхностях (неустойчивость Гертлера), неустойчивость поперечного течения и т. д. Хотя неустойчивость поперечного течения рассматривается как наиболее опасная, указанная работа направлена на изучение перехода, вызванного неустойчивыми волнами Толлмина–Шлихтинга, которые могут наблюдаться в трехмерных течениях с неблагоприятным градиентом давления.

* Работа выполнена при финансовой поддержке Президента РФ (НИШ-964.2003.1), РФФИ (грант 05-01-00034), Министерства образования и науки РФ (грант РНП. 2.1.2.3370).

Для двумерных пристенных течений рассматриваются два сценария перехода к турбулентности. При низком уровне внешней турбулентности наблюдается классический сценарий перехода через механизм развития волн неустойчивости, в то время как так называемый обходной (bypass) сценарий перехода связывают с высоким уровнем внешней турбулентности, при котором течение модулируется пологатыми структурами и волны неустойчивости играют вторичную роль. Известно, что линейная теория устойчивости может предсказать, является ли данное течение устойчивым или нет, а также начало перехода, т. е. может описать его начальную линейную стадию развития, в то же время нелинейная стадия развития возмущений на сегодняшний день разработана слабо, особенно для градиентных течений. Экспериментально нелинейное развитие волн описывается двумя основными режимами перехода, которые идентифицированы и исследованы как K-режим [2], и N-режим, который экспериментально впервые изучен новосибирской группой исследователей [3]. В экспериментальной работе [4] показано, что как начальный спектральный состав взаимодействующих волн неустойчивости, так и их начальные амплитуды определяют, который из этих режимов (конкурирующих друг с другом) будет реализован вслед за линейной стадией.

После пионерского экспериментального изучения K-типа перехода [2] были проведены экспериментальные и теоретические работы для выяснения и адекватного описания этого явления [5]. Однако экспериментальных и численных исследований по нелинейному развитию возмущений в трехмерных пограничных слоях на крыльях все еще недостаточно. Чтобы заполнить этот пробел, в настоящей работе экспериментально изучались генерация и развитие собственных возмущений в трехмерных пограничных слоях прямого и скользящего крыла.

1. МЕТОДИКА ТЕРМОАНОМЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ВИЗУАЛИЗАЦИИ

С первых дней возникновения исследований по механике жидкости визуализация потока стала ценным инструментом в получении качественного понимания сложных явлений. Однако традиционные методы визуализации ограничены и обычно дают только качественную информацию. Напротив, метод термоанемометрической визуализации, связанный с накоплением массива количественных данных измерений скорости и ее пульсаций в пространстве и времени, позволяет получить более достоверную количественную информацию о характере и структуре течения. Этот метод особенно актуален для исследований трехмерных процессов перехода в сложных пристенных течениях. Комплексная система автоматизированного сбора, обработки и представления экспериментальных данных термоанемометрических измерений в пространстве и времени была разработана в Чалмерском технологическом университете (Швеция) одним из авторов настоящей статьи (В. Г. Чернораем) и позднее внедрена в лабораторию аэрофизических исследований дозвуковых потоков (ИТПМ СО РАН).

Осциллограммы процесса развития искусственных возмущений в пограничном слое накапливались в памяти компьютера, и это позволяло в каждой точке пространства измерять и записывать амплитуду и фазу возмущения. В каждой точке измерений проводилось осреднение осциллограмм (фазово-синхронизованных) по ансамблю. Затем они собирались для формирования четырехмерной пространственно-временной матрицы. Различные способы обработки матрицы позволяли получать как картины изолиний равных амплитуд скорости и ее пульсаций в различных сечениях возмущенной области, так и картины пространственного представления о структуре возмущения в любой момент времени и в процессе его временного развития.

2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ПРОЦЕДУРА ИЗМЕРЕНИЙ

Аэродинамическая установка закрытого типа Чалмерского технологического университета имеет рабочую часть длиной 3 м, шириной 1,8 м и высотой 1,2 м и максимальную скорость 60 м/с. Степень поджатия в переходе от форкамеры к рабочей части составляет 4,8. Степень турбулентности в рабочей части аэродинамической трубы не превышала 0,1 % от скорости набегающего потока U_0 в области скоростей $U_0 = 5-15$ м/с в частотном диапазоне от 0,1 до 10000 Гц. Температура в рабочей части контролировалась с точностью до $\pm 0,1$ °С. Скорость в рабочей части контролировалась с помощью трубки Пито–Прандтля, разность давлений с которой отражалась на цифровом микроманометре. Скорость в описываемых экспериментах составляла 12,8 м/с, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде модели крыла около $Re_x = 400000$.

Модель крыла с профилем С-16 имела ширину 1800 мм, хорду $c = 500$ мм и максимальную толщину приблизительно 80 мм (рис. 1). Верхняя поверхность крыла ниже $x/c = 0,4$ представляла собой плоскую поверхность, что позволяло исследовать течение без учета эффектов кривизны стенки модели. Модель устанавливалась горизонтально в центре рабочей части аэродинамической трубы. Управляющий механизм регулировал местоположение модели в трубе, углы атаки и скольжения. Возмущения вводились с помощью динамического громкоговорителя через отверстие на верхней поверхности модели, расположенное на расстоянии $x/c = 0,4$ от передней кромки крыла. Периодический вдув–отсос газа осуществлялся с помощью подачи на громкоговоритель электрического синусоидального сигнала, который формировался компьютером, а затем усиливался. Регулировка амплитуды сигнала и его частоты достигалась программным обеспечением. Измеряемые термоанемометрические данные были синхронизованы с опорным сигналом для сохранения фазовой информации. Частота вводимых возмущений составляла 260 Гц, что соответствовало частотному параметру $F = 2\pi f v / U_0^2 \times 10^6 \approx 150$. Частота выбиралась близкой к наиболее нарастающей частоте сигнала в условиях естественного перехода. Амплитуда возмущения была выбрана с целью создания

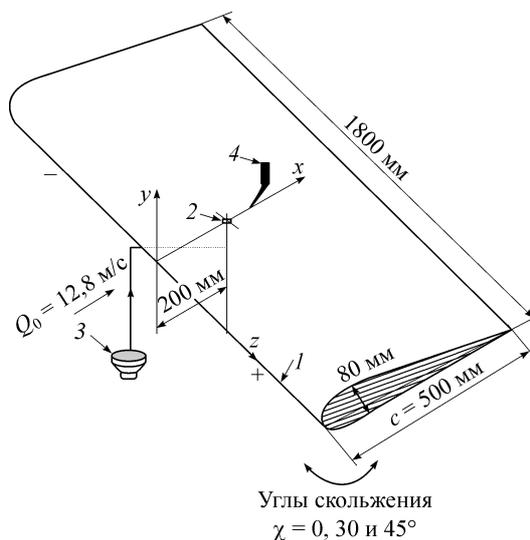


Рис. 1. Схема эксперимента.

1 — модель крыла, 2 — точка ввода возмущений, 3 — динамический громкоговоритель, 4 — датчик термоанемометра.

наиболее короткой по протяженности линейной стадии развития возмущения и более протяженной нелинейной стадии, поскольку изучалась именно нелинейная стадия развития возмущения.

Измерения проводились с помощью термоанемометров постоянного сопротивления. Система сбора экспериментальной информации использовала комплект оборудования для сбора данных “IOtech Wavebook 516” с дополнительным блоком. Это позволяло считывать данные с частотой 1 МГц и разрешением 16 бит. Схема выборки и хранения имела 16 каналов, обеспечивающих параллельное считывание, и все возможные аналоговые и цифровые варианты запуска считывания. Управление сбором данных осуществлялось с помощью программного обеспечения LabVIEW.

Программное обеспечение, использованное для управления выборкой и сохранением файлов данных, было также включено в программу автоматизированного запуска измерений с использованием координатной системы и заранее определенной пространственной матрицы точек измерения. Это программное обеспечение и координатная система включает в себя ядро представляемого метода визуализации. Координатное устройство дает возможность точного (точность перемещения датчика в пространстве x составляет 5 микрон) пространственного расположения датчиков для детальных измерений состояния потока. Устройство управляется компьютером и это позволяет полностью автоматизировать экспериментальные измерения в заранее намеченных точках пространства. Перемещение датчика обеспечивается с помощью управляющей станции “National instruments flexmotion board”. Управляющая системой программа написана с использованием графического языка программирования LabVIEW.

После того, как данные собраны, анализ выполняется с помощью пакета программ Matlab. Осциллограммы электрического напряжения (осредненные по 50 единичных реализаций для повышения соотношения сигнал/шум) преобразуются в осциллограммы скоростей с сохранением фазовой информации. Затем они собираются, и форматируется четырехмерная пространственно-временная матрица $U(x, y, z, t)$.

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Эксперименты проведены на модели крыла с углами скольжения $\chi = 0, 30$ и 45° . Из-за непрерывно замедляющегося от $x/c = 0,3$ потенциального течения вниз по потоку меняются свойства пограничного слоя, на верхней поверхности модели формируется замедленное течение после $x/c = 0,3$. Распределение скорости на внешней границе пограничного слоя вдоль хорды крыла показано на рис. 2 для всех трех углов скольжения.

На скользящем крыле, как известно, возникает поперечное течение, что приводит к появлению существенно трехмерного течения в пограничном слое.

На рис. 3 для случая угла скольжения $\chi = 45^\circ$ приведено распределение обоих компонентов скорости в пограничном слое.

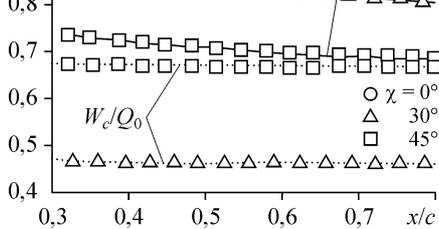


Рис. 2. Распределения продольного (U_c) и поперечного (W_c) компонентов скорости на внешней границе пограничного слоя вдоль хорды крыла для трех углов скольжения ($\chi = 0, 30, 45^\circ$).

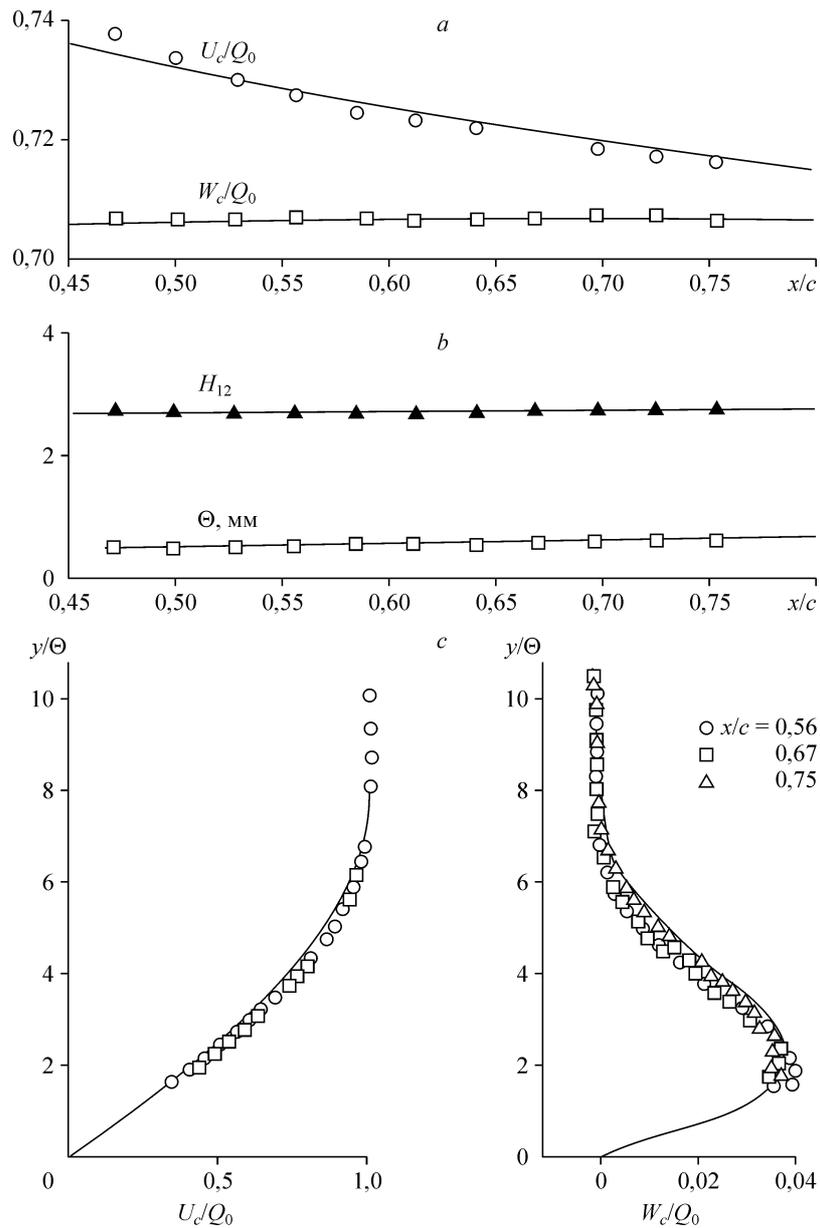


Рис. 3. Распределения вниз по потоку продольного U_c и поперечного W_c компонентов скорости потенциального течения (а); толщина вытеснения пограничного слоя θ и формпараметр H_{12} (б); профили продольного U_c и поперечного W_c компонентов скорости в координатной системе, связанной с внешним потоком (с).

Сплошные линии — теоретические зависимости параметра Хартри $m = -0,05$ для замедленного течения.

На рис. 4 показано развитие возмущения от точки его генерации в пограничном слое для случая нулевого угла скольжения, т. е. на прямом крыле. На рис. 4, а представлены изоповерхности возмущения продольного компонента скорости, на которых темные и светлые оттенки соответствуют превышению и дефекту скорости соответственно. На рис. 4, б показаны затемненные области (плотность затемнения растет с повышением интенсивности возмущения) равных

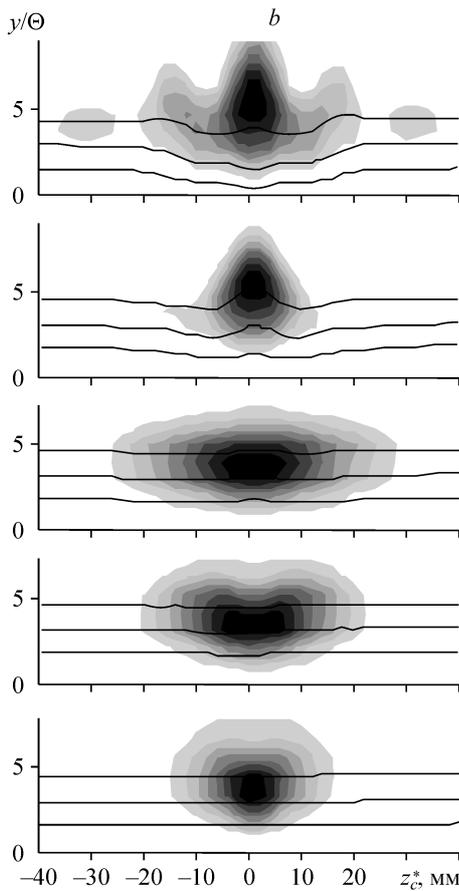
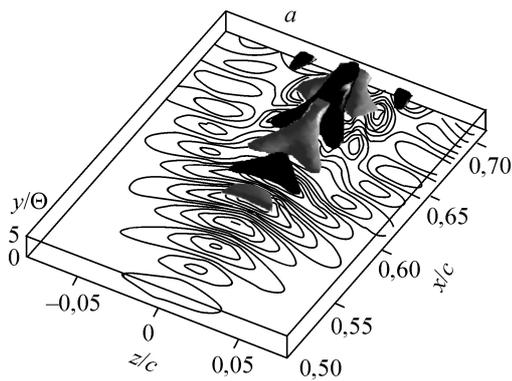


Рис. 4. Пространственная картина изоповерхностей возмущения продольного компонента скорости для случая нулевого угла скольжения (а); изолинии искажения средней скорости для уровней 25, 50 и 75 % Q_0 и контурные диаграммы областей равных пульсаций скорости (U_{rms}) с шагом 10 % Q_0 для поперечных сечений возмущенной области при $x/c = 0,48, 0,54, 0,6, 0,66$ и $0,72$ (см. снизу вверх, б).

Темные и светлые полутона соответствуют превышению и дефекту скорости соответственно (а).

среднеквадратичных пульсаций скорости U_{rms} с шагом 10 % Q_0 , где Q_0 — скорость на внешней границе пограничного слоя в данной точке, и изолинии искажения средней скорости по толщине пограничного слоя для уровней 25, 50 и 75 % Q_0 при $x/c = 0,48, 0,54, 0,6, 0,66$ и $0,72$. Трансверсальные и продольные координаты отнесены к хорде крыла c , а нормальная к стенке координата отнесена к толщине вытеснения θ .

На рис. 5 представлены аналогичные распределения для углов скольжения 30 и 45°. Следует отметить, что трансверсальная координата z_c^* сдвинута таким образом, чтобы ее начало совпадало с координатой точки вдува-отсоса газа (более детально см. в работе [6]).

Как видно из рис. 4, в случае нулевого угла скольжения можно наблюдать типичный волновой фронт волны, генерированной от точечного источника. Спектральный

анализ показал, что до $x/c = 0,55$ возмущение развивается линейно без какого-либо взаимодействия со средним течением. Наиболее растущие моды с трансверсальным волновым числом $\beta = 0$ и трехмерная форма генерированного волнового поезда связаны с механизмами восприимчивости, которые ответственны за начальную форму возмущения, генерированного вблизи точечного источника, как в настоящем эксперименте. Далее вниз по потоку, амплитуда возмущения растет, структура волны претерпевает искажение и идет формирование Λ -вихрей. Нелинейные процессы связаны в этом случае с последовательным появлением кратных высших гармоник основной частоты, являющихся характерной особенностью K -режима разрушения [7]. Проведенный в [5] спектральный анализ возмущений для

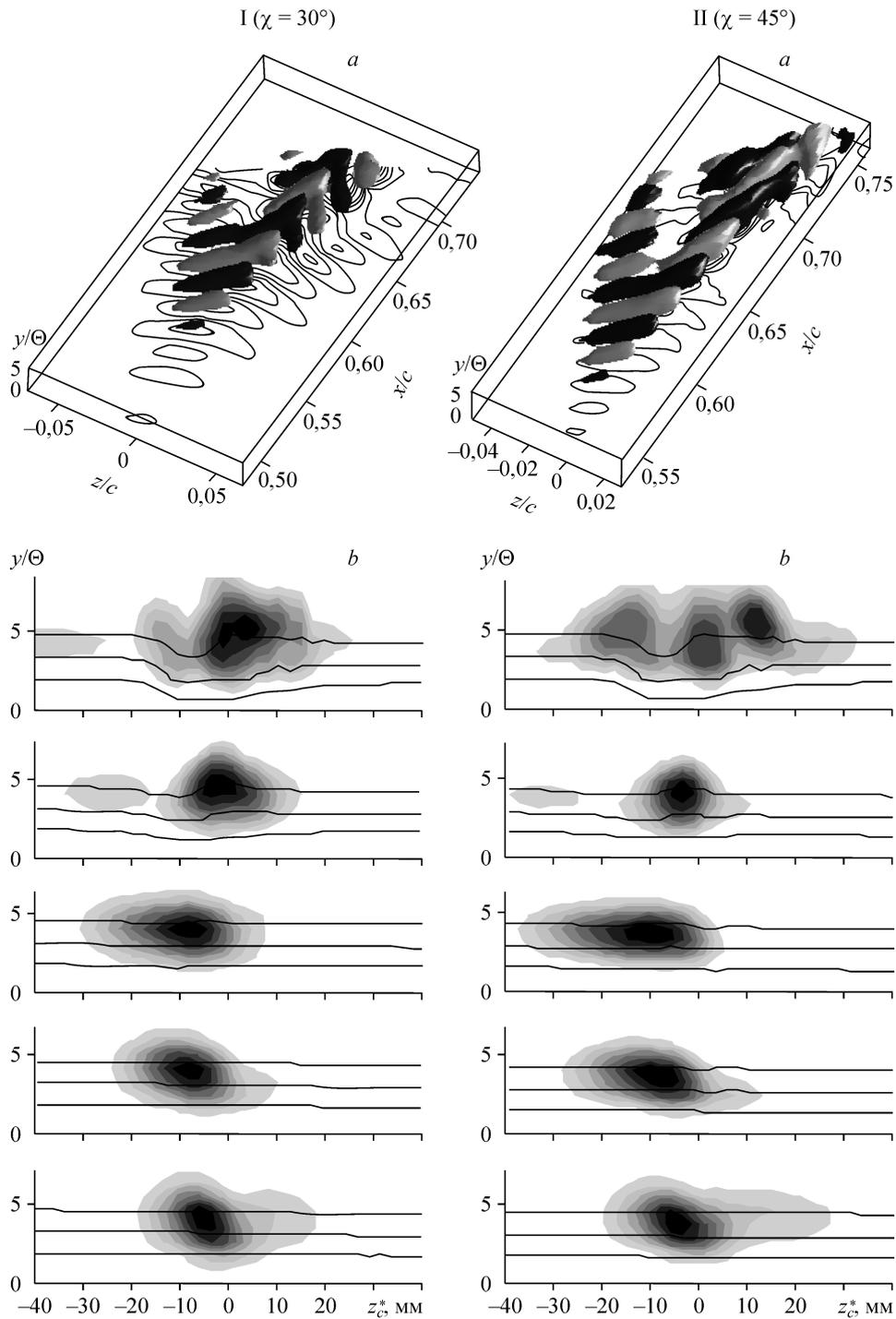


Рис. 5. Пространственная картина изоповерхностей возмущения продольного компонента скорости для случая угла скольжения $\chi = 30^\circ$ (I) и 45° (II) (a); изолинии искажения средней скорости для уровней 25, 50 и 75 % Q_0 и контурные диаграммы областей равных пульсаций скорости (U_{rms}) с шагом 10 % Q_0 для поперечных сечений возмущенной области при $x/c = 0,48, 0,54, 0,6, 0,66$ и $0,72$ (см. снизу вверх, b).

Темные и светлые полутона соответствуют превышению и дефекту скорости соответственно (a).

случая $\beta = 0$ для данного крылового профиля подтвердил эту особенность, т. е. что в нашем случае действительно имеется K -режим разрушения.

В случаях углов скольжения крыла 30 и 45° процесс разрушения течения изменяется по причине наличия поперечного течения. В этих случаях, как и в ситуации прямого крыла, на начальном этапе разрушения доминирует неустойчивость Толлмина–Шлихтинга, которая указывает, что наиболее растущими являются моды, параллельные передней кромке модели крыла ($\beta = -30$ и -45°). Модовое разложение возмущения дополнительно показало, что возмущения, возбужденные на источнике во всех трех случаях, похожи вблизи источника, а волновые поезда развиваются неодинаково в большей степени из-за разницы в коэффициентах нарастания мод.

Более того, как можно наблюдать на рис. 5, возмущения волнового поезда начинают интенсивно взаимодействовать со средним течением после $x/c = 0,6$. Данный процесс аналогичен процессу, наблюдаемому авторами работы [8], а именно, нелинейному взаимодействию, приводящему к постепенному искажению структур течения согласно формы трехмерного профиля основной скорости. Дополнительно вниз по потоку от этой позиции возникают другие моды, так называемые моды поперечного течения, которые начинают доминировать и распространяться примерно под прямым углом к модам Толлмина–Шлихтинга. Сложное воздействие этих двух факторов приводит к формированию асимметричных структур и драматически изменяет нелинейную стадию разрушения течения. Следует заметить, что, как видно из рис. 5, с увеличением угла скольжения модели асимметрия Λ -вихрей растет, что приводит к практически полному исчезновению одного из двух противовращающихся вихрей Λ -структуры при угле скольжения $\chi = 45^\circ$.

4. ВЫВОДЫ

В результате экспериментальных исследований с помощью термоанемометрической визуализации процесса K -режима разрушения течения в пограничном слое с неблагоприятным градиентом давления на моделях прямого и скользящего крыльев установлено следующее:

1. Нелинейная стадия разрушения течения в пограничном слое прямого крыла, как и в пограничном слое плоской пластины, в области неблагоприятного градиента давления приводит к образованию Λ -структур.

2. Λ -структуры при угле скольжения крыла $\chi = 30^\circ$ становятся асимметричными, а при $\chi = 45^\circ$ от Λ -структуры остается лишь один противовращающийся вихрь, что связано с присутствием поперечного течения, приводящего к изменению формы трехмерного профиля основной скорости и появлению моды поперечного течения.

3. Коэффициенты нарастания мод становились выше из-за влияния неблагоприятного градиента давления.

4. Термоанемометрическая визуализация течения позволяет получить дополнительную информацию о пространственно-временной динамике развития возмущений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Reed H.L., Saric W.S. Stability of three-dimensional boundary layers // Annu. Rev. Fluid. Mech. — 1989. — Vol. 21. — P. 235–284.
2. Klebanoff P.S., Tidstrom K.D., Sargent L.M. The three-dimensional nature of boundary layer instability // J. Fluid Mech. — 1962. — Vol. 12. — P. 1–34.

3. Качанов Ю.С., Козлов В.В., Левченко В.Я. Нелинейное развитие волны в пограничном слое // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. — 1977. — № 3. — С. 49–58.
4. Saric W., Kozlov V., Levchenko V. Forced and unforced subharmonic resonance in boundary layer transition // AIAA Paper — 1984. — No. 84-0007.
5. Chernoray V.G., Bakchinov A.A., Kozlov V.V., Loeffdahl L. Experimental study of the K-regime of breakdown in straight and swept wing boundary layers // Physics of Fluids. — 2001. — Vol. 13, No. 7. — P. 2129–2132.
6. 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. — Vol. 534. — P. 295–325.
7. Bake S., Meyer D.G.W., Rist U. Turbulence mechanism in Klebanoff transition: a quantitative comparison of experiment and direct numerical simulation // J. Fluid Mech. — 2002. — Vol. 459. — P. 217–243.
8. Литвиненко Ю.А., Козлов В.В., Чернорай В.Г., Грек Г.Р., Лефдаль Л.Л. Экспериментальное исследование варикозной неустойчивости полосчатой структуры в пограничном слое скользящего крыла // Теплофизика и аэромеханика. — 2004. — Т. 11, № 1. — С. 13–22.

Статья поступила в редакцию 29 сентября 2005 г.