

УДК 532.526.3

В. В. Козлов^{1,2}, Г. Р. Грек¹, Ю. А. Литвиненко¹, С. Н. Толкачев^{1,2}, В. Г. Чернорай¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

² *Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

*kozlov@itam.nsc.ru; grek@itam.nsc.ru; litur@itam.nsc.ru
tolkachevst@gmail.com, valery.chernoray@chalmers.se*

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
ЛОКАЛИЗОВАННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ И ИХ ВТОРИЧНОЙ ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ
НЕУСТОЙЧИВОСТИ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ,
ПРЯМОГО И СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА (ОБЗОР) ***

Представлены результаты экспериментальных исследований неустойчивости полосчатых структур на нелинейной стадии этого процесса в сдвиговых течениях. Обсуждаются картины течения в процессе пространственной эволюции полосчатых структур с генерированным на них вторичным высокочастотным возмущением. Рассмотрены различные сценарии возникновения и развития когерентных вихревых структур в пограничном слое плоской пластины, прямого и скользящего крыла. Показаны особенности развития синусоидального и варикозного разрушения продольной стационарной полосчатой структуры, а также модуляция структуры в трансверсальном и продольном направлениях частотой вторичного возмущения, появление новых полосчатых структур вниз по потоку и возникновение и развитие локализованных по пространству нестационарных образований типа Λ -структур в обоих случаях. Рассмотрено развитие нелинейной стадии неустойчивости течения как в области неблагоприятного давления, так и в отсутствие градиента давления.

Ключевые слова: нелинейная неустойчивость течений, полосчатые структуры, вторичная неустойчивость, плоская пластина, прямое и скользящее крыло, Λ -структуры.

Введение

Известно [1], что ламинарно-турбулентный переход при низкой степени турбулентности набегающего потока связан с развитием волн неустойчивости, так называемых волн Толлмина – Шлихтинга (ТШ). В процессе своего развития вниз по потоку эти волны вначале могут нарастать линейно, затем претерпевают нелинейную стадию развития

и, наконец, приводят к турбулизации течения. Если линейная стадия развития волн неустойчивости достаточно детально исследована как теоретически, так и экспериментально, то нелинейная стадия и особенно ее последние этапы изучены слабо. Наибольший результат в этих исследованиях достигнут в физическом и численном экспериментах. Двумерная волна ТШ на нелинейной стадии своего развития претерпевает трехмерное

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты № 11-01-00292, 12-08-31083, 12-07-00548, 13-07-00616, 15-08-01945) и при частичной финансовой поддержке гранта Президента РФ для ведущих научных школ (НШ-2924-2014.1).

Козлов В. В., Грек Г. Р., Литвиненко Ю. А., Толкачев С. Н., Чернорай В. Г. Экспериментальные исследования локализованных возмущений и их вторичной высокочастотной неустойчивости в пограничном слое плоской пластины, прямого и скользящего крыла (обзор) // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 4. С. 39–64.

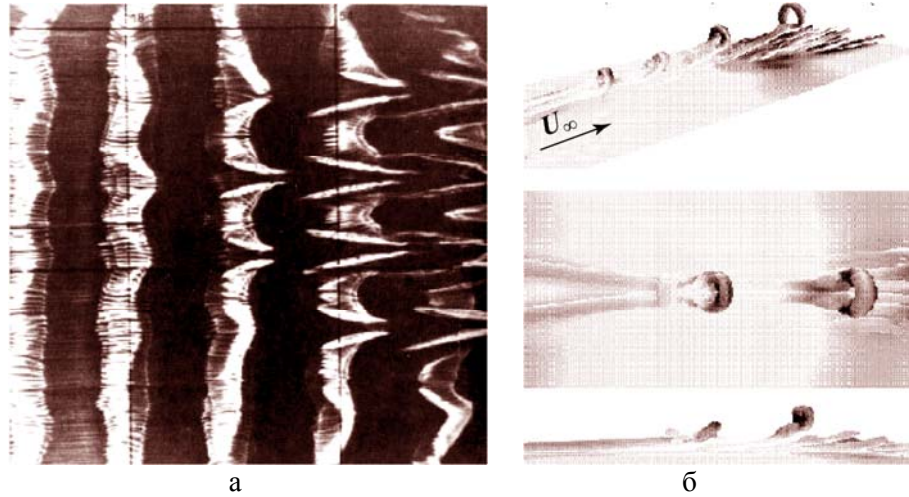


Рис. 1. Визуализация образования Λ -структур (а) [3] и численное моделирование физического эксперимента (б) [4]

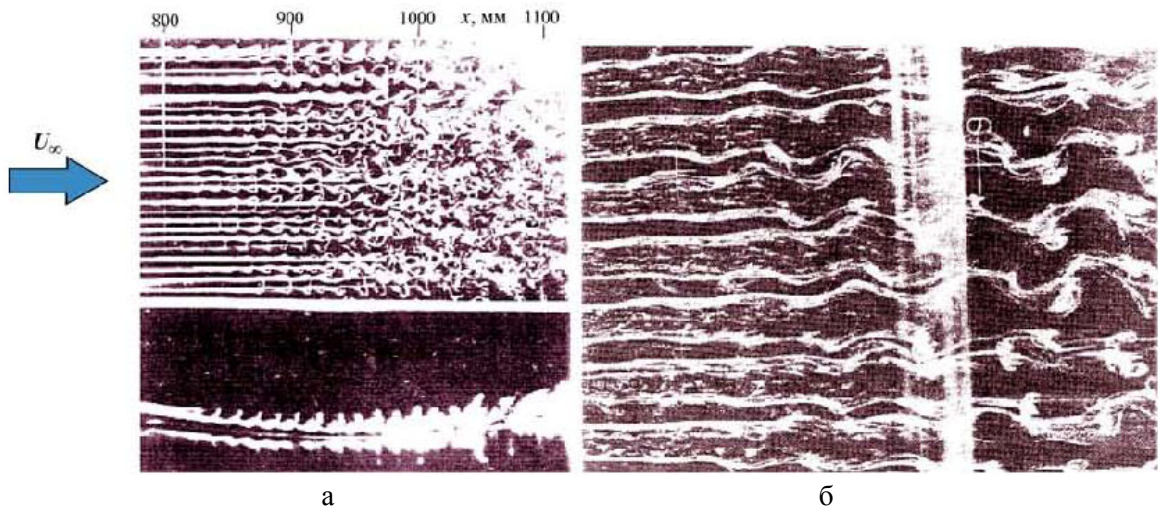


Рис. 2. Формирование подковообразных структур на вихрях Гертлера: а – варикозная неустойчивость [5; 7]; б – вторичная неустойчивость вихрей Гертлера синусоидального типа [5; 6]

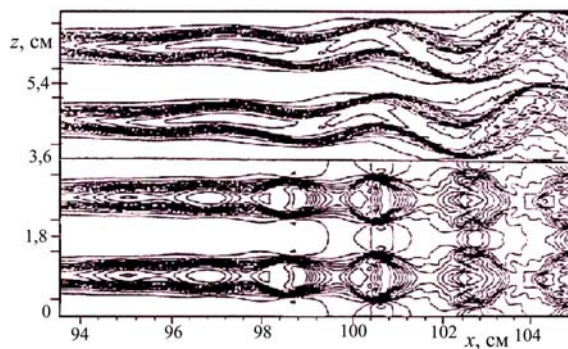


Рис. 3. Распределение мгновенных скоростей в плоскости xz : вверху – синусоидальная мода; внизу – варикозная мода (взято из работы [8])

искажение при достижении определенной амплитуды (рис. 1), в результате чего возникают характерные трехмерные Λ -структуры [2–4].

К особенностям возникновения и развития этих структур следует отнести тот факт, что они не только типичны для классического ламинарно-турбулентного перехода [2], но и являются неперенным атрибутом перехода в более сложных течениях, таких как течения, модулированные продольными структурами типа вихрей Гертлера (рис. 2) [5–7] вихрей поперечного течения на скользящих крыльях и т. д., а также в вязком подслое турбулентного пограничного слоя.

В данных ситуациях они возникают, в частности, из-за вторичной высокочастотной неустойчивости таких течений и могут проявляться не только как Λ -структуры, но и в виде подковообразных (Ω -структур), шпилькообразных (английский термин – hairpin) и др. вихрей. Тем не менее общим для них является наличие двух противорвращающихся вихрей («ног» структуры), заканчивающихся их замыканием («головкой»). Именно динамика развития этих структур вниз по потоку приводит во многих случаях к турбулизации течений.

Высокочастотная вторичная неустойчивость переходных и турбулентных пристенных течений при наличии в них полосчатых структур часто связывают с так называемой синусоидальной и варикозной неустойчивостью. Например, визуализация потока, модулированного вихрями Гертлера [5–7] показала, что переход такого течения определяется вторичными механизмами, которые продуцируют волны неустойчивости независимо на каждой вихревой паре так, что соседние пары могут усиливать различные типы вторичных движений: либо в виде периодического «меандрирования» вихрей в поперечном направлении, либо в форме подковообразных жгутов в области сильного поперечного сдвига (рис. 3).

Такие возмущения называют синусоидальной и варикозной модами соответственно. Они сопоставляются многими исследователями с нечетной и четной модами, известными из аналитического и численного анализа вторичной неустойчивости вихрей Гертлера. В качестве причины неустойчивости выступает невязкий локальный механизм, обусловленный перегибами в мгновенных

профилях скорости как в нормальном (варикозная мода), так и в трансверсальном (синусоидальная мода) направлении. Выбор моды неустойчивости, которая возбуждается первой и растет более быстро, зависит от конкретных начальных условий, в частности от расстояния между возмущениями. Например, авторы работ [8; 9] численно нашли, что для длинноволновых вихрей варикозная мода доминирующая, тогда как у коротковолновых (наиболее часто встречающихся) превалирует синусоидальная мода. Это связано с тем, что вихри с большой длиной волны обеспечивают слабый поперечный сдвиг, а вихри с малой длиной волны – большой. Неустойчивость трехмерного сдвигового слоя, связанного с пристенными полосчатыми структурами, исследовано экспериментально в пограничном слое плоской пластины в работе [10]. На единичной полосчатой структуре возбуждались отдельно симметричная (варикозная) и антисимметричная (синусоидальная) мода (рис. 4).

Обе моды неустойчивости были исследованы в контролируемых условиях на линейной и начальных стадиях нелинейного развития. Когда трансверсальный размер полосчатой структуры был больше толщины сдвигового слоя, наблюдался рост варикозной неустойчивости. С другой стороны, когда трансверсальный размер полосчатой структуры был сравним с толщиной слоя сдвига или менее ее, она становилась более неустойчивой к антисимметричным модам, чем к симметричным. Эксперимент [10] ясно продемонстрировал, что рост симметричной моды приводит к формированию шпилькообразных вихрей, представляющих собой пару противорвращающихся про-

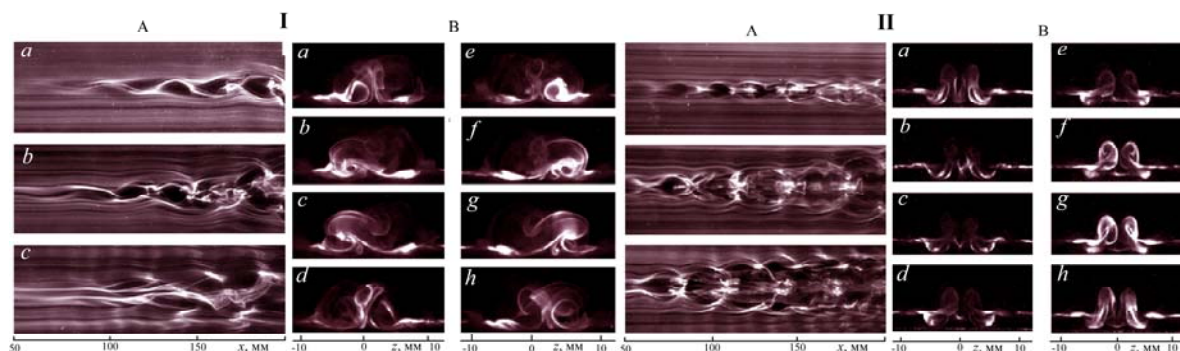


Рис. 4. Визуализация синусоидальной (I) и варикозной (II) неустойчивости полосчатой структуры в продольном (A) направлении при $y = 4, 3, 2$ мм (соответственно a, b, c) и поперечном (B) направлении при $1/8$ периода ($a-h$) (картины визуализации взяты из работы [10])

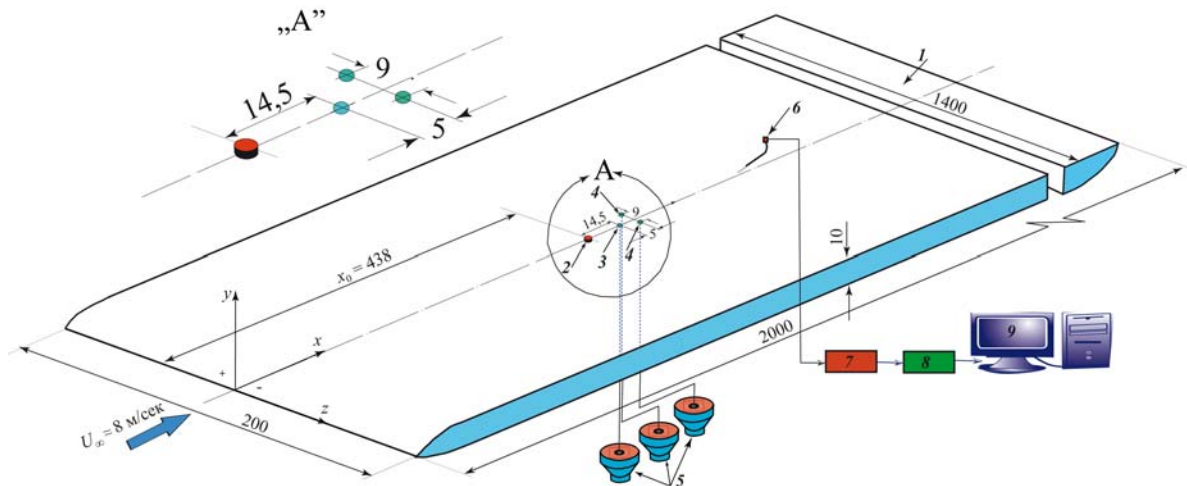


Рис. 5. Экспериментальная установка: 1 – плоская пластина; 2 – элемент шероховатости ($d = 5,8$ мм, $h = 1,1$ мм); 3 – отверстие ($d = 1$ мм) ввода возмущения (варикозной моды неустойчивости); 4 – два отверстия ($d = 1$ мм) ввода возмущения (синусоидальной моды неустойчивости); 5 – динамические громкоговорители для генерации возмущений; 6 – датчик термоанемометра; 7 – термоанемометр постоянного сопротивления (DISA); 8 – аналого-цифровой преобразователь (АЦП); 9 – персональный компьютер

дольных вихрей замыкающихся головкой, т. е. Λ -вихрь, в то время как антисимметричная мода развивается в цуг квазипродольных вихрей с завихренностью чередующегося знака.

Цель данного обзора состоит в том, чтобы рассмотреть результаты наших последних исследований, касающихся развития возмущений в различных сдвиговых течениях. На основании анализа этих работ понять особенности нелинейной стадии варикозной и синусоидальной неустойчивости полосчатой структуры в пограничном слое плоской пластины, прямого и скользящего крыла. Основное внимание обращено на когерентные структуры, возникающие в процессе вторичной высокочастотной неустойчивости полосчатых структур варикозного и синусоидального типов, что важно для понимания как механизмов перехода к турбулентности, так и механизмов регенерации турбулентности в турбулентном пограничном слое. Основные исследования проведены с использованием современной методики пространственно-временной термоанемометрической визуализации течений. Проводились термоанемометрические измерения продольной компоненты скорости (U) и пульсаций (u') скорости по пространству (xuz) до 50 000 точек для выявления особенностей возникновения, развития и внутренней структуры когерентных образований до

более поздних стадий их нелинейного развития.

Плоская пластина

Синусоидальная и варикозная неустойчивость стационарного продольного локализованного возмущения (полосчатой структуры)

Экспериментальная установка и процедура измерений. Эксперимент [11] проведен в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе. Плоская пластина (рис. 5) устанавливалась параллельно в рабочей части трубы. Пластина имела эллиптический носик с соотношением осей 12 : 1. Полосчатая структура генерировалась с помощью цилиндрического элемента шероховатости 1,1 мм высотой и 5,8 мм диаметром, установленного в центре пластины на расстоянии 438 мм от ее носика. Оси координат x – вниз по потоку, y – по нормали к поверхности, z – в трансверсальном направлении, позиция элемента шероховатости $x = 438$ мм отмечена как x_0 .

Скорость потока $U_\infty \approx 8$ м/с, уровень турбулентности не превышал 0,1 % при $U_\infty = 5$ –15 м/с в частотном диапазоне от 0,1 до 10 000 Гц. В отсутствие элемента шероховатости ламинарный пограничный слой разви-

вался без каких-либо волн, и профиль скорости был близок к Блазиусовскому. Высота элемента шероховатости $h = 1,1$ мм близка к толщине вытеснения Блазиусовского ламинарного пограничного слоя $\delta_B^* = 1,5$ мм при $x = x_0$ и $U_\infty = 8$ м/с. Число Рейнольдса $Re^* = \delta_B^* U_\infty / \nu \approx 572$ при $x = x_0$. Полосчатая структура делала профили скорости перегибными, они аппроксимировались гиперболически-тангенциальной функцией в нормальном к стенке направлении (y) и профилями следового типа в трансверсальном направлении (z), что будет показано ниже. Линии тока вначале прямые, но затем подвергаются искажению, подходя к элементу шероховатости, так, что стационарный подковообразный вихрь может возникнуть при обходе шероховатости с парой продольных вихрей, распространяющихся вниз по потоку. Мы будем исследовать это позднее на основе термоанемометрических измерений.

Без искусственных возмущений пограничный слой с полосчатой структурой оставался ламинарным в измеряемой области $x - x_0 = 30$ – 150 мм. Это позволило нам управлять неустойчивостью полосчатой структуры с помощью искусственных возмущений через три отверстия диаметром 3 мм. Одно отверстие ($z = 0$) при $x - x_0 = 14,5$ мм использовалось для возбуждения трансверсальных симметричных возмущений, а другие два отверстия – для возбуждения антисимметричных возмущений $\Delta z = \pm 4,5$ мм при $x - x_0 = 19,5$ мм. Три отверстия отдельно подсоединены к трем динамикам виниловыми трубками. Антисимметричные возмущения возбуждались синусоидальными сигналами в противофазе. Возбуждаемая частота вторичного высокочастотного возмущения составляла 150 Гц, что примерно соответствовало безразмерному частотному параметру $2\pi f\nu/U_\infty^2 \times 10^6 = 232$. Амплитуда вторичного возмущения доходила до 10 % от U_∞ вблизи источника ($x - x_0 = 30$ мм), что позволяло исследовать нелинейную стадию процесса, представляющую для нас основной интерес. Термоанемометр измерял среднюю по времени продольную компоненту скорости U и пульсации скорости u' . Все измерения проведены в автоматическом режиме с использованием координатного устройства, перемещающего датчик в пространстве (x, y, z) по специально разработанной программе с использованием LabVIEW. Процесс измерения заключался в записи в

память компьютера осредненных по ансамблю осциллограмм (до 50 реализаций) в определенной точке пространства, после которого датчик перемещался автоматически в следующую точку, и т. д. Обработка полученной информации производилась с применением программного обеспечения MatLab, что позволило представить результаты измерений в виде контурных диаграмм изолиний средней скорости и пульсаций скорости трансверсальных сечений (плоскость yz) развития возмущений, а также в виде пространственно-временных (в координатах x, y, z, t) картин данного процесса.

Возникновение когерентных структур при нелинейном развитии синусоидальной и варикозной мод неустойчивости. Известно [10], что линейная неустойчивость трехмерного слоя сдвига связана с полосчатой структурой. Нам интересно посмотреть, как неустойчивые моды эволюционируют в когерентные вихри, ведущие к пристенной турбулентности. Как уже отмечалось, амплитуда искусственных возмущений для создания нелинейности и поздних стадий перехода вблизи элемента шероховатости при $x - x_0 = 30$ мм составляла 3,5 и 10 % U_∞ для синусоидальной и варикозной неустойчивости соответственно. Интенсивность нарастания вниз по потоку (от $x - x_0 = 30$ мм до $x - x_0 = 150$ мм) высокочастотных вторичных возмущений была довольно слабой (от 3,5 до 11 % U_∞ для синусоидальной и от 10 до 12 % U_∞ для варикозной моды неустойчивости), в то время как влияние возмущений на средние характеристики течения было значительным (от 19 до 38 % U_∞ для синусоидальной и от 7 до 32 % U_∞ для варикозной моды неустойчивости). Особенно сильно влияние синусоидальной неустойчивости – даже при значительно меньшей амплитуде вторичного возмущения (3,5 % U_∞) воздействие его на средние характеристики течения более мощное (38 % U_∞). Это подтверждает выводы многих исследователей о том, что синусоидальная неустойчивость представляет большую опасность.

Рассмотрим структуру течения на нелинейной стадии синусоидальной и варикозной неустойчивости. На рис. 6 представлены картины синусоидального разрушения полосчатой структуры. Контурные диаграммы изолиний дефектов скорости совместно с возмущением в плоскости yz (см. рис. 2, II) демонстрируют трансверсальное расплывание

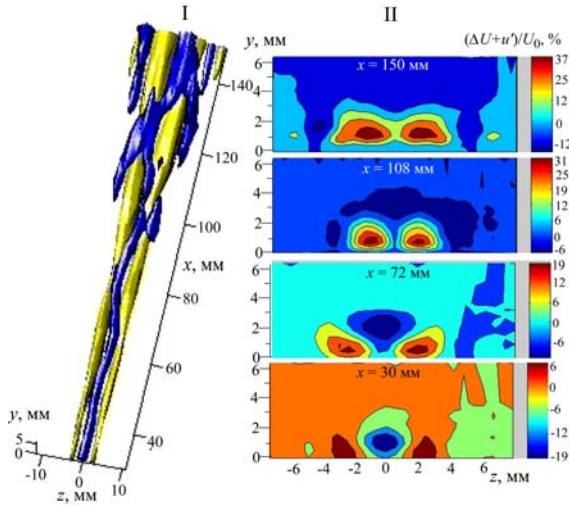


Рис. 6. Картины синусоидального разрушения полосчатой структуры: *I* – пространственная картина развития возмущения совместно с его влиянием на среднюю скорость (минимальный уровень пульсаций $\approx 6\% U_0$, полутона желтого цвета – превышение скорости, полутона синего цвета – дефекты скорости); *II* – контурные диаграммы изолиний дефектов средней скорости в плоскости (yz) на различных расстояниях вниз по потоку (полутона красного цвета – превышенные скорости, полутона синего цвета – дефекты скорости)

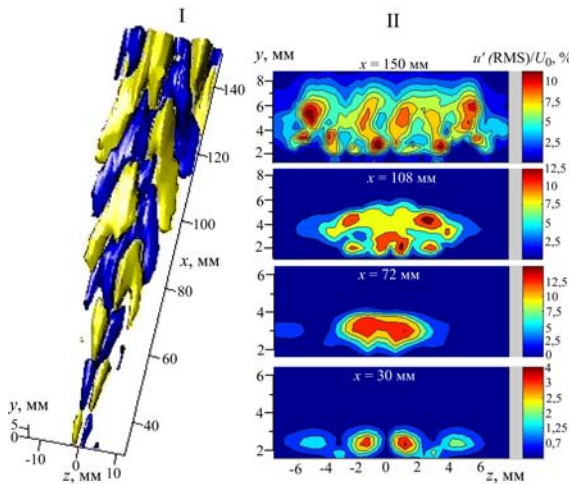


Рис. 7. Картины синусоидального разрушения полосчатой структуры: *I* – пространственная картина развития возмущения (минимальный уровень пульсаций $1,3\% U_0$, полутона желтого цвета – превышение скорости, полутона синего цвета – дефекты скорости), *II* – контурные диаграммы изолиний среднеквадратичных пульсаций скорости (RMS) в плоскости (yz) на различных расстояниях вниз по потоку

возмущенной области вниз по потоку, что связано с мультиплицированием (генерацией новых) полосчатых структур. Это хорошо видно по появлению новых замкнутых областей изолиний при $x - x_0 = 150$ мм. Про-

странственная картина развития возмущения (см. рис. 2, *I*) показывает, что на начальном участке наблюдается меандрирование полосчатой структуры в трансверсальном направлении, что типично для развития синусоидальной неустойчивости. Однако далее вниз по потоку структура возмущенной области трансформируется в характерные когерентные структуры, напоминающие Λ -вихри.

Рассмотрим динамику развития непосредственно вторичного высокочастотного возмущения, генерированного на полосчатой структуре. Контурные диаграммы изолиний пульсаций скорости в плоскости yz (рис. 7, *II*) демонстрируют трансверсальное дробление вниз по потоку изначально простой структуры на целый ряд замкнутых областей изолиний вблизи стенки (до семи при $x - x_0 = 150$ мм). Колеблущаяся (меандрирующая) полосчатая структура приводит к генерации поезда продольных вихрей, сносимых вниз по потоку, как установлено в работе [10], в данном случае, по-видимому, мы наблюдаем тот же процесс, но при трансверсальном мультиплицировании этих вихрей. Особенно наглядно процесс развития вторичных возмущений можно наблюдать на пространственной картине, представленной на рис. 7, *I*. На начальном этапе развития возмущения можно наблюдать пару квазипродольных вихрей чередующегося знака, которые далее вниз по потоку трансформируются в Λ -структуры, причем трансверсальный масштаб этих когерентных образований возрастает.

Следует заметить, что в работе [10] при исследовании нелинейной стадии синусоидальной неустойчивости наблюдались когерентные структуры типа квазипродольных вихрей, но не Λ -структуры. Возможно, это связано с менее детальным рассмотрением возмущенной области и лишь с начальными стадиями нелинейного процесса. При менее детальном рассмотрении картины течения возмущенной области, например в случае пространственной картины на уровне амплитуды возмущения $6,4\% U_\infty$ [11], можно наблюдать, главным образом, структуры типа квазипродольных вихрей, в то время как в случае пространственной картины на уровне амплитуды возмущения $0,4\% U_\infty$ [11] видны характерные когерентные структуры типа Λ -вихрей. Таким образом, детальные термоанемометрические измерения нелинейной

стадии развития синусоидальной неустойчивости показали, что вторичное высокочастотное разрушение полосчатой структуры связано с образованием Λ -структур, разрушение которых вниз по потоку приводит к турбулизации течения.

На рис. 8 представлены картины варикозного разрушения полосчатой структуры. Контурные диаграммы изолиний дефектов скорости совместно с возмущением в плоскости yz (см. рис. 8, II) демонстрируют трансверсальное расплывание возмущенной области вниз по потоку, что связано с мультиплицированием полосчатых структур. Это хорошо видно по появлению новых замкнутых областей изолиний при $x - x_0 = 72, 108$ мм. Пространственная картина развития возмущения (см. рис. 8, I) показывает, что на начальном участке наблюдается продольная модуляция полосчатой структуры частотой вторичного возмущения ($f = 150$ Гц), что типично для развития варикозной неустойчивости. Однако далее вниз по потоку структура возмущенной области трансформируется в характерные когерентные структуры, напоминающие Λ -вихри, как и в случае синусоидального разрушения полосчатой структуры.

Следует, однако, заметить, что, в отличие от предыдущего случая, Λ -структуры асимметричны, т. е. второй противорвращающийся вихрь находится на стадии формирования из-за слабой завихренности на трансверсальных границах поля возмущения. Ниже, при рассмотрении развития непосредственно высокочастотного возмущения, мы будем наблюдать симметричные Λ -структуры.

Рассмотрим динамику развития непосредственно вторичного высокочастотного возмущения, генерированного на полосчатой структуре. Контурные диаграммы изолиний пульсаций скорости в плоскости yz (рис. 9, II) демонстрируют трансверсальное дробление вниз по потоку изначально простой структуры на целый ряд замкнутых областей изолиний, как и в случае синусоидальной неустойчивости. Продольная модуляция полосчатой структуры приводит к генерации шпилькообразных вихрей или пары противорвращающихся квазипродольных вихрей в области $z = \pm 2,5$ мм, как установлено в работе [10]. В нашем случае, по-видимому, мы наблюдаем тот же процесс, но при трансверсальном мультиплицировании этих вихрей. Кроме того, можно наблюдать подъем низкоскоростной жидкости,

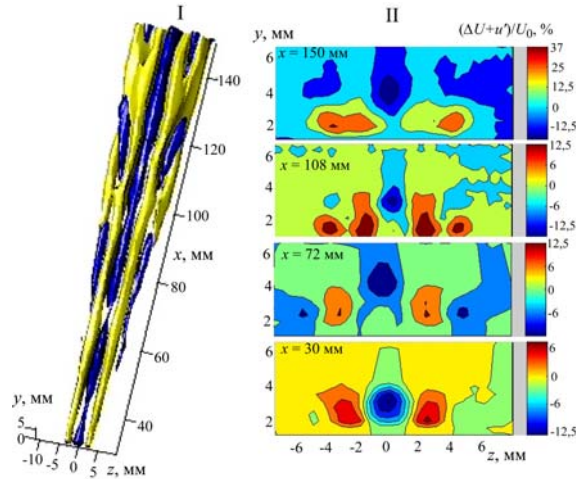


Рис. 8. Картины варикозного разрушения полосчатой структуры: I – пространственная картина развития возмущения совместно с его влиянием на среднюю скорость (минимальный уровень пульсаций $\approx 3,8\%$ U_0 , полутона желтого цвета – превышение скорости, полутона синего цвета – дефекты скорости), II – контурные диаграммы изолиний дефектов средней скорости в плоскости (yz) на различных расстояниях вниз по потоку (полутона красного цвета – превышение скорости, полутона синего цвета – дефекты скорости)

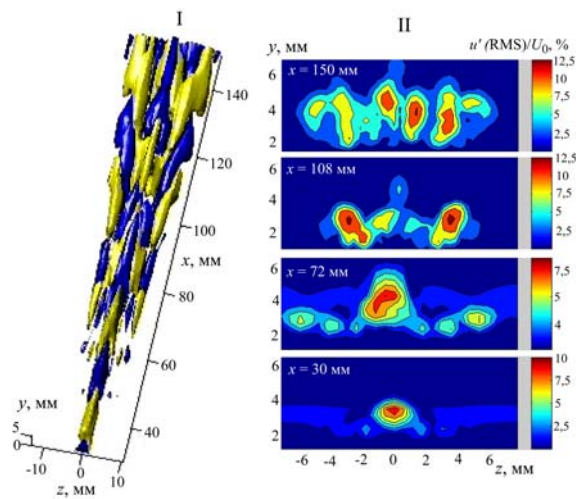


Рис. 9. Картины варикозного разрушения полосчатой структуры: I – пространственная картина развития возмущения (минимальный уровень пульсаций $1,3\%$ U_0 , полутона желтого цвета – превышение скорости, полутона синего цвета – дефекты скорости); II – контурные диаграммы изолиний среднеквадратичных пульсаций скорости (RMS) в плоскости (yz) на различных расстояниях вниз по потоку

каждая нога шпилькообразного вихря сама эволюционирует в пару противорвращающихся продольных вихрей в x -позициях вниз по потоку. Особенно наглядно процесс развития вторичных возмущений можно

наблюдать на пространственной картине, представленной на рис. 9, I. На начальном этапе развития возмущения можно наблюдать череду квазипродольных вихрей, которые далее вниз по потоку трансформируются в шпилькообразные вихри или Λ -структуры. Эти вихри отчетливо наблюдаются при $z = 0$ мм в виде пары структур переменного знака на каждом периоде вторичного возмущения. При $z = \pm 5$ мм трансверсальные границы возмущенной области, Λ -структуры или шпилькообразные вихри становятся асимметричными, как отмечалось выше, тем не менее в структуре второго противорвращающегося вихря данные когерентные образования явно наблюдаются.

Следует заметить, что в работе [10] при исследовании нелинейной стадии варикозной неустойчивости наблюдались именно такие когерентные структуры. С другой стороны, асимметричные Λ -структуры были обнаружены при развитии варикозной неустойчивости течения в пограничном слое скользящего крыла [12]. Одновременно в [12] наблюдалась трансформация когерентных структур варикозной неустойчивости в структуры синусоидальной неустойчивости из-за поперечного течения на скользящем крыле. Рассмотрим пространственную картину развития вторичного высокочастотного возмущения в виде поверхностей равных уровней амплитуды для 2,6, 1,4 и 0,4 % U_∞ [11]. При менее детальном рассмотрении картины течения возмущенной области, например в случае пространственной картины на уровне амплитуды возмущения 2,6 % U_∞ , можно наблюдать локализованные вихри продольной модуляции полосчатой структуры на начальном этапе развития возмущения, и далее вниз по потоку идет процесс трансверсального мультиплицирования структур и появление Λ -вихрей. При более детальном рассмотрении картины течения возмущенной области, например в случае пространственной картины на уровне амплитуды возмущения 0,4 % U_∞ , можно наблюдать появление Λ -вихрей на значительно более ранней стадии развития возмущения.

Таким образом, детальные термоанемометрические измерения нелинейной стадии развития варикозной неустойчивости показали, что вторичное высокочастотное разрушение полосчатой структуры связано с образованием Λ -структур, как и в случае синусоидального разрушения полосчатой структуры.

В заключение следует отметить, что сценарий классического ламинарно-турбулентного перехода на нелинейной стадии этого процесса связан с трехмерным искажением двумерной волны ТШ и образованием при этом трехмерных когерентных структур типа Λ -вихрей. Данные исследования показали, что существуют другие сценарии возникновения Λ -структур в пристенных сдвиговых течениях, в частности в процессе вторичной высокочастотной неустойчивости полосчатых структур синусоидального и варикозного типов. Этот результат важен как для понимания механизма турбулизации течений, модулированных полосчатыми структурами, так и для понимания механизмов воспроизводства турбулентности в турбулентных течениях, где динамика когерентных структур вязкого подслоя играет решающую роль в этом процессе. С другой стороны, хорошо известны различные методы управления развитием когерентных структур типа Λ -вихрей, шпилькообразных вихрей, полосчатых структур и др. В ряде работ показано, что риблеты, локализованный и распределенный отсос, поперечные колебания стенки и т. д. оказывают существенное влияние на интенсивность когерентных структур, что может быть использовано для управления как синусоидальной, так и варикозной неустойчивостью.

Выводы. Найдено, что в пограничном слое Блазиуса (плоская пластина), кроме образования на нелинейной стадии Λ -структур при опрокидывании двумерной волны, могут существовать нелинейные механизмы синусоидальной и варикозной неустойчивости продольных полосчатых структур, при этом на основании экспериментальных исследований нелинейной стадии синусоидальной и варикозной неустойчивости можно сделать следующие основные выводы.

1. Вторичная высокочастотная неустойчивость полосчатой структуры синусоидального и варикозного типов на нелинейной стадии приводит к мультиплицированию полосчатых структур вниз по потоку.

2. Механизм нелинейного разрушения полосчатой структуры через процесс развития на ней вторичного возмущения связан с образованием когерентных структур типа Λ -вихрей как для синусоидального, так и для варикозного вида неустойчивости.

3. Показано, что Λ -вихри множатся в трансверсальном направлении при эволюции возмущения вниз по потоку.

Прямое крыло

Нелинейная варикозная неустойчивость стационарного продольного локализованного возмущения (полосчатой структуры)

Методика эксперимента и характеристики пограничного слоя. Эксперимент [13] проведен в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе со степенью турбулентности $u'/U_\infty = 0,04\%$. Модель прямого крыла (рис. 10) шириной 1 000 мм с хордой $c = 500$ мм устанавливалась в рабочей части трубы.

Верхняя половина профиля модели, на которой проводились измерения, с расстояния $x/c \approx 0,22$ до $x/c = 1,0$ переходила в прямую линию, что позволяло реализовать как безградиентный участок обтекания при нулевом угле атаки, так и участок с неблагоприятным градиентом давления при небольшом отрицательном угле атаки. Стационарная полосчатая структура генерировалась с помощью непрерывного вдува газа через отверстие диаметром 1,5 мм микровентилятором (см. рис. 10). Вторичное высокочастотное возмущение частотой 150 Гц генерировалось с помощью динамического громкоговорителя, герметичная полость которого соединялась с воздуховодом от микровентилятора. Оси координат x – вниз по потоку, y – по нормали к поверхности, z – в трансверсальном направлении, позиция начала области измерений $x = 130$ и 150 мм отмечена как x_0 для случаев измерений в пограничном слое с нулевым и с неблагоприятным градиентами давления соответственно. Скорость набегающего потока в обоих случаях случаев измерений составляла $U_\infty = 8,4$ м/с.

Исследовалось два случая: безградиентное течение ($dp/dx = 0$) (рис. 11, а) и течение с неблагоприятным градиентом давления ($dp/dx > 0$) (рис. 11, б) в пограничном слое. Во втором случае модель устанавливалась под нулевым углом атаки, что обеспечило в области измерений $dp/dx > 0$.

Для обеспечения нулевого градиента давления модель устанавливалась под небольшим отрицательным углом атаки, что обеспечило в области измерений $dp/dx = 0$. В отсутствие искусственных возмущений ламинарный пограничный слой развивался без каких-либо волн и профили скорости в об-

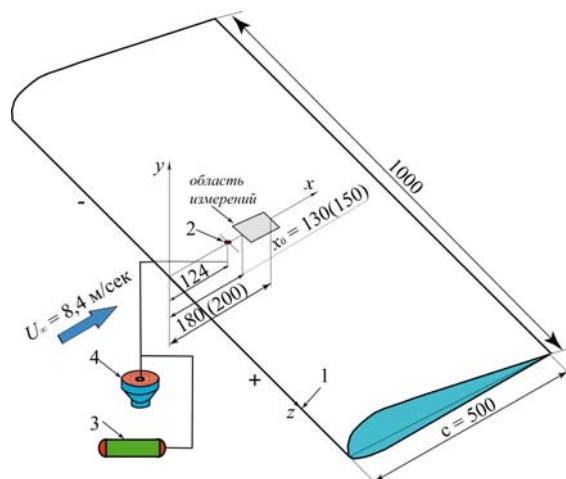


Рис. 10. Схема эксперимента: 1 – модель крыла; 2 – отверстие для ввода возмущений; 3 – микровентилятор для генерации полосчатой структуры; 4 – динамический громкоговоритель для генерации высокочастотного вторичного возмущения

ласти измерений были близки к профилю Блазиуса для плоской пластины в случае $dp/dx = 0$ (рис. 11, в). Для случая неблагоприятного градиента давления ($dp/dx > 0$) характеристики течения соответствовали предотрывному характеру с параметром Хартри $m = -0,08$ (рис. 11, з). Таким образом, в данном случае ($m = -0,08$) будет исследоваться развитие возмущений еще в области безотрывного течения. Число Рейнольдса в области измерений для случая $dp/dx = 0$ составляло $Re^* = \delta^* U_\infty / \nu = 840 \div 1\ 010$, где δ^* – толщина вытеснения, а для случая $dp/dx > 0$ – $Re^* = \delta^* U_\infty / \nu = 940 \div 1\ 106$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 8,4$ м/с. Генерация полосчатой структуры делала профили скорости перегибными как в нормальном к стенке (y), так и в трансверсальном (z) направлении. Без внедрения вторичных высокочастотных возмущений пограничный слой с полосчатой структурой оставался ламинарным в измеряемых областях $x - x_0 = 0 - 55$ мм. Симметричные возмущения (варикозная мода) возбуждались с помощью динамического громкоговорителя. Возбуждаемая частота вторичного высокочастотного возмущения составляла 150 Гц, что примерно соответствовало безразмерному частотному параметру $2\pi f\nu/U_\infty^2 \times 10^6 \approx 200$. Амплитуда вторичного возмущения превышала 10 % от U_∞ вблизи источника ($x - x_0 = 0$ мм), что позволяло исследовать нелинейную стадию процесса, представляющую для нас основной интерес.

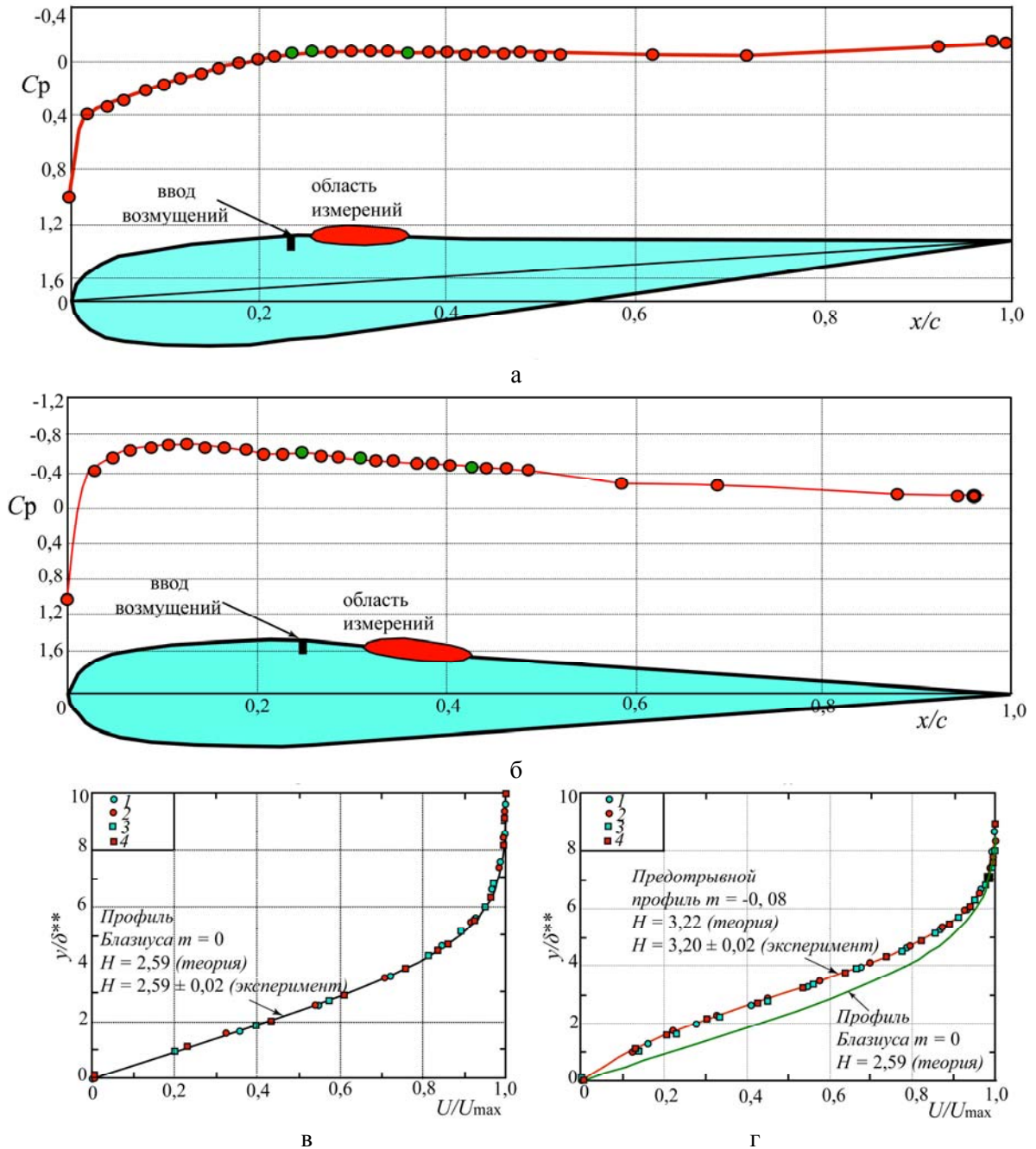


Рис. 11. Распределение давления вдоль верхней поверхности прямого крыла при (а) нулевом и (б) неблагоприятном градиентах давления. Профили скорости пограничного слоя при нулевом (в) и неблагоприятном (г) градиентах давления для различных позиций вниз по потоку (при нулевом градиенте: 1 – $x/c = 0,26$; 2 – $x/c = 0,29$; 3 – $x/c = 0,32$; 4 – $x/c = 0,35$; при неблагоприятном градиенте: 1 – $x/c = 0,31$; 2 – $x/c = 0,34$; 3 – $x/c = 0,37$; 4 – $x/c = 0,40$)

Результаты исследования. Рассмотрим процесс развития вторичных возмущений, представленный на рис. 12 в виде пространственных картин поверхностей равных уровней их интенсивности ($0,6\% U_\infty$). Видно, что на начальном этапе развития возмущения в области безградиентного течения (см. рис. 12, а) наблюдается череда квази-

продольных вихрей, которые далее вниз по потоку трансформируются в шпилькообразные вихри или Λ -структуры.

Эти вихри отчетливо наблюдаются при $x/c \approx 0,32$ и далее вниз по потоку в виде чередующихся структур переменного знака на каждом периоде вторичного возмущения. Аналогичную картину можно наблюдать и

в случае развития возмущения в области неблагоприятного градиента давления (см. рис. 12, б). Однако в отличие от предыдущего случая видно мощное трансверсальное расплывание возмущенной области и мультиплицирование Λ -структур. В целом, трансверсальное расплывание возмущенной области вниз по потоку в случае неблагоприятного градиента давления примерно в два раза больше, чем в ситуации безградиентного течения (угол расплывания $\alpha \approx 15^\circ$ в данном случае и $\alpha \approx 8^\circ$ в предыдущем). При рассмотрении пространственных картин развития возмущения совместно с его влиянием на средние характеристики течения был отмечен факт появления новых полосчатых структур, возникающих по обе стороны от основной в трансверсальном направлении как в случае нулевого, так и в случае неблагоприятного градиента давления. Данное явление отмечалось ранее в работе [11] при исследовании синусоидальной и варикозной неустойчивости полосчатой структуры.

Как показали результаты измерений нелинейной стадии варикозной неустойчивости полосчатой структуры в областях нулевого и неблагоприятного градиентов давления на модели прямого крыла, представленные выше, данный процесс приводит к возникновению когерентных структур типа Λ -вихрей и трансверсальному мультиплицированию как Λ -вихрей, так и полосчатых структур, особенно интенсивно при неблагоприятном градиенте давления. Рассмотрим кривые нарастания интенсивности пульсационных характеристик возмущения (рис. 13), по характеру развития которого можно судить о моменте (в пространстве) разрушения полосчатой структуры в турбулентное состояние. На рис. 13 показаны кривые нарастания амплитуды (среднеквадратичные пульсации скорости – A_{RMS} , измеренные в пространстве (xyz)) вторичного высокочастотного возмущения вниз по потоку для обоих случаев.

Видно, что в начале области измерений амплитуда возмущения слегка падает (от 6–7 до 4–5 % U_∞) в обоих случаях в диапазоне $x - x_0/c \approx 0 \div 0,04$, однако далее вниз по потоку она растет, особенно интенсивно для случая $dp/dx > 0$, достигая примерно 16 % U_∞ при $x - x_0/c = 0,07$, после чего начинает падать, указывая на переход к турбулентности. В случае же $dp/dx = 0$ нарастание амплитуды возмущения происходит значительно медленнее, и переход к турбулентности фик-

сируется на координате $x - x_0/c = 0,10$ при амплитуде 16 % U_∞ . Абсолютный пространственный сдвиг точки перехода вверх по потоку для ситуации $dp/dx > 0$ составляет примерно 15 мм, что, естественно, связано с неблагоприятным градиентом давления, ускоряющим процесс турбулизации течения. Интересно, что пространственные координаты ($x - x_0/c \approx 0,04$) окончания падения интенсивности вторичного возмущения и амплитуды деформации среднего течения [13]

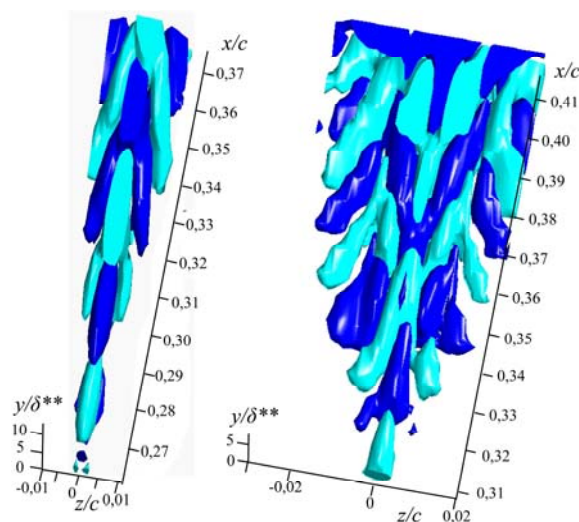


Рис. 12. Пространственная картина развития вторичного высокочастотного возмущения для случая варикозной неустойчивости полосчатой структуры в области безградиентного течения (а) и неблагоприятного градиента давления (б) на модели прямого крыла (минимальный уровень пульсаций 0,6 % U_∞ , темносиние полутона – превышение скорости, светло-голубые полутона – дефекты скорости)

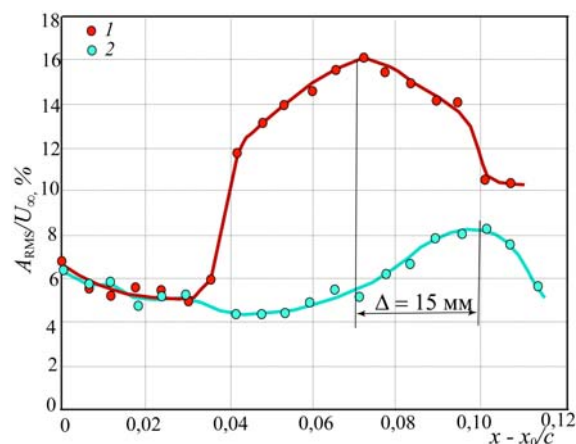


Рис. 13. Изменение амплитуды вторичного высокочастотного возмущения (A_{RMS}) вниз по потоку для случаев неблагоприятного (1) и нулевого (2) градиентов давления

в обоих экспериментах практически совпадают, что указывает на адекватность реакции механизма трансверсального расплывания возмущения на начальной стадии его развития в обоих случаях. Иначе говоря, характер перераспределения энергии возмущений по пространству сначала одинаков для случаев $dp/dx = 0$ и $dp/dx > 0$. Более детальные измерения [13], позволившие получить пространственно-временные картины течения и контурные диаграммы его структуры, подтверждают вывод о том, что неблагоприятный градиент давления для последних стадий нелинейного развития варикозной неустойчивости приводит к ускорению турбулизации течения по сравнению с ее развитием в области нулевого градиента давления.

Выводы. На основании проведенных исследований было установлено, что механизм нелинейного разрушения полосчатой структуры через процесс развития на ней вторичного возмущения в пограничном слое прямого крыла в областях $dp/dx > 0$ и $dp/dx = 0$ связан с образованием когерентных структур типа Λ -вихрей. Показано, что вторичная высокочастотная неустойчивость полосчатой структуры варикозного типа на нелинейной стадии развития в пограничном слое прямого крыла в указанных областях приводит к мультиплицированию как полосчатых структур, так и Λ -вихрей вниз по потоку. Установлено, что трансверсальное расплывание возмущенной области в случае $dp/dx > 0$ происходит под углом примерно в два раза большим, чем в случае $dp/dx = 0$. Показано,

что переход в турбулентное состояние варикозной неустойчивости полосчатой структуры происходит значительно раньше по пространству в случае неблагоприятного градиента давления по сравнению со случаем безградиентного течения в пограничном слое прямого крыла.

***K*-режим перехода в пограничном слое с неблагоприятным градиентом давления на моделях прямого и скользящего крыла**

Генерация возмущений с помощью элементов шероховатости и акустического воздействия [14]

Методика эксперимента. На рис. 14 представлена схема эксперимента для моделирования *K*-режима перехода в пограничном слое прямого и скользящего крыла в области неблагоприятного градиента давления.

Акустическое воздействие на течение за группой элементов шероховатости приводит к возникновению массива Λ -структур, типичных для трехмерного искажения волн ТШ на нелинейной стадии перехода, – так называемый *K*-режим перехода.

Результаты исследования. На рис. 15 представлены изоконтурные пульсационной составляющей скорости в процессе развития группы Λ -структур в пограничном слое прямого и скользящего крыла (угол скольжения $\chi = 30^\circ$). Видно, как Λ -структуры в пограничном слое скользящего крыла подверга-

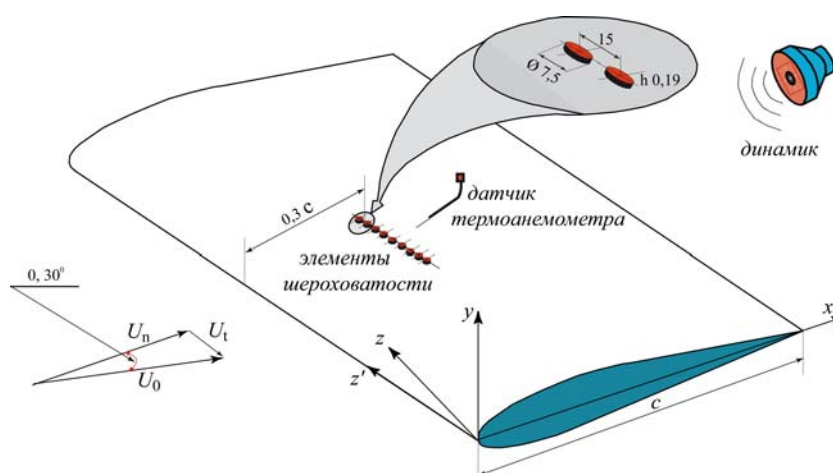


Рис. 14. Схема эксперимента для изучения *K*-режима перехода (нелинейная стадия развития волн неустойчивости) в пограничном слое прямого и скользящего крыла (угол скольжения $\chi = 30^\circ$)

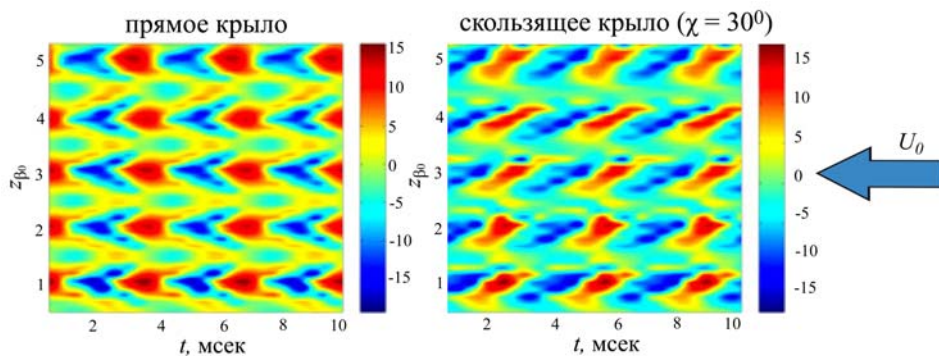


Рис. 15. Изоконтурные пульсационной составляющей скорости в процессе развития группы Λ -структур в пограничном слое прямого и скользящего крыла (угол скольжения $\chi = 30^\circ$)

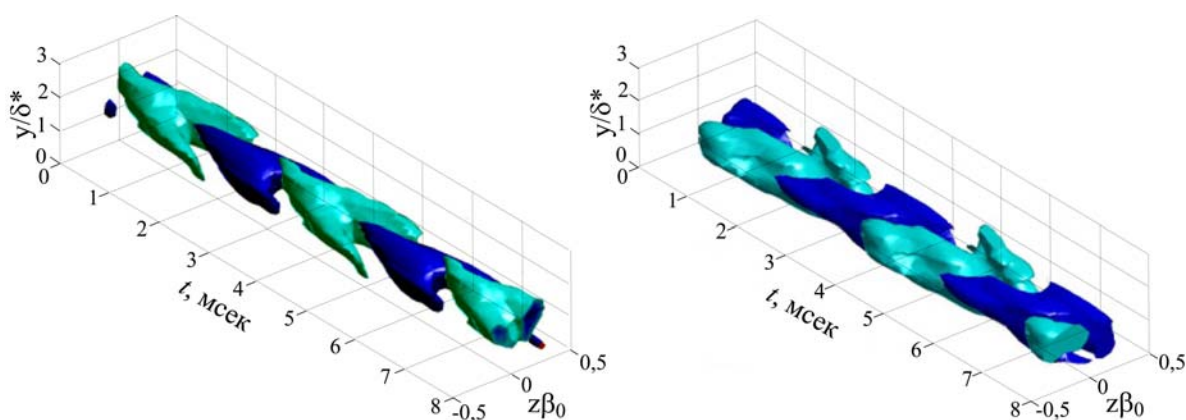


Рис. 16. Исоповерхности продольной составляющей скорости в процессе развития Λ -структур (K -режим перехода) в пограничном слое прямого (слева) и скользящего (справа) крыла (угол скольжения $\chi = 30^\circ$)

ются искажению, вызванному поперечным течением. Аналогичную картину деформации Λ -структур в пограничном слое скользящего крыла можно наблюдать на изоповерхностях продольной составляющей скорости, представленных на рис. 16.

Таким образом, акустическое воздействие на течение за группой элементов шероховатости приводит к возникновению массива Λ -структур, типичных для трехмерного искажения волн ТШ на нелинейной стадии перехода, – так называемый K -режим перехода.

*Генерация возмущений
с помощью вдува – отсоса газа [15]*

Экспериментальное оборудование и процедура измерений. Эксперименты проведены в аэродинамической установке закрытого типа с рабочей частью длиной 3 м,

шириной 1,8 м и высотой 1,2 м. Степень поджатия в переходе от форкамеры к рабочей части составляла 4,8. Степень турбулентности в рабочей части аэродинамической трубы не превышала 0,1 % от скорости набегающего потока U_0 , в области скоростей $U_0 = 5\text{--}15$ м/с в частотном диапазоне от 0,1 до 10 000 Гц. Скорость в рабочей части контролировалась с помощью трубки Пито – Прандтля, разность давлений с которой поступала на цифровой микроманометр. Скорость в экспериментах составляла 12,8 м/с, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде модели крыла около $Re_x = 400\,000$.

Модель крыла с профилем С-16 имела ширину 1 800 мм, хорду $c = 500$ мм и максимальную толщину, приблизительно 80 мм (рис. 17).

Верхняя поверхность крыла ниже $x/c = 0,4$ представляла собой плоскую поверхность, что позволяло исследовать течение

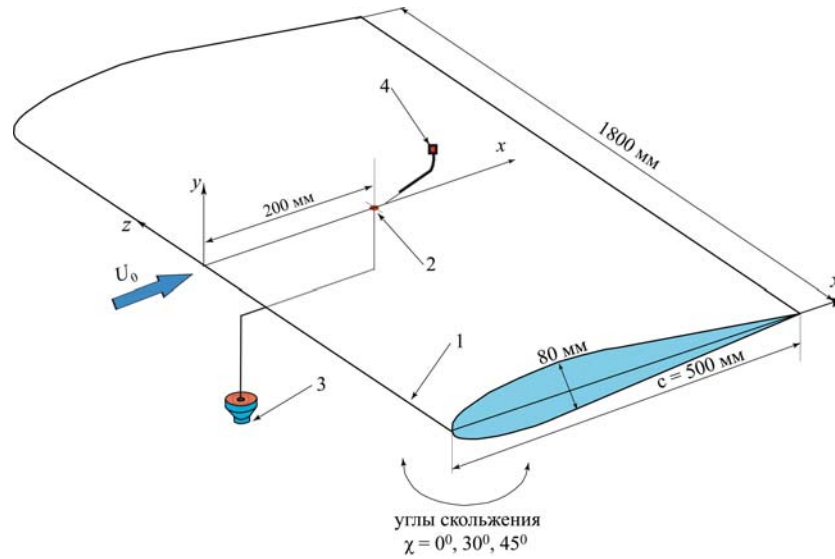


Рис. 17. Схема эксперимента:
1 – модель крыла; 2 – точка ввода возмущений; 3 – динамический громкоговоритель;
4 – датчик термоанемометра

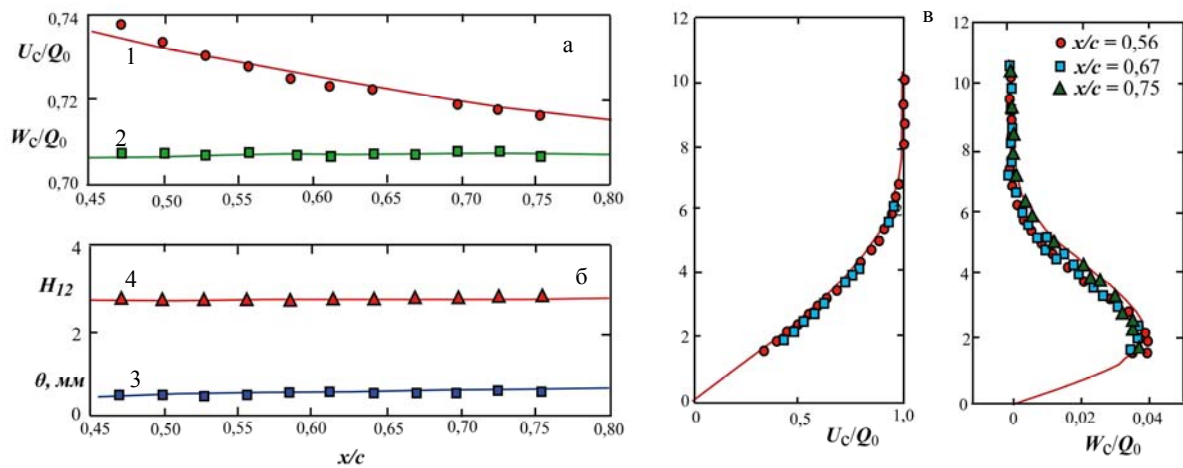


Рис. 18. Распределение вниз по потоку (а) продольной U_c (1) и поперечной W_c (2) компонент скорости потенциального течения; (б) толщина вытеснения пограничного слоя θ (3) и формпараметр H_{12} (4); (в) профили продольной U_c и поперечной W_c компонент скорости в координатной системе, связанной с внешним потоком (сплошными линиями показаны теоретические зависимости параметра Хартри $m = -0,05$ для замедленного течения)

без учета эффектов кривизны стенки модели. Модель устанавливалась горизонтально в центре рабочей части аэродинамической трубы. Управляющий механизм позволял регулировать местоположение модели в трубе, углы атаки и скольжения. Возмущения вводились с помощью динамического громкоговорителя через отверстие на верхней поверхности модели, расположенное на расстоянии $x/c = 0,4$ (≈ 200 мм) 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 достигнута программным обеспечением. Измеряемые термоанемометрические данные были синхронизованы с опорным сигналом для сохранения фазовой информации. Частота вводимых возмущений составляла 260 Гц, что соответствует частотному параметру $F = 2\pi f v / U_0^2 \times 10^6 \approx 150$. Частота была выбрана близкой к наиболее нарастающей частоте сигнала в условиях естественного перехода. Амплитуда возмущения выбрана с целью создать наиболее короткую по протяженности линейную стадию развития возмущения

и более протяженную нелинейную стадию, так как нелинейное развитие возмущения имело для нас первичный интерес.

Измерения проведены с помощью термоанемометров постоянного сопротивления. Управление сбором данных осуществлялось с помощью программного обеспечения LabVIEW. После того как данные были собраны, анализ выполнялся с помощью пакета программ Matlab. Осциллограммы электрического напряжения были преобразованы в осциллограммы скоростей и фаз, осредненные по 50 единичным реализациям для повышения соотношения сигнал / шум. Затем они были собраны и сформированы в четырехмерную пространственно-временную матрицу $U(x, y, z, t)$.

Результаты измерений. Эксперименты проведены на модели крыла с углами скольжения $\chi = 0, 30$ и 45° . На верхней поверхности модели формируется замедленное течение после позиции $x/c = 0,3$. Из-за непрерывно замедляющегося потенциального течения вниз по потоку от $x/c = 0,3$ меняются свойства пограничного слоя. Ниже $x/c = 0,5$ течение приобретает характер, близкий к теоретическому пограничному слою Фолкнер – Скэн – Кука с параметром Хартри $m = -0,05$. Распределение скорости на внешней границе пограничного слоя вдоль хорды крыла показано на рис. 18 для всех трех углов скольжения.

Компонента скорости U_c направлена перпендикулярно к передней кромке модели, компонента W_c – вдоль передней кромки (индекс «с» означает систему координат, связанную с моделью, детали см. в работе [16]). Абсолютная величина скорости набегающего потока обозначена Q_0 . Поперечная компонента скорости внутри пограничного слоя для обоих углов скольжения ($\chi = 30$ и 40°) была положительная, профили пограничного слоя соответствовали аналогичным результатам из работы [16]. Хорошее совпадение характеристик внешней скорости (U_c , W_c) и интегральных параметров пограничного слоя (H_{12} , θ) с предсказаниями теории демонстрирует рис. 18, а, б. Профили средней скорости (рис. 18, в), измеренные для различных позиций вниз по потоку от 0,56 до 0,75 хорды крыла, также показывают хорошую корреляцию с теорией.

На рис. 19, а показано развитие возмущения от точки его генерации для случая нулевого угла скольжения, т. е. на прямом

крыле. В верхней части рис. 19, а представлены изоповерхности возмущения продольной компоненты скорости, где синие и голубые оттенки соответствуют превышению и дефекту скорости соответственно. В нижней части рис. 19, а представлены затемненные области (плотность затемнения растет с ростом интенсивности возмущения) равных среднеквадратичных пульсаций скорости U_{rms} с шагом $10\% U_0$, где U_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 % U_0 при $x/c = 0,48; 0,54; 0,6; 0,66$ и $0,72$ (см. снизу вверх). Трансверсальные и продольные координаты отнесены к хорде крыла c , а нормальная к стенке координата отнесена к толщине вытеснения θ .

На рис. 19, б, в представлены аналогичные распределения для углов скольжения 30 и 45° соответственно. 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 [16]).

Как можно видеть из рис. 19, а, в случае нулевого угла скольжения наблюдается типичный волновой фронт генерированной от точечного источника волны. 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 данном случае. Далее вниз по потоку, амплитуда возмущения растет, структура волны претерпевает искажение и идет формирование Λ -вихрей. Нелинейные процессы связаны с последовательным появлением кратных высших гармоник основной частоты, являющихся характерной особенностью K -режима разрушения.

В случае углов скольжения крыла 30 и 40° процесс разрушения течения изменяется из-за наличия поперечного течения. В обоих случаях, как и в ситуации прямого крыла, на начальном этапе разрушения доминирует неустойчивость ТШ, которая указывает на то, что наиболее растущими являются моды, параллельные передней кромке модели

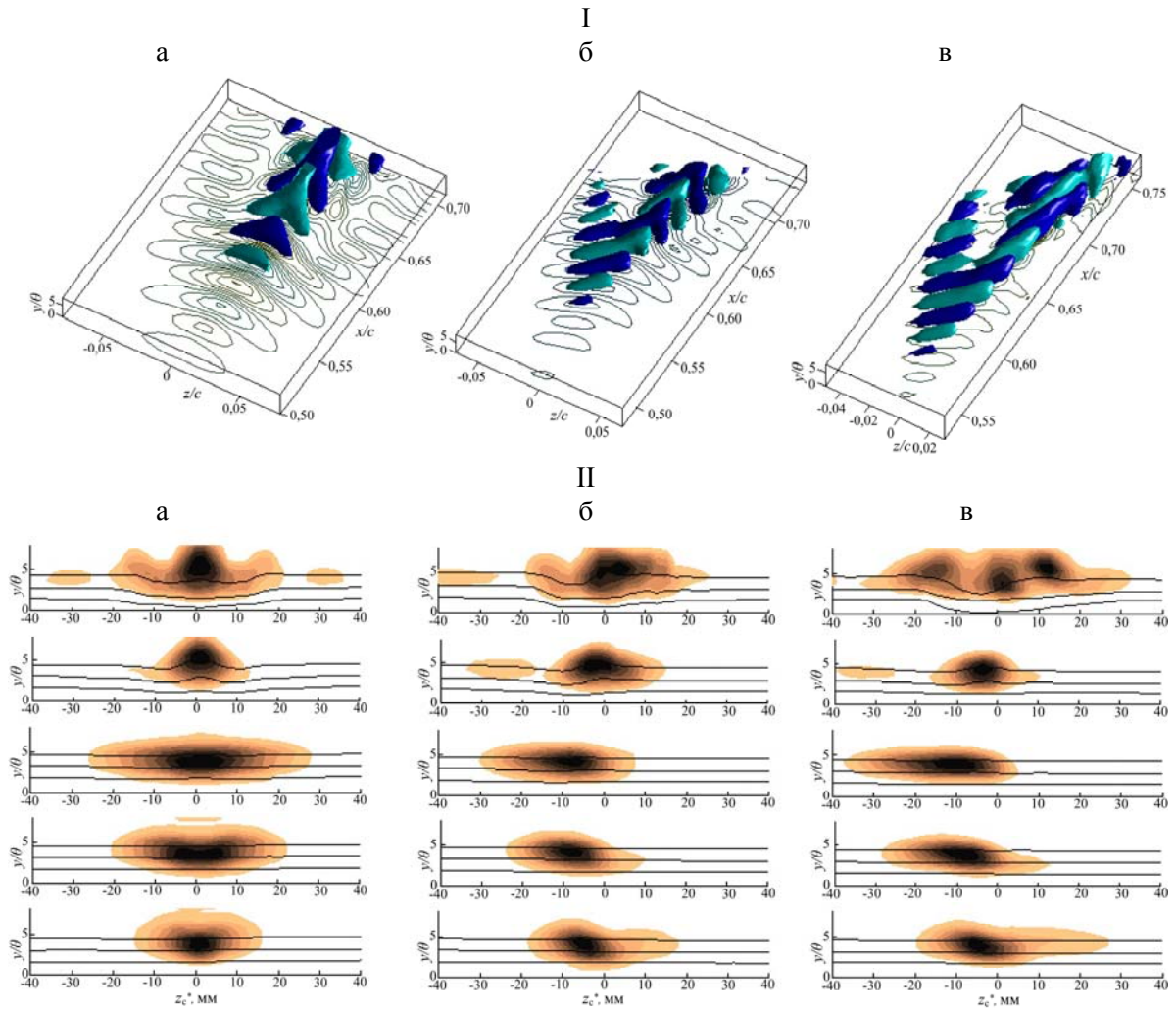


Рис. 19. Развитие возмущения: I – пространственная картина изоповерхностей возмущения продольной компоненты скорости для углов скольжения 0° (а), 30° (б) и 45° (в); II – изолинии искажения средней скорости для уровней 25, 50 и 75 % U_0 и контурные диаграммы областей равных пульсаций скорости (U_{rms}) с шагом 10 % U_0 для поперечных сечений возмущенной области в различных позициях вниз по потоку ($x/c = 0,48; 0,54; 0,6; 0,66$ и $0,72$ (см. снизу вверх)) для углов скольжения 0° (а), 30° (б) и 45° (в). Темные и светлые полутона соответствуют превышению и дефекту скорости соответственно

крыла ($\beta = -30^\circ$ и $\beta = -45^\circ$ соответственно). Модовое разложение возмущения дополнительно показало, что возмущения, возбужденные на источнике во всех трех случаях, похожи вблизи источника, и волновые поезда развиваются по-разному в большей степени из-за отмеченной выше разницы в коэффициентах нарастания мод.

Более того, возмущения волнового поезда начинают интенсивно взаимодействовать со средним течением после $x/c = 0,6$ (см. рис. 19, б, в). Дополнительно вниз по потоку от этой позиции возникают другие моды – так называемые моды поперечного течения,

которые начинают доминировать и распространяются примерно под прямым углом к модам ТШ. Сложное воздействие этих двух факторов приводит к формированию асимметричных структур и драматически изменяет нелинейную стадию разрушения течения. Следует заметить, что с ростом угла скольжения модели асимметрия Λ -вихрей растет (см. рис. 19, б, в), что приводит к практически полному исчезновению одного из двух противорвращающихся вихрей Λ -структуры при угле скольжения $\chi = 45^\circ$.

Выводы. В результате экспериментальных исследований с помощью термоанемо-

метрической визуализации, процесса K -режима разрушения течения в пограничном слое с неблагоприятным градиентом давления на моделях прямого и скользящего крыльев установлено следующее.

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

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

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

4. Пространственно-временная термоанемометрическая визуализация течения по-

зволяет получить дополнительную информацию о пространственно-временной динамике развития возмущений.

Скользящее крыло (область неблагоприятного градиента давления)

Нелинейная варикозная неустойчивость стационарного продольного локализованного возмущения (полосчатой структуры) [12]

Экспериментальная установка и методика измерений. Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Чалмерского технологического университета (Гетеборг, Швеция). Уровень турбулентности в рабочей части трубы не превышал $0,001U_0$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 6$ м/с. В качестве модели (рис. 20, а) использовалось прямое крыло с хордой, установленное в рабочей

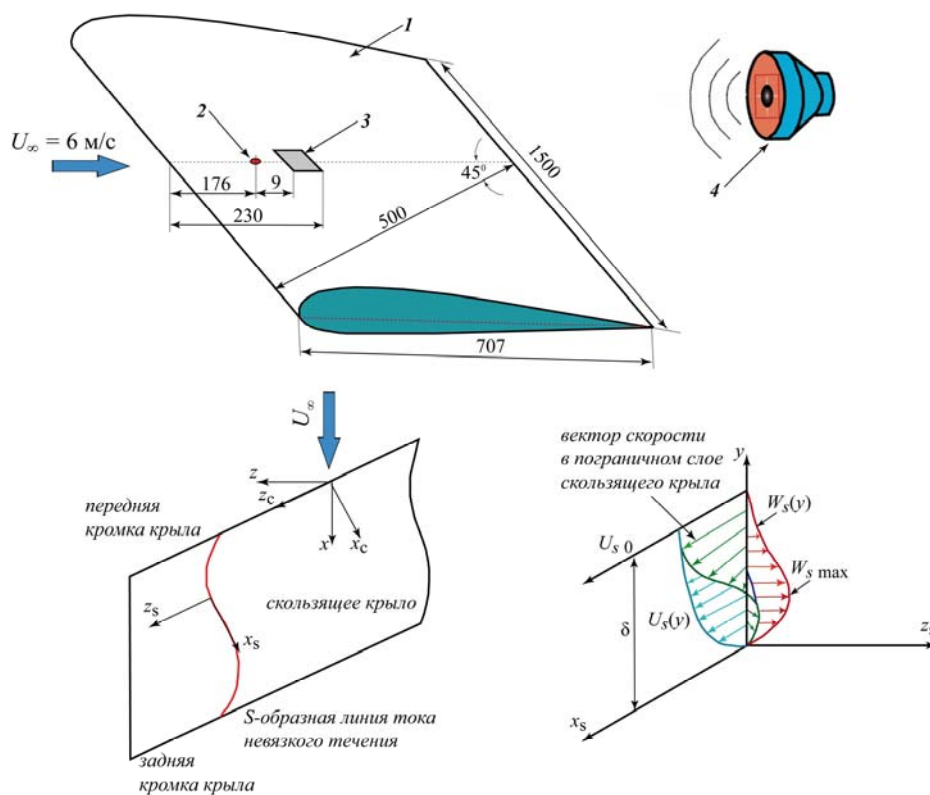


Рис. 20. Экспериментальная установка: а – схема (1 – скользящее крыло; 2 – отверстие для ввода в пограничный слой стационарного возмущения ($d = 1$ мм); 3 – область термоанемометрических измерений; 4 – динамический громкоговоритель); координатные системы измерений: б – лабораторная система и система, связанная с крылом (с индексом «с»); в – компоненты скорости в трехмерном пограничном слое

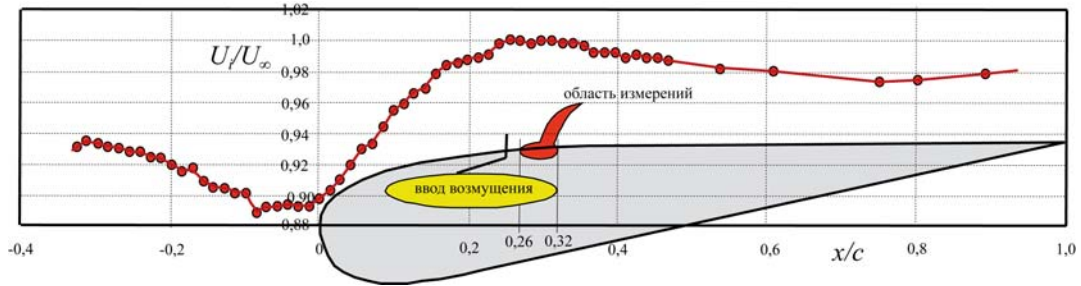


Рис. 21. Распределение скорости потока вне пограничного слоя скользящего крыла, измеренной вдоль потока, $\chi = 45^\circ$, $U_\infty = 6$ м/с

части трубы под углом атаки $\alpha \approx 0^\circ$ и углом скольжения $\chi = 45^\circ$. Для удобства, результаты измерений представлены в двух системах координат (рис. 20, б): лабораторной (ось x параллельна вектору скорости невозмущенного течения) и системе координат крыла (индекс «с»), ось y в обеих системах координат имеет направление нормальное к плоскости модели. Координата x в результатах измерений представлена обезразмеренной на длину хорды крыла c , которая в системе координат (x, z) имеет длину 500 мм, а в системе координат (x_c, z_c) – 707 мм (см. рис. 20, а).

Для введения возмущения (генерации полосчатой структуры) на поверхности модели было выполнено отверстие диаметром 1 мм, расположенное на расстоянии 176 мм от передней кромки модели при $z = 0$ мм. Возмущение вводилось с помощью непрерывного вдува воздуха для генерации стационарной полосчатой структуры. Вторичное высокочастотное возмущение на полосчатой структуре генерировалось акустическим полем с частотой $f = 1\,083$ Гц, создаваемым динамическим громкоговорителем, расположенным позади модели (рис. 20, а). Распределение скорости над крылом вне пограничного слоя, отражающее распределение давления вдоль модели в направлении x , показано на рис. 21.

Видно, что область измерений вниз по потоку находится на стыке благоприятного и неблагоприятного градиентов давления и представляет собой узкую область (45 мм) практически безградиентного течения. Область измерений в трансверсальном направлении z составляла диапазон от -14 до $+2$ мм, где $z = 0$ мм соответствует положению точки ввода возмущения. Все измерения выполнены с помощью термоанемомет-

ра постоянного сопротивления, одноточечным датчиком с чувствительным элементом в виде нити из позолоченного вольфрама диаметром 5 мкм и длиной 1 мм. Координатный механизм позволял проводить измерения в автоматическом режиме по трем координатам x, y, z с точностью не ниже 2 мкм по каждой. Измерялись продольные компоненты средней скорости (U) и пульсаций скорости (u') в узкой полосе частот ($f = 1\,083$ Гц) возбуждаемого акустикой возмущения по трем координатам x, y, z . Обработка результатов измерений проводилась по специальной программе (MatLab), что позволило получить пространственные картины в виде контурных диаграмм изолиний искажения средней скорости (ΔU) и пульсаций скорости (u') в плоскости $(y-z)$ и пространстве (xyz) .

Характеристики течения в пограничном слое в отсутствие возмущений. Известно, что течение в пограничном слое скользящего крыла существенно трехмерно, что связано с наличием поперечного течения. Линии тока невязкого течения в пограничном слое по этой причине искривлены и имеют характерную S-образную форму (рис. 20, б). Вектор скорости по толщине пограничного слоя непрерывно разворачивается при движении к стенке, что создает условия для генерации вихрей поперечного течения в области передней кромки скользящего крыла. Устойчивость таких течений давно и широко исследуется как в теоретическом аспекте, так и экспериментально. Изучение проводится и в «естественных» условиях, т. е. когда вихри поперечного течения генерируются естественным путем при обтекании крыла под углом скольжения, и в контролируемом эксперименте, когда вихри генерируются в пограничном слое искусственно с

помощью различных методик. В данном случае использована методика контролируемого эксперимента, что позволяет более детально исследовать тот или иной процесс динамики развития возмущений за счет сохранения фазовой информации при синхронизации их пространственного развития с источником возбуждения. На рис. 21 отмечена область измерений и позиция ввода возмущения относительно линии тока. Профиль средней скорости в пограничном слое скользящего крыла в отсутствие ввода возмущений при $x_c/c = 0,3$ в диапазоне координаты z от 1,4 до -7 мм отражает ламинарное состояние течения, и толщина пограничного слоя δ ($0,99 U_0$) равна примерно 3 мм. Таким образом, можно отметить, что толщина пограничного слоя в данной области изменяется незначительно.

Варикозная неустойчивость полосчатой структуры при возбуждении вторичных возмущений акустикой. На рис. 22 представлены объемная картина развития полосчатой структуры с вторичным высокочастотным возмущением и контурные диаграммы соответствующих сечений, дефект средней скорости (ΔU) и пульсаций средней скорости (u'_j) в пограничном слое скользящего крыла в плоскости y, z . Общий вид полосчатой структуры для возможности сравнения с сечениями, представлен в системе координат крыла. Видно, что изолинии искажения средней скорости демонстрируют наличие областей дефекта скорости и симметрично расположенные относительно нее в трансверсальном направлении области превышения скорости.

Данное распределение характерно для развития в слое сдвига продольного, локализованного в трансверсальном направлении вихря или полосчатой структуры. Следует отметить еще два обстоятельства, наблюдаемые в данном распределении: 1) продольная структура непрерывно смещается в направлении отрицательных z при движении вниз по потоку; 2) появляются новые области с дефектом скорости, что указывает на появление новых продольных структур, расположенных симметрично по z относительно первой. Это можно хорошо наблюдать на пространственной картине развития продольной структуры $\Delta U = f(x, z)$ (см. рис. 22). Локализованный по z дефект скорости при $x_c/c = 0,291$ трансформируется ниже по течению в несколько областей. Дрейф в сто-

рону отрицательных z происходит под углом 6° относительно оси x и связан, очевидно, с наличием поперечного течения на скользящем крыле (см. рис. 20, б, разворот линии тока в данной области крыла). Следует сразу отметить, что мультипликация продольной структуры по мере ее эволюции вниз по потоку связана с развитием на ней искусственно возбужденного вторичного возмущения. В случае отсутствия такового при тех же условиях эксперимента (скорость потока, геометрия модели и ее положение) продольная структура затухала вниз по потоку.

Рассмотрим контурные диаграммы изолиний пульсаций скорости (u'_j), т. е. вторичного высокочастотного возмущения, наведеного акустикой (см. рис. 22). На начальной стадии развития вторичного возмущения (при $x_c/c = 0,29$) видно, что максимум его интенсивности совпадает с максимумом

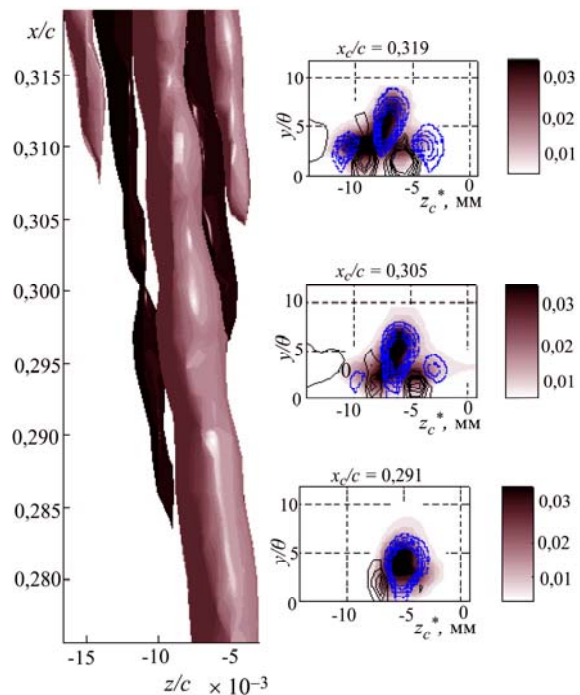


Рис. 22. Объемная картина развития полосчатой структуры и вторичного высокочастотного возмущения с частотой 1 083 Гц, $U_\infty = 6$ м/с. Слева для некоторого t_0 показаны изоповерхности мгновенного искажения скорости в системе координат крыла. Справа показаны контурные диаграммы соответствующих сечений, на них сплошные линии $+\Delta U$, пунктирные $-\Delta U$, полутона – пульсации средней скорости u'_j , координатная ось z_c^* параллельна передней кромке крыла и смещена так, что ее начало для каждого x_c совпадает с началом оси z , т. е. $z_c^* = z_c - x_c$ (По результатам термоанемометрических измерений)

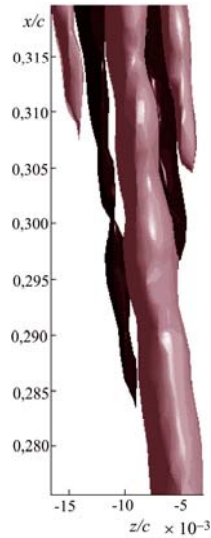


Рис. 23. Пространственная картина развития полосчатой структуры в пограничном слое скользящего крыла. Черный и серый цвет – превышение и дефект скорости ΔU соответственно (по результатам термоанемометрических измерений, в лабораторной системе координат)

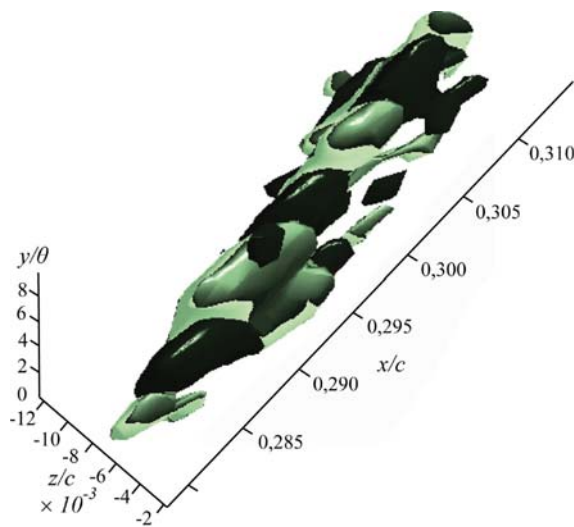


Рис. 24. Пространственная картина высокочастотного вторичного возмущения, развивающегося на полосчатой структуре в пограничном слое скользящего крыла (по результатам термоанемометрических измерений, в лабораторной системе координат)

области дефекта скорости в распределении $\Delta U = f(x, z)$.

Изоповерхности из профилей средней скорости для различных x_c/c показали, что вторичное возмущение развивается в точке перегиба профиля средней скорости, т. е. имеет место невязкая неустойчивость профиля скорости, что согласуется с положениями линейной теории устойчивости. Далее вниз по потоку интенсивность вто-

ричного возмущения остается постоянной, его максимум постепенно смещается вверх от стенки, и это связано со смещением точки перегиба в профилях $\Delta U = f(y)$. Данный факт свидетельствует в пользу развития варикозной неустойчивости продольной структуры, которая связана с неустойчивым распределением средней скорости по нормали к стенке $\Delta U = f(y)$, в противоположность синусоидальной неустойчивости, зависящей от неустойчивости трансверсального профиля скорости $\Delta U = f(z)$. В процессе эволюции вторичного возмущения вниз по потоку можно выделить также следующие особенности: наблюдается мультипликация высокочастотной структуры в трансверсальном направлении, где максимумы интенсивности новых структур совпадают с градиентами скорости в распределениях $\Delta U = f(z)$ на рис. 22; интенсивность возмущения вначале резко растет – от 1 % при $x_c/c = 0,276$ до 3,5 % при $x_c/c = 0,286$ и далее вниз по потоку выходит на уровень 3,5 %. Затем происходит турбулизация течения.

На рис. 23 показана картина пространственной визуализации эволюции полосчатой структуры с развивающимся на ней вторичным возмущением в лабораторной системе координат x, y, z , выполненная с помощью термоанемометрических измерений. Видно, что структура имеет характерную для варикозной неустойчивости продольную модуляцию, вызванную развитием на ней высокочастотного возмущения. Шаг модуляции коррелирует с длиной волны λ вторичного возмущения, составляющей в данном эксперименте примерно 4–5 мм при частоте $f = 1\,083$ Гц и скорости потока $U_\infty = 6$ м/с. Вниз по потоку наблюдается процесс мультипликации и возникновение новых полосчатых структур. Как уже отмечалось, развитие варикозной неустойчивости приводит к появлению своеобразных вихревых структур, представляющих собой два противорвращающихся вихря, замыкающихся головкой (по типу Λ -вихрей, подково- или шпилькообразных вихрей).

На рис. 24 показана картина пространственной визуализации эволюции вторичного высокочастотного возмущения в координатах x, y, z , выполненная с помощью термоанемометрических измерений, как и на рис. 23. Можно наблюдать характерные нестационарные образования, которые множатся в трансверсальном направлении в

соответствии с наблюдаемой на рис. 23 картиной. Однако в данном случае мы наблюдаем за развитием не всей стационарной структуры, а непосредственно ее высокочастотной составляющей.

Именно развитие вторичной неустойчивости приводит к ламинарно-турбулентному переходу, и варикозная мода неустойчивости проявляется на нелинейной стадии ее развития в виде подково-, шпилькообразных и др. вихрей. Мы же наблюдаем локализованные образования несколько иного типа, и связано это, по-видимому, с тем, что в данном случае мы изучаем варикозную неустойчивость полосчатой структуры в пограничном слое скользящего крыла. В работе [12] было показано, что Λ -структуры в пограничном слое скользящего крыла в результате воздействия поперечного течения становятся асимметричными, а при угле скольжения 45° и выше из двух противорвращающихся вихрей Λ -структуры остается лишь один продольный, локализованный вихрь. В данном случае угол скольжения равен 45° , и мы наблюдаем отдельные структуры, оставшиеся от некогда симметричных образований, которые возникают в отсутствие поперечного течения в пограничном слое.

Выводы. В результате экспериментального исследования варикозной неустойчивости полосчатой структуры на скользящем крыле установлено следующее.

1. Неустойчивость варикозного типа может иметь место в данном случае.

2. Причиной развития и нарастания вторичных возмущений на полосчатой структуре является неустойчивое распределение средней скорости по нормали к стенке. Данный факт согласуется с основным критерием варикозной неустойчивости.

3. Вторичное высокочастотное возмущение приводит к продольной модуляции полосчатой структуры и возникновению новых полосчатых структур вниз по потоку.

4. Появление локализованных в пространстве структур вызвано развитием вторичного возмущения. В отличие от подобных образований (два противорвращающихся симметричных вихря, замкнутых головкой) в случае отсутствия поперечного течения в пограничном слое в данном случае они представляют собой асимметричную структуру в виде локализованного вихря из-за воздействия поперечного течения.

Вторичная высокочастотная неустойчивость стационарных продольных локализованных вихрей в пограничном слое скользящего крыла [16]

Экспериментальная установка и методика измерений. Использовалась модель крыла с профилем С-16 и углом скольжения $\Lambda = 45^\circ$ (рис. 25). Длина хорды модели (c) в направлении угла скольжения составляет 707 мм, а в перпендикулярном к передней кромке направлении – 500 мм. Верхняя часть крыла представляет плоскую поверхность начиная с 0,4 длины хорды, что позволило проводить измерения в этой области без учета кривизны поверхности. Модель устанавливалась в центре рабочей части аэродинамической трубы под углом атаки, позволяющим предотвратить отрыв пограничного слоя в области проводимых измерений. Это условие было выполнено, когда участок плоской поверхности крыла располагался под углом атаки примерно 2° . Две системы координат, т. е. связанные с аэродинамической установкой (x, z) и моделью крыла (x_c, z_c), отмечены на рис. 25. Координатная система модели крыла означает, что x_c перпендикулярна передней кромке крыла, а z_c направлена трансверсально. Из-за того что угол наклона верхней поверхности крыла достаточно мал, предполагается, что оси u в системе координат трубы и крыла практически совпадают, что упрощает процесс измерений. При сравнении теоретических и экспериментальных профилей скорости некоторые результаты показаны относительно внешних линий тока, с использованием системы координат (x_c, z_c).

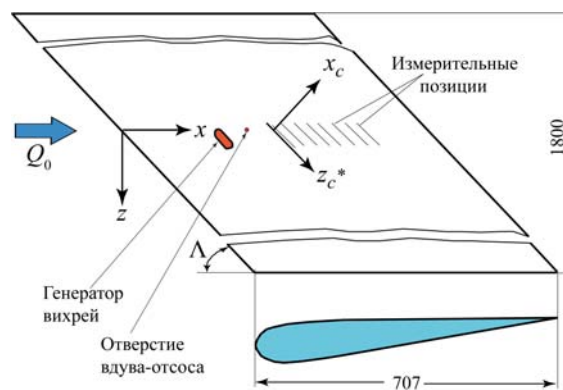


Рис. 25. Модель скользящего крыла. Координатная система хорды (x_c, z_c^*) и аэродинамической трубы (x, z)

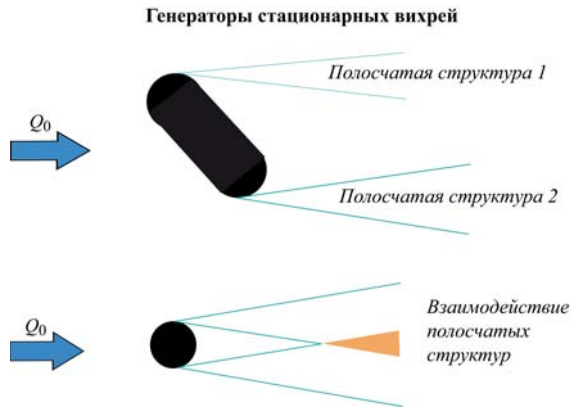


Рис. 26. Схема генерации стационарных вихрей в ламинарном пограничном слое скользящего крыла

Стационарные вихри поперечного течения в пограничном слое были сгенерированы с помощью элементов шероховатости (рис. 26).

Высокочастотные бегущие возмущения, распространяющиеся вдоль полосчатых структур, были инициированы периодическим вдувом – отсосом через отверстие диаметром 0,8 мм, расположенное на поверхности модели на расстоянии 0,4 хорды (см. рис. 25). Пульсации генерировались

динамиком с частотой 210 Гц. Эта частота близка к одной из наиболее усиливающихся естественных частот для различных типов мод неустойчивости. Экспериментальные данные получены с помощью термоанемометрических измерений однониточным датчиком. Датчики были откалиброваны в свободном потоке.

Результаты измерений. Примеры вторичной высокочастотной неустойчивости полосчатой структуры, генерированной двумерным элементом шероховатости, показаны на рис. 27 и 28 (полосчатые структуры 1 и 2 соответственно).

Пример взаимодействия полосчатых структур, генерированных трехмерным элементом шероховатости (взаимодействие полосчатых структур), показан на рис. 29.

Элементы шероховатости могут быть использованы для управления течением вместо отсоса. Обнаружено также, что нелинейное взаимодействие стационарных возмущений в виде пары противовращающихся вихрей (создаваемых на сторонах трехмерного элемента шероховатости) приводит к их взаимному затуханию, и в принципе этот эффект может быть использован для управления течением (рис. 30).

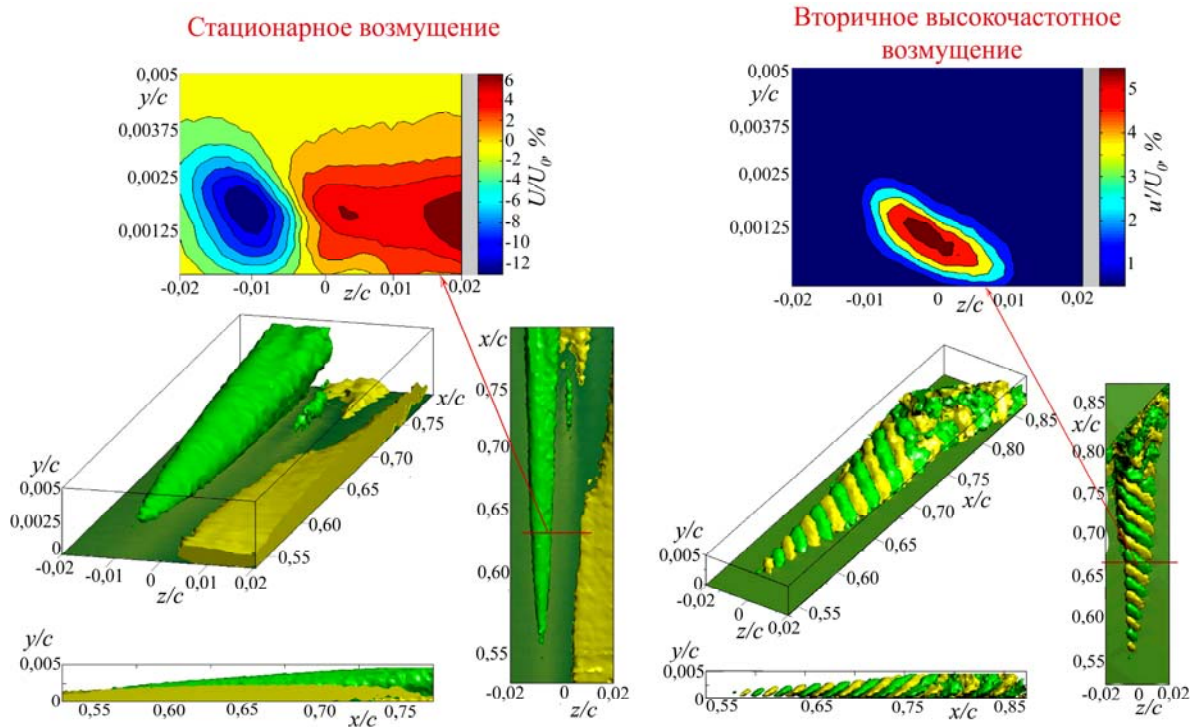


Рис. 27. Пространственная картина полосчатой структуры 1 и ее поперечное сечение (слева) и пространственная картина развития вторичного высокочастотного возмущения (бегущие волны, $C_f = 0,55 U_\infty$) на полосчатой структуре 1 и его поперечное сечение (справа). Турбулентное разрушение при $x/c \approx 0,8$

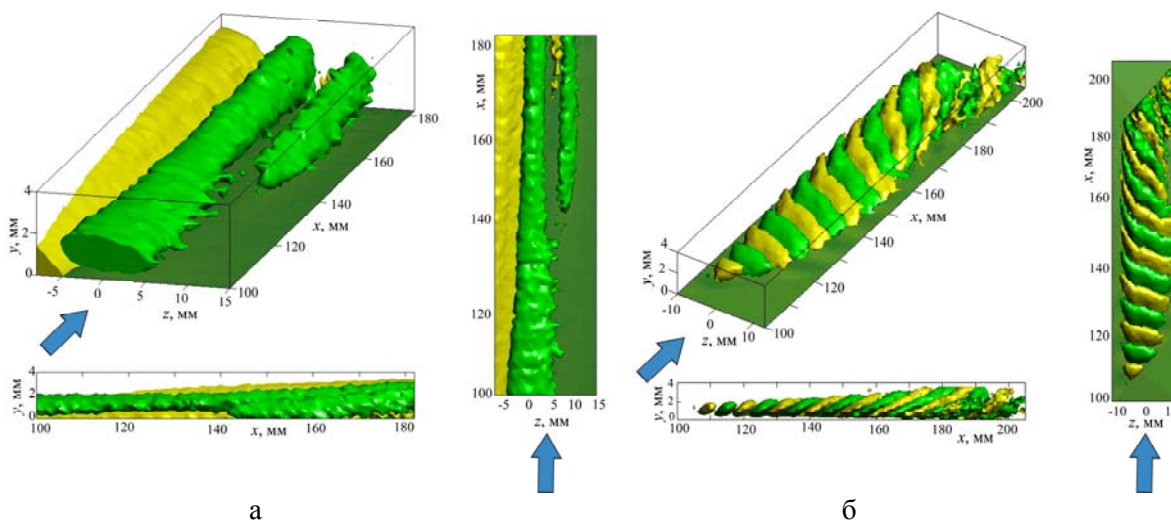


Рис. 28. Пространственная картина полосчатой структуры 2 (а) и пространственная картина развития вторичного высокочастотного возмущения (бегущие волны, $C_f = 0,55 U_\infty$) на полосчатой структуре 2 (б). Турбулентное разрушение при $x \approx 180$ мм

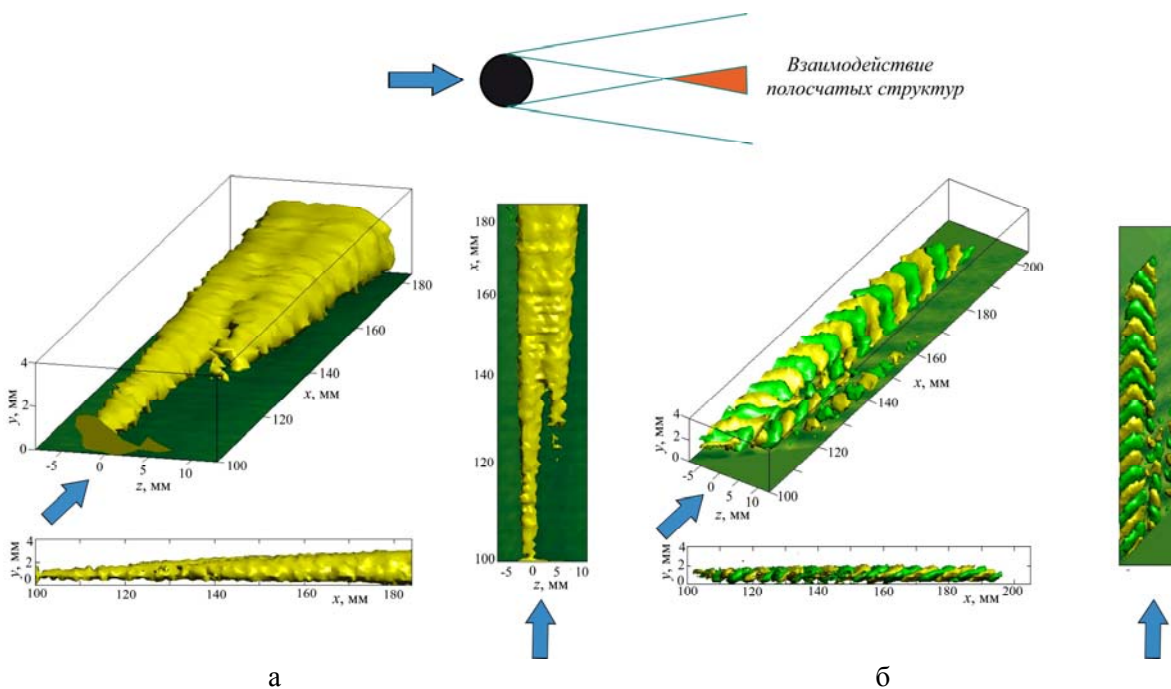


Рис. 29. Пространственная картина взаимодействия полосчатых структур (а) и развития вторичного высокочастотного возмущения на взаимодействующих полосчатых структурах (бегущие волны, $C_f = 0,55 U_\infty$) (б). Турбулентного разрушения не наблюдается

Выводы. Впервые получены характеристики развития вторичной неустойчивости течения в пограничном слое скользящего крыла, включая фазовую информацию, коэффициенты нарастания и развития нелинейных гармоник. Представлены характери-

стики развития основного течения, первичных продольных вихрей и вторичных возмущений. Установлена возможность управления развитием возмущений с помощью изменения масштабов и трансверсальной периодичности продольных вихрей.

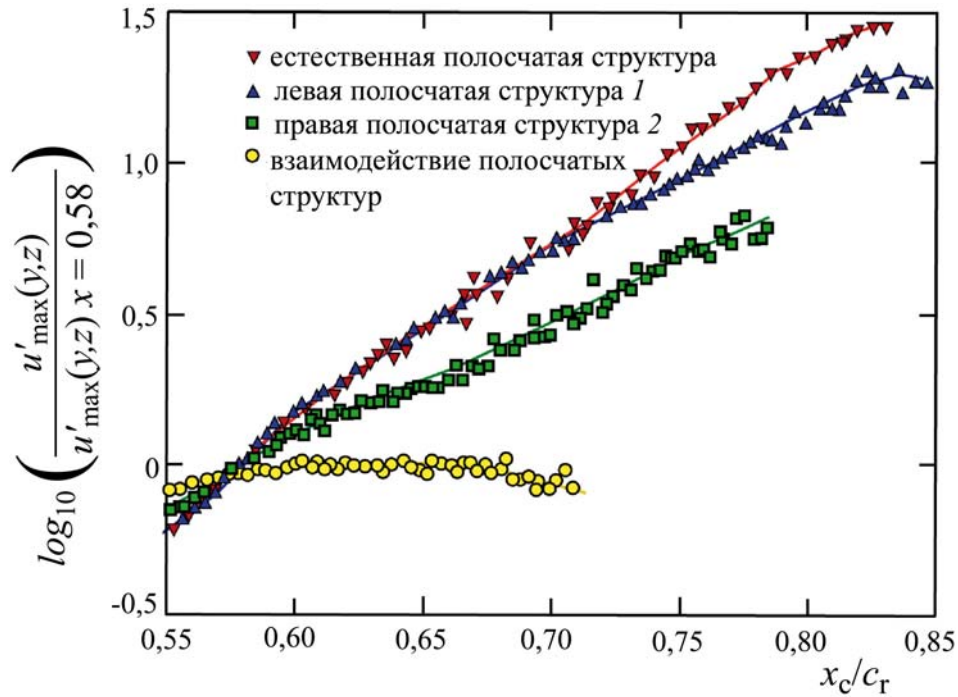


Рис. 30. Развитие вниз по потоку первой гармоники высокочастотной вторичной неустойчивости для различных исследованных случаев. Символы отражают результаты эксперимента, а линии – полиномиальное осреднение данных

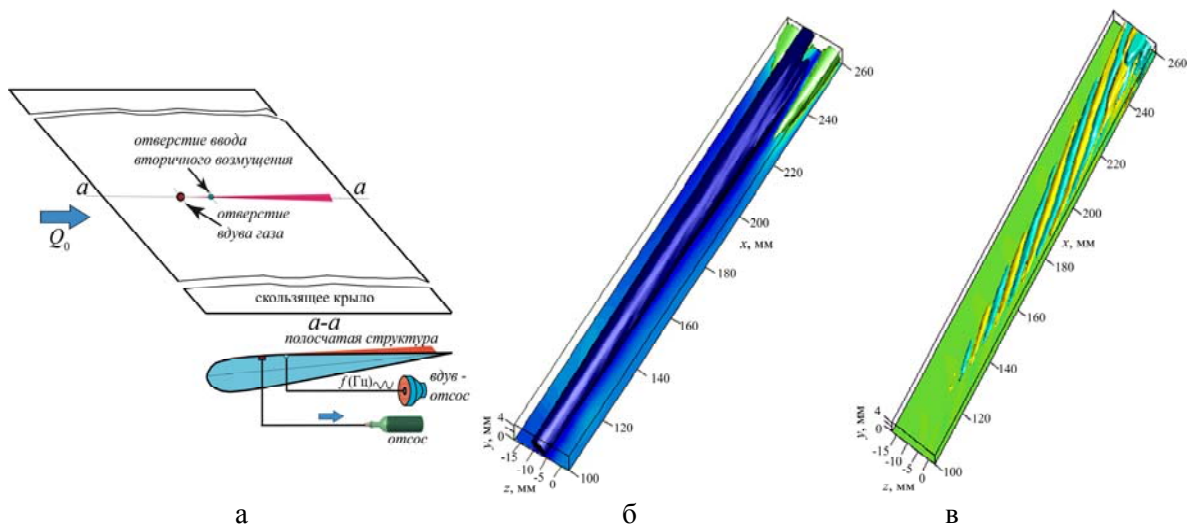


Рис. 31. Схема генерации полосчатой структуры отсосом газа в пограничном слое скользящего крыла (а), пространственная картина полосчатой структуры (б) и пространственная картина развития вторичного высокочастотного возмущения (бегущие волны, $C_f = 0,55 U_\infty$) на полосчатой структуре (в)

Полосчатая структура, генерированная отсосом газа из пограничного слоя скользящего крыла

Полосчатая структура была генерировано в пограничном слое. Схема эксперимента

представлена на рис. 31, а. Эволюция полосчатой структуры (рис. 31, б), генерированной в пограничном слое скользящего крыла с помощью отсоса или вдува газа, и ее вторичная высокочастотная неустойчивость имеют идентичные характеристики развития (мультиплицирование полосчатых

структур вниз по потоку и эволюция структур вторичной неустойчивости, ведущая к исчезновению одного из двух противорвращающихся вихрей Λ -структуры с ростом угла скольжения). При этом картина вторичной высокочастотной неустойчивости полосчатой структуры представляет собой массив наклонных волн в виде уединенных продольных вихрей (рис. 31, в).

Общий вывод обзора

Экспериментальные исследования по генерации стационарных локализованных продольных структур (полосчатых структур) и их вторичной высокочастотной неустойчивости на нелинейной стадии ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое плоской пластины, прямого и скользящего крыла показали следующее.

1. Установлена возможность генерировать полосчатые структуры в пограничном слое с помощью двумерной и трехмерной шероховатости, а также вдувом и отсосом газа. При этом основная характеристика структур остается неизменной и представляет собой локализованную область дефекта скорости, сопровождаемую двумя областями превышения скорости, либо наоборот (область превышения скорости и две области дефекта скорости).

2. Обнаружено, что нелинейное взаимодействие стационарных полосчатых структур, генерированных трехмерным элементом шероховатости, приводит к их взаимному затуханию.

3. Показана возможность генерировать развитие вторичных высокочастотных возмущений на полосчатых структурах с помощью вдува – отсоса газа и акустического воздействия.

4. Установлено, что на нелинейной стадии развития возмущений в области неблагоприятного градиента давления идет процесс мультиплицирования полосчатых структур, трансверсальное уширение возмущенной области и возникновение новых локализованных когерентных структур типа Λ -вихрей.

5. Обнаружено, что данный процесс сопровождается механизмом как синусоидальной, так и варикозной неустойчивости полосчатых структур на нелинейной стадии их развития.

6. Показано, что под воздействием поперечного течения в пограничном слое скользящего крыла Λ -вихри подвергаются непрерывному искажению по мере нарастания угла скольжения. В итоге из двух противорвращающихся вихрей («ног») Λ -структуры остается лишь один наклонный вихрь при углах скольжения $\chi \geq 45^\circ$.

Список литературы

1. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
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. Saric W. S., Kozlov V. V., Levchenko V. Ya. Forced and unforced subharmonic resonance in boundary layer transition // AIAA. 1984. Paper 84-0007.
4. Kachanov Y. S. On a universal mechanism of turbulence production in wall shear flows. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design // Recent Results in Laminar-Turbulent Transition. Berlin: Springer, 2003. Vol. 86. P. 1–12.
5. Floryan J. M. On the Goertler Instability of Boundary Layers // Technical Report of National Aerospace Laboratory. 1991. TR-1120. P. 1–45.
6. Bippes H. Experimentelle Untersuchung des laminar-turbulenten Umschlages an einer parallel angestromten konkaven Wand // Sitzungsberichte der Heidelberger Akademie der Wissenschaften Mathematisch-naturwissenschaftliche Klasse. Jahrgang, 1972. Abhandlung 3. S. 103–180.
7. Ito A. Breakdown Structure of Longitudinal Vortices along a Concave Wall // J. Japan Soc. Aero. Space Sci. 1985. Vol. 33. P. 166–173.
8. Li F., Malik M. R. Fundamental and subharmonic secondary instabilities of Goertler vortices // J. Fluid Mech. 1995. Vol. 82. P. 255–290.
9. Bottaro A., Klingmann B. G. B. On the linear breakdown of Goertler vortices // Europ. J. Mech. B/Fluids. 1996. Vol. 15 (3). P. 301–330.
10. Asai M., Minagawa M., Nishioka M. The stability and breakdown of near-wall low-

speed streak // *J. Fluid Mech.* 2002. Vol. 455. P. 289–314.

11. Литвиненко Ю. А., Чернорай В. Г., Козлов В. В., Грек Г. Р., Лефдаль Л. Л., Чун Х. Х. О нелинейной синусоидальной и варикозной неустойчивости в пограничном слое (обзор) // *Теплофизика и аэромеханика.* 2004. Т. 11, № 3. С. 339–364.

12. Литвиненко Ю. А., Грек Г. Р., Козлов В. В., Лефдаль Л., Чернорай В. Г. Экспериментальное исследование варикозной неустойчивости полосчатой структуры в пограничном слое скользящего крыла // *Теплофизика и аэромеханика.* 2004. Т. 11, № 1. С. 1–10.

13. Litvinenko Yu. A., Chernoray V. G., Kozlov V. V., Grek G. R., Loefdahl L., Chun H. H. Adverse pressure gradient effect on nonlinear varicose instability of a streaky structure in an

unswept wing boundary layer // *Physics of Fluids.* 2005. Vol. 17. P. 118106 (1–3).

14. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. Москва; Ижевск, 2006. 304 с.

15. Чернорай В. Г., Козлов В. В., Лефдаль Л. Л., Прайт П. Р. Термоанемометрическая визуализация турбулизации сложных течений // *Теплофизика и аэромеханика.* 2006. Т. 13, № 2. С. 1–9.

16. Chernoray V. G., Dovgal A. V., Kozlov V. V., Loefdahl L. Experiments on secondary instability of streamwise vortices in a swept wing boundary layer // *J. Fluid Mech.* 2005. Vol. 534. P. 295–325.

Материал поступил в редколлегию 25.11.2014

V. V. Kozlov, G. R. Grek, Yu. A. Litvinenko, S. N. Tolkachev, V. G. Chernoray

**EXPERIMENTAL STUDIES OF THE LOCALIZED DISTURBANCES
AND THEIR SECONDARY HIGH-FREQUENCY INSTABILITY IN THE FLAT PLATE, UNSWEPT
AND SWEPT WING BOUNDARY LAYER
(REVIEW)**

Results of experimental studies of the streaky structures instability at nonlinear stage of this process in the shear flows are shown in this work. Flow patterns of the streaky structures with secondary high-frequency disturbances generated on them during its spatial evolution are discussed. Different scenarios of the coherent vortical structures occurrence and downstream evolution in the flat plate, unswept and swept wing boundary layer are considered. Features of the sinusoidal and varicose instability of the longitudinal stationary streaky structure at nonlinear stage of its downstream development are shown. To these features concern: modulation of streaky structure in transverse and streamwise direction by frequency of secondary disturbances, occurrence of new streaky structures downstream and occurrence and development of the non-stationary localized vortices such as Λ -structures in both cases. Development of a nonlinear stage of flow instability is considered both in the region of the adverse and zero pressure gradient

Keywords: nonlinear flow instability, streaky structures, secondary instability, flat plate, unswept and swept wing, Λ -structures.