

УДК 532.526.3

DOI 10.25205/2541-9447-2018-13-3-7-15

А. М. Павленко¹, М. М. Катасонов¹, В. В. Козлов^{1,2}

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*

pavlyenko@gmail.com

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИМПУЛЬСНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕМБРАНЫ НА ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА*

В аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей проведено моделирование гидродинамических возмущений в пограничном слое скользящего крыла с помощью вибраций локализованного участка поверхности, исследовано их развитие в условиях низкой степени турбулентности набегающего потока. Результаты получены с помощью метода термоанемометрии. Обнаружено, что импульсное воздействие участка поверхности на пограничный слой приводит к генерации возмущений – продольной локализованной структуры и волновых пакетов вблизи ее фронтов. Детально изучено влияние вторичного течения и градиента давления на развитие моделируемых возмущений.

Ключевые слова: полосчатые структуры, волновые пакеты, ламинарно-турбулентный переход, скользящее крыло.

Введение

Понимание механизма ламинарно-турбулентного перехода тесно связано с физическими процессами, возникающими в пограничном слое. В работах последних лет исследователями уделяется повышенное внимание изучению продольных локализованных возмущений, или «полосчатых структур». Возмущения, присутствующие во внешнем течении, воздействуют на пограничный слой, в результате чего в нем образуются локализованные (полосчатые) структуры [1; 2]. К появлению полосчатых структур приводит немодовое усиление гидродинамических возмущений, которое выходит за рамки традиционной модели неус-

тойчивости течений со сдвигом скорости по отношению к элементарным волнам [3]. Полосчатые структуры представляют собой квазистационарные деформации слоя сдвига, ориентированные вдоль потока и ограниченные в поперечном ему направлении. Помимо продольных полосчатых структур в таком течении возможно существование и высокочастотных возмущений (волновых пакетов). Зарождение и развитие волновых пакетов подробно изучались в ранее проведенных экспериментальных исследованиях по моделированию полосчатых структур в пограничном слое различными способами – как при дозвуковых, так и при сверхзвуковых скоростях набегающего потока. К таким способам относятся: вдув-отсос воздуха че-

* Работа поддержана грантом Российского научного фонда № 16-19-10330.

рез отверстие или щель в обтекаемой потоком поверхности, вибрации участка поверхности, создание возмущения завихренности в набегающем потоке, воздействие импульсным тлеющим разрядом [4–8]. Показано, что пространственное развитие волновых пакетов в определенных условиях способно привести к появлению зарождающихся турбулентных пятен.

Известно, что при обтекании скользящего крыла линии тока на внешней границе пограничного слоя приобретают под действием поперечного градиента давления S-образную форму. По мере погружения в пограничный слой кривизна линий тока усиливается, в результате чего там образуется так называемое поперечное, или вторичное, течение. В работах [9; 10] подробно описано моделирование полосчатых структур методом вдува-отсоса на модели скользящего крыла. Показано, что вторичное течение оказывает существенное влияние на развитие моделируемых возмущений.

В настоящей работе генерация гидродинамических возмущений осуществлялась импульсным воздействием локализованного участка поверхности на пограничный слой скользящего крыла. Исследовалось зарождение и пространственное развитие локализованных возмущений – продольных полосчатых структур и высокочастотных волновых пакетов.

Методика эксперимента

Экспериментальные исследования проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Эта труба замкнутого типа имеет закрытую рабочую часть квадратного сечения $1 \times 1 \text{ м}^2$ и длину 4 м. Уровень турбулентности 0,04 % от набегающего потока (U_∞). Эксперименты проводились на модели скользящего крыла, которое устанавливалось в рабочей части под нулевым углом атаки к набегающему потоку (рис. 1). Размах крыла составлял 980 мм, хорда $C = 890$ мм, угол скольжения 30° . Скорость набегающего потока составляла $U_\infty = 6,5 \text{ м/с}$, число Рейнольдса $Re_c = 3,8 \times 10^5$.

Возмущения в пограничном слое генерировались низкочастотными контролируемые колебаниями эластичной лавсановой мембраны квадратной формы со стороной

16 мм. Мембрана устанавливалась на расстоянии 50 мм от передней кромки модели крыла. Динамический громкоговоритель приводил в движение мембрану, которая герметично соединялась с ним пневмотрассой. На громкоговоритель через усилитель низкой частоты подавались прямоугольные электрические импульсы с частотой 1 Гц и длительностью 0,3 с, в результате чего мембрана совершала возвратно-поступательные движения. Отклонение мембраны от поверхности составляло 0,6 мм.

Измерения средней во времени (U) и пульсационной (u) компонент продольной составляющей скорости течения проводились методом термоанемометрии с использованием одноточечного датчика. В данной работе был использован термоанемометр постоянной температуры фирмы «A. A. Lab. Systems Ltd», модель AN1003. Программируемое координатное устройство осуществляло пространственное перемещение датчика в области измерения с точностью 0,02 мм в продольном, трансверсальном потоку направлениях и 0,005 мм по нормали к поверхности модели. Скорость набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы измерялась пневмометрическим методом, с помощью насадка Пито-Прандтля, соединенным с электронным микроанемометром. Датчик термоанемометра тарировался в свободном потоке напротив трубки Пито-Прандтля при скорости потока 3–20 м/с таким образом, чтобы погрешность была менее 2 %.

Регистрируемые термоанемометром пульсации скорости оцифровывались аналогоцифровым преобразователем с частотой дискретизации 10 кГц и сохранялись в памяти персонального компьютера. Экспериментальные данные представляли собой набор осциллограмм в различных точках пространства, синхронизированных по времени с генератором импульсов. Длительность единичной осциллограммы составляла 1 с. Для улучшения отношения сигнал/шум проводилось осреднение осциллограмм по ансамблю. Осреднение выполнялось по 5–10 единичным реализациям в зависимости от уровня выделяемого сигнала и шума.

При обработке результатов измерений применялась фильтрация сигнала в выбранном диапазоне частот с использованием прямого и обратного преобразования Фурье. С помощью прямого преобразования Фурье ос-

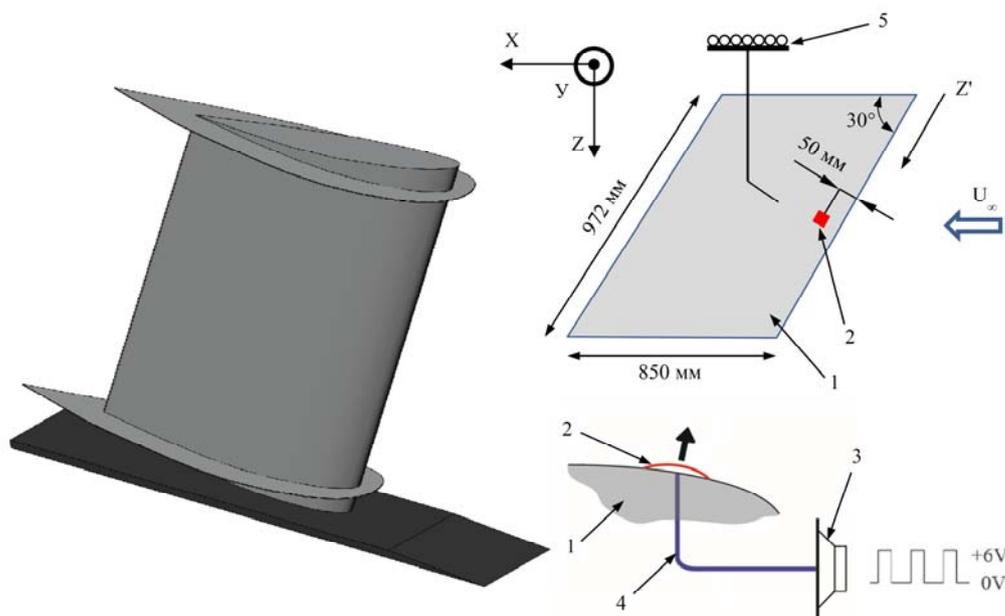


Рис. 1. Экспериментальная модель скользящего крыла и схема установки:
1 – крыло; 2 – мембрана (16 × 16 мм); 3 – динамик; 4 – пневмотрасса;
5 – координатник и датчик термоанемометра

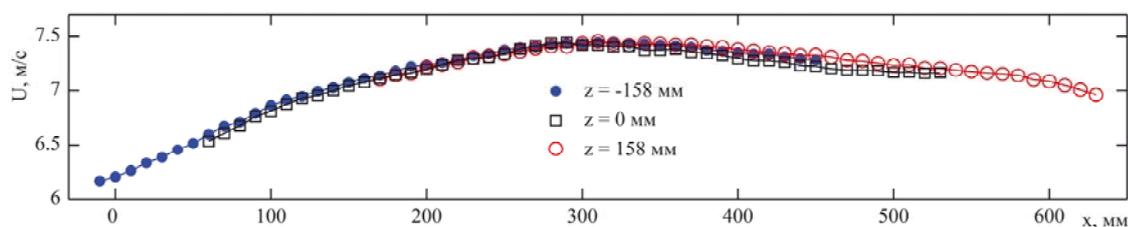


Рис. 2. Распределение средней скорости над поверхностью скользящего крыла вне пограничного слоя для различных сечений по координате Z

циллограмм исходного сигнала с датчика термоанемометра был получен спектральный состав пульсаций. Далее в спектре выделялась область частот, соответствующая исследуемому возмущению, в пренебрежении другими спектральными составляющими. Обратное преобразование Фурье уже модифицированного частотного спектра восстанавливало сигнал в координатах амплитуда – время.

Результаты исследований

Первый этап исследований был посвящен изучению исходного течения над поверхностью модели крыла при выключенном генераторе возмущений. На рис. 2 изображено изменение средней скорости (U) вне пограничного слоя крыла вдоль оси X ,

полученное в результате измерений датчиком термоанемометра, перемещаемого параллельно хорде крыла на высоте 20 мм от максимально высокой точки поверхности модели. Измерения проведены в трех различных сечениях z . Видно, что полученные распределения с достаточной степенью точности совпадают между собой, особенно в области ускорения потока от $x = 0$ мм до $x = 330$ мм. Незначительные расхождения наблюдаются в области торможения потока от $x = 330$ мм до $x = 630$ мм.

Профили скорости невозмущенного течения вблизи поверхности крыла внутри и вне пограничного слоя представлены на рис. 3. В области ускорения потока профили при $x = 100, 200$ и 300 мм являются наполненными. Согласно полученным данным, можно утверждать, что присоединенное

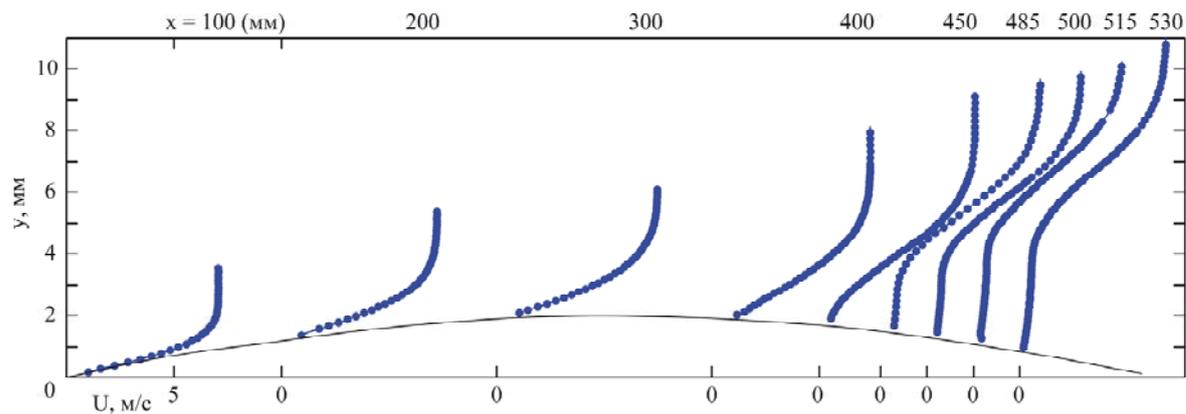


Рис. 3. Профили средней скорости вдоль нормали к поверхности внутри и вне пограничного слоя скользящего крыла для $x = 100, 200, 300, 400, 450, 485, 500, 515, 530$ мм в невозмущенном течении

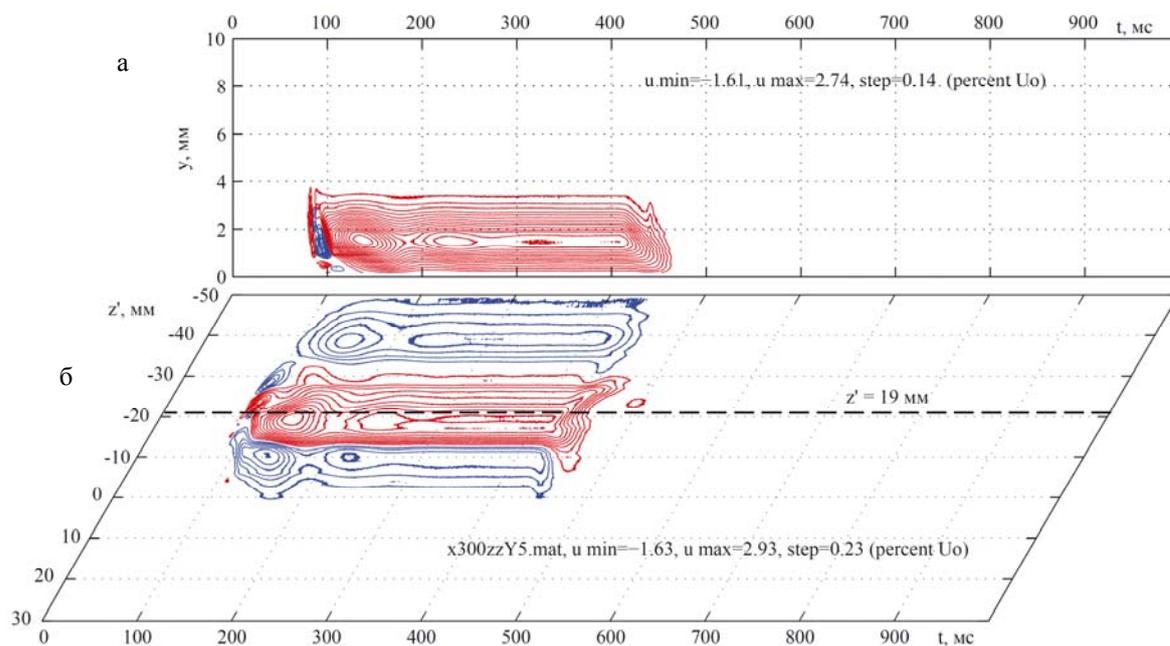


Рис. 4. Изолинии пульсаций скорости в точке $x = 300$ мм в плоскостях: a и b – соответственно $y-t$ ($z' = -19$ мм) и $z'-t$. Красные и голубые линии – соответственно положительное и отрицательное отклонение продольной компоненты скорости

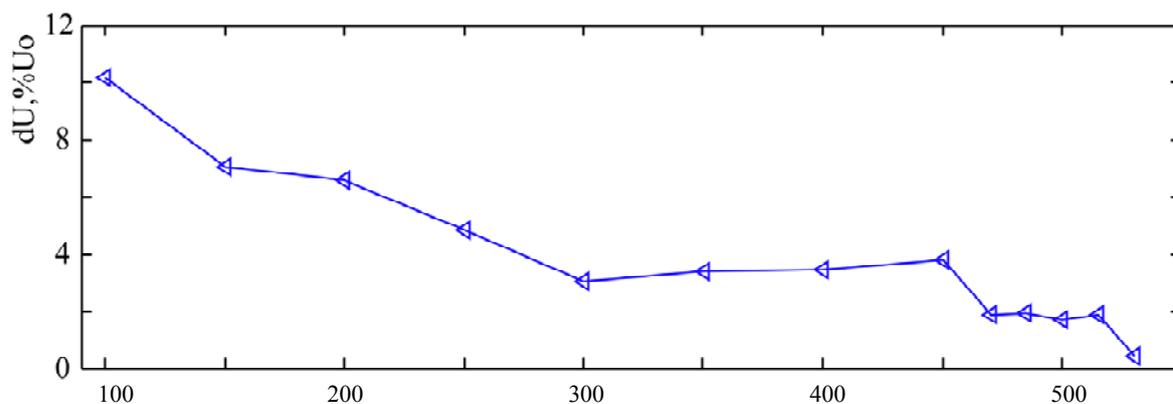


Рис. 5. Отклонение скорости от невозмущенного течения в области локализованной продольной структуры

течение наблюдается до сечения $x = 400$ мм. Профиль средней скорости при $x = 450$ мм становится перегибным, что говорит о наличии области отрыва. Точка отрыва потока находится в промежутке от $x = 400$ мм до $x = 450$ мм. Далее простирается область оторвавшегося течения.

Второй этап посвящен исследованию возмущений, генерируемых в пограничном слое с помощью мембраны. Согласно результатам работы [5], импульсные колебания мембраны, находящейся в пограничном слое прямого крыла, приводят к образованию в нем локализованной в трансверсальном потоку направлению полосчатой структуры и волновых пакетов вблизи ее переднего и заднего фронтов. К аналогичному результату приводит движение мембраны, расположенной на поверхности модели скользящего крыла. Продольная локализованная структура и волновые пакеты представлены на рис. 4, где изображены изолинии пульсаций скорости в плоскостях $z'-t$ и $y-t$ для координат $x = 300$ мм и $z' = -19$ мм. Видно, что длина продольного возмущения составляет 400 мс, что гораздо больше длительности подаваемого с генератора сигнала ($t = 300$ мс). Объяснить данный факт можно тем, что продольная структура растягивается из-за разницы скоростей распространения переднего и заднего фронтов. У заднего фронта скорость распространения меньше, что также отмечалось в [2]. Изолинии пульсаций скорости в плоскости $y-t$ показывают, что возмущение не выходит за пограничный слой. Необходимо отметить, что изолинии пульсаций скорости были получены в каждом из перечисленных сечений по координате X , что позволило анализировать развитие возмущений внизу по потоку.

Измерения отклонения скорости от невозмущенного течения в области локализованной продольной структуры в зависимости от продольной координаты X , показывают, что вниз по течению локализованная продольная структура практически полностью затухает (рис. 5). Амплитуда продольной структуры уменьшается с 10 % при $x = 100$ мм до 0 при $x = 530$ мм от скорости набегающего потока. Однако в области торможения потока ($x = 330-450$ мм) амплитуда продольной структуры перестает падать и начинает медленно возрастать с 3 до 5 %. Далее продольная структура практически полностью затухает.

Течение в пограничном слое скользящего крыла имеет отличительную особенность – наличие вторичного (поперечного) течения, направленного вдоль размаха крыла. Поперечное течение изменяет направление вектора скорости, и придает линиям тока внутри пограничного слоя S-образный вид [1]. На локализованную продольную структуру вторичное течение также оказывает влияние, изменяя траекторию ее движения. Анализ ширины продольного возмущения позволяет увидеть развитие локализованной продольной структуры вниз по течению в плоскости $z'-x$ (рис. 6). Под влиянием вторичного течения траектория движения возмущения принимает S-образную форму в пограничном слое скользящего крыла. В области отрицательного градиента давления ($x < 300$ мм) продольная структура имеет область превышения скорости и две области дефекта скорости по бокам. Локализованная продольная структура полностью теряет симметричность, попадая в область положительного градиента давления на крыле ($x > 300$ мм). При этом исчезает нижняя область дефекта скорости, а верхняя область дефекта скорости, напротив, расширяется, что может быть объяснено воздействием вторичного течения, которое закручивает продольную структуру точно так же, как стационарные вихри поперечного течения.

В существенно большей степени область положительного градиента давления и присутствующий здесь отрыв пограничного слоя сказываются на развитии волновых пакетов. На рис. 7 представлена зависимость среднеквадратичной амплитуды колебаний вдоль продольной координаты X . Амплитуда волновых пакетов на переднем и заднем фронте продольной структуры затухает при отрицательном градиенте давления до $x = 330$ мм и остается практически постоянной до области отрыва. После сечения $x = 450$ мм и далее вниз по потоку отрыв пограничного слоя сопровождается стремительным ростом (близким к экспоненциальному) амплитуды волновых пакетов (в 25 раз – с 0,1 до 2,5 % – для волнового пакета на переднем фронте, и в 10 раз – с 0,1 до 1 % – для волнового пакета на заднем фронте), что совпадает с результатами, полученными в работе [11]. При этом следует заметить, что первой нарастает амплитуда пульсаций скорости волнового пакета на переднем фронте локализованной продольной

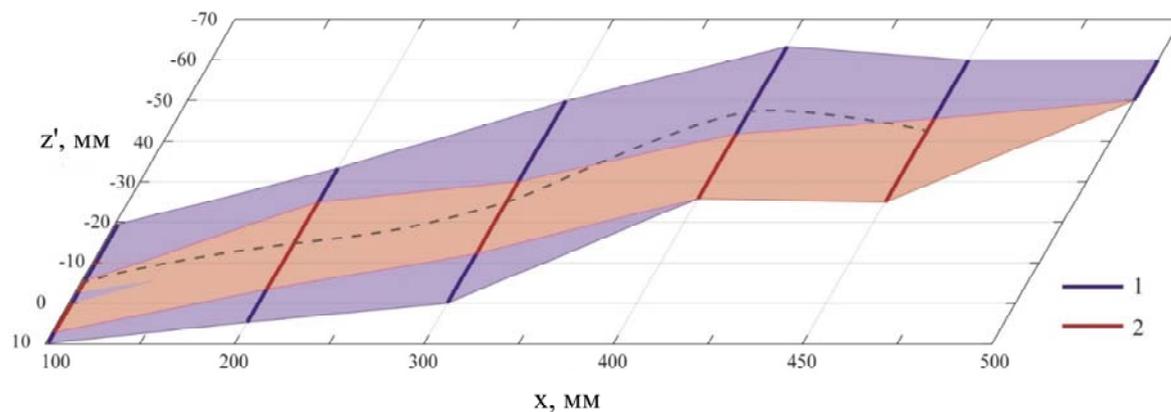


Рис. 6. Развитие продольной локализованной структуры в пограничном слое скользящего крыла: 1 и 2 – области дефекта и превышения продольной компоненты скорости соответственно (относительно невозмущенного состояния)

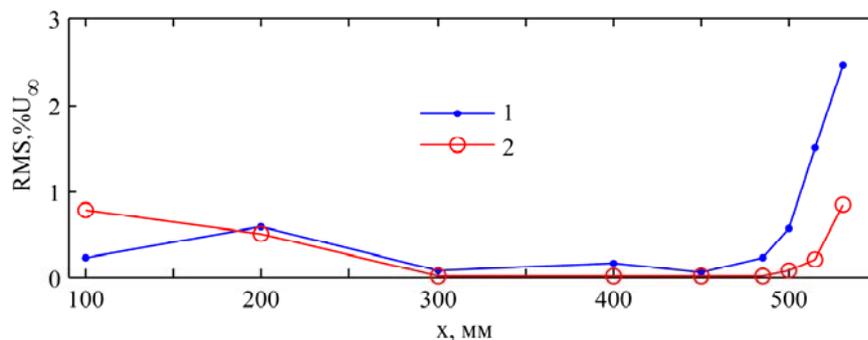


Рис. 7. Амплитуда средних квадратичных пульсаций скорости (rms) для волновых пакетов на переднем (1) и заднем (2) фронте локализованной продольной структуры, измеренные вблизи максимума. Частотный диапазон 50–300 Гц

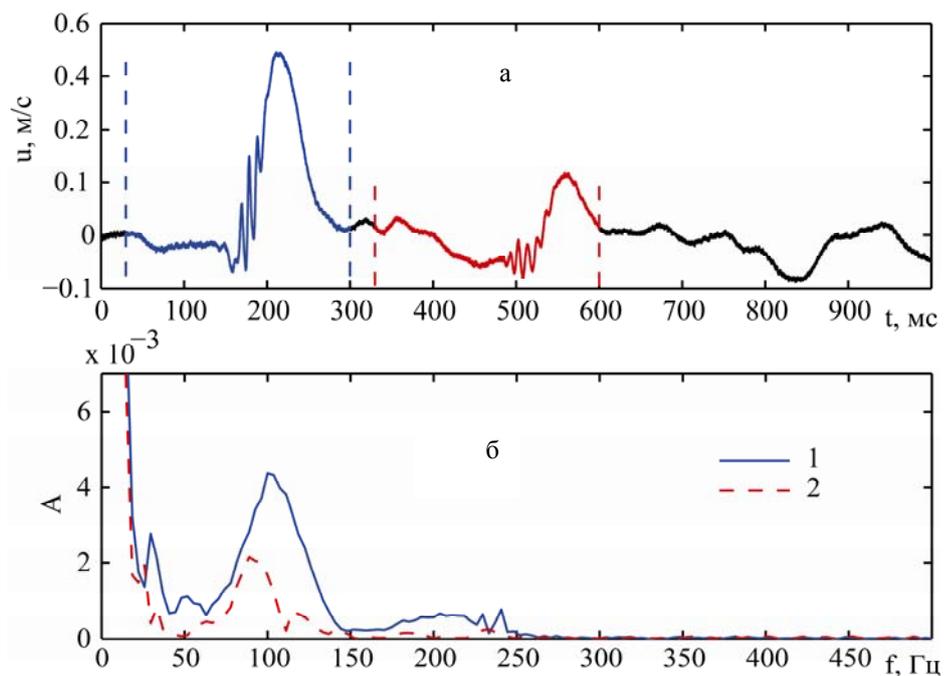


Рис. 8. Осциллограмма возмущенного потока (а) и амплитудный спектр (б) в области переднего (1) и заднего (2) фронта продольной структуры при $x = 500$ мм

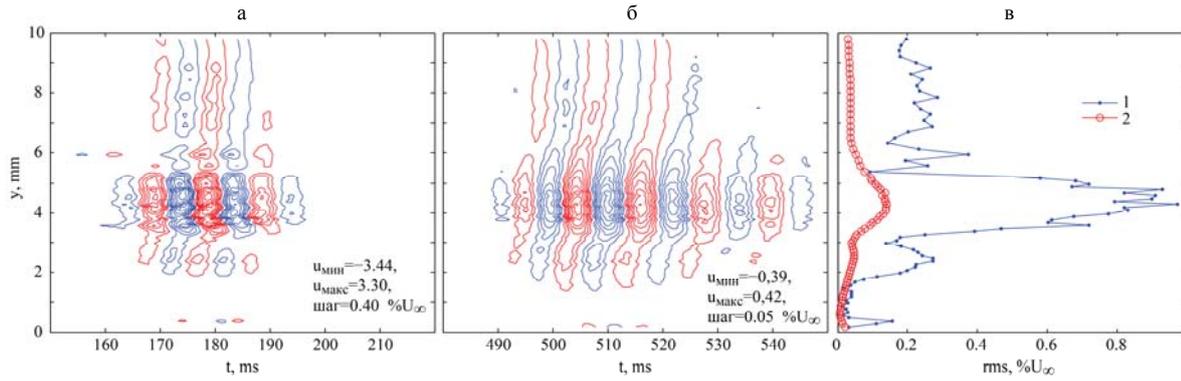


Рис. 9. Изолинии пульсаций скорости вдоль нормали к поверхности модели для волновых пакетов на переднем (а) и заднем (б) фронте полосчатой структуры и соответствующие им распределения rms (в): 1 – передний фронт; 2 – задний фронт. Красные и голубые линии – положительное и отрицательное отклонение продольной компоненты скорости соответственно. Частотный диапазон 50–300 Гц; $x = 500$ мм; $z' = -45$ мм

структуры и достигает в 2,5 раза больших значений, чем волновой пакет на заднем фронте, в отличие от ситуации на прямом крыле, исследованной в работе [4], когда первым нарастал волновой пакет на заднем фронте.

Характерная осциллограмма возмущения, записанная при $x = 500$ мм в максимуме пульсаций по координате y , и соответствующий ей амплитудный спектр колебаний приведены на рис. 8. Спектральные распределения для волновых пакетов вычислялись по осциллограмме во временных интервалах 30–300 мс для переднего фронта полосчатой структуры и 330–600 мс для заднего фронта. В амплитудных спектрах пульсаций скорости наблюдается два ярко выраженных максимума. Пик вблизи $f = 0$ Гц свидетельствует о наличии низкочастотных колебаний, которые характерны для продольной структуры. Высокочастотные колебания, соответствующие волновым пакетам, наблюдаются при частоте $f = 100$ Гц в случае переднего фронта и при $f \approx 90$ Гц в случае заднего. В спектрах также видны небольшие максимумы пульсаций при частотах $f = 25, 50$ и 200 Гц, которые соответствуют кратным гармоникам и субгармоникам.

На рис. 9, а, б представлены изолинии пульсаций скорости по нормали к поверхности модели скользящего крыла при $x = 500$ мм, иллюстрирующие волновые пакеты на переднем и заднем фронте соответственно. Волновые пакеты были получены с помощью процедуры фильтрации, состоящей из прямого и обратного преобразования

Фурье в частотном диапазоне $f = 50\text{--}300$ Гц. Для обоих волновых пакетов хорошо заметно фазовое смещение изолиний (областей дефекта и превышения скорости) по нормали к поверхности. Другими словами, находясь на разном расстоянии от поверхности, максимумы дефекта скорости теряют синфазность, то же происходит и с максимумами в областях превышения скорости. Для заднего волнового пакета максимумы при $y = 2,5$ и $y > 7$ находятся в противофазе. Такой сдвиг по фазе характерен для волн Толлмина – Шлихтинга [1]. На рис. 9, в изображены распределения пульсаций скорости (rms) для волновых пакетов по нормали к поверхности. Видно, что на распределениях присутствуют четыре четко выраженных максимума, причем для переднего волнового пакета они наиболее заметны. Первый максимум находится вблизи поверхности ($y \approx 2,5$ мм), у границы области циркуляции в отрыве пограничного слоя (на рис. 6 эта граница соответствует $y \approx 2$ мм). Второй максимум расположен в области наибольшего градиента скорости, при $y \approx 3\text{--}5,4$ мм. Данный максимум превышает по амплитуде остальные максимумы более чем в два раза. Третий максимум находится вблизи внешней границы оторвавшегося пограничного слоя при $y \approx 8$ мм. Полученные данные соответствуют исследованиям, посвященным развитию волны Толлмина – Шлихтинга в отрыве [1]. Однако в отличие от экспериментов [1] в настоящем исследовании наблюдается дополнительный максимум пульсаций скорости между вторым и третьим

максимумами при $y = 6$ мм. Наличие данного максимума в пограничном слое, по-видимому, также вызвано влиянием вторичного течения.

Обсуждение и выводы

Было обнаружено, что низкочастотные колебания трехмерной поверхности большой амплитуды приводят к образованию двух типов возмущений в пограничном слое скользящего крыла при низкой степени турбулентности набегающего потока: квазистационарных продольных локализованных структур и волновых пакетов. По мере развития вниз по потоку продольная структура затухает. Волновые пакеты затухают в области благоприятного градиента давления. На участке торможения потока затухание прекращается. Начиная с области отрыва пограничного слоя амплитуда волнового пакета нарастает в 10 раз для заднего фронта и в 25 раз для переднего фронта. В отрывной области в распределениях пульсации скорости по нормали к поверхности для волновых пакетов появляется дополнительный максимум.

Структура локализованного продольного возмущения теряет симметричность при развитии вниз по потоку, при этом пропадает одна область дефекта скорости, усиливается другая, что объясняется влиянием вторичного (поперечного) течения на скользящем крыле. Из-за наличия поперечного течения траектория движения полосчатой структуры принимает S-образный вид.

Исследования пространственного развития полосчатых структур, генерируемых вибрациями локализованного участка поверхности на пластине, прямом и скользящем крыльях, показали, что продольные структуры и волновые пакеты на их фронтах формируются и развиваются схожим образом.

Список литературы

1. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.
2. Westin K. J. A., Boiko A. V., Klingmann B. G. B. et al. Experiment in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Pt I. Boundary layer structure and receptivity // J. Fluid. Mech. 1994. Vol. 281. P. 193–218.

3. Довгаль А. В., Катасонов М. М., Козлов В. В., Павленко А. М. Эволюция возмущений ламинарного течения за уступом поверхности, генерируемых ее локализованными вибрациями // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2017. № 3. С. 63–70. DOI 10.7868/S0568528117030070.

4. Kozlov V. V., Katasonov M. M., Pavlenko A. M. Experimental investigation of localized disturbances in the straight wing boundary layer, generated by finite surface vibrations // Proc. of the XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017). DOI 10.1063/1.5007552.

5. Чернорай В. Г., Спиридонов А. Н., Катасонов М. М., Козлов В. В. Генерация возмущений локализованным вибратором в пограничном слое прямого крыла // ПМТФ. 2001. Т. 42, № 5. С. 37–45.

6. Katasonov M. M., Kozlov V. V., Pavlenko A. M. Generation of disturbances by vibrations of localized surface in a flat plate boundary layer // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017): Proc. 2017. S. 1. P. 1–7. DOI 10.13009/EUCASS2017-211.

7. Яцких А. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семёнов Н. В. Эволюция волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 1. С. 17–28.

8. Yatskikh A. A., Ermolaev Y. G., Kosinov A. D., Semionov N. V. Hot-wire visualization of the evolution of localized wave packets in a supersonic flat-plate boundary layer // J. Vis. 2017. Vol. 20. P. 549–557. DOI 10.1007/s12650-016-0414-2.

9. Горев В. Н., Катасонов М. М., Козлов В. В. Волновые предвестники продольных структур в пограничном слое скользящего крыла // Изв. РАН. МЖГ. 2007. № 5. С. 61–68.

10. Горев В. Н., Катасонов М. М., Козлов В. В. Волновые предвестники продольных структур на прямом и скользящем крыле // Докл. РАН. 2006. Т. 410, № 1. С. 53–56.

11. Горев В. Н., Катасонов М. М., Козлов В. В. Особенности нестационарных процессов в области фронтов продольных структур в пограничном слое прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 3. С. 441–451.

A. M. Pavlenko¹, **M. M. Katasonov**¹, **V. V. Kozlov**^{1,2}

¹ *Khrstianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

² *Novosibirsk State University
1 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

pavlyenko@gmail.com

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE IMPULSE IMPACT OF THE MEMBRANE ON THE BOUNDARY LAYER OF THE SWEEPED WING

Simulation of hydrodynamic perturbations in the boundary layer of the swept wing model by means of vibrations of a localized surface area and investigation of disturbances development under conditions of low turbulence of the incoming flow were carried out in the subsonic wind tunnel. The results of research are obtained using the method of anemometry. It is found that the pulsed action of a portion of the surface on the boundary layer leads to the generation of perturbations—a longitudinal localized structure and wave packets near its fronts. The effect of the secondary flow and the pressure gradient on the development of simulated perturbations is studied in detail.

Keywords: streaky structures, wave packets, laminar-turbulent transition, swept wing.

For citation:

Pavlenko A. M., Katasonov M. M., Kozlov V. V. Experimental Investigation of the Impulse Impact of the Membrane on the Boundary Layer of the Swept Wing. *Siberian Journal of Physics*, 2018, vol. 13, no. 3, p. 7–15. (in Russ.)

DOI 10.25205/2541-9447-2018-13-3-7-15