

УДК 532.526

Эволюция локализованных возмущений пограничного слоя в условиях ламинарно-турбулентного перехода (обзор)*

А.В. Довгаль, М.М. Катасонов, В.В. Козлов, А.М. Павленко

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

E-mail: pavlenko@itam.nsc.ru

Приведен обзор экспериментальных результатов, полученных с учетом авторов настоящей статьи, а также в других исследованиях по генерации и развитию локализованных возмущений двух- и трехмерных пограничных слоев. Обсуждаются сопутствующие волновые явления, вклад пространственно-временных деформаций поля скорости исходного ламинарного течения в его переход к турбулентному состоянию в пограничных слоях на поверхности летательных аппаратов, включая малоразмерные беспилотные летательные аппараты (БПЛА).

Ключевые слова: пограничный слой, гидродинамическая устойчивость, переход к турбулентности, локализованные возмущения потока.

Введение

В настоящее время успехи в области микроэлектроники и систем искусственного интеллекта, а также конкурентное развитие авиации привели к новому направлению, которое представляет малоразмерная беспилотная авиация. В его рамках увеличивается спектр поставленных задач и сложность их выполнения для разрабатываемых летательных аппаратов. В связи с этим существует постоянная необходимость улучшения летных характеристик такого класса аппаратов. Благодаря небольшим размерам, невысокой стоимости и требованиям по безопасности, отличающимся от требований к пилотируемым самолетам, потенциал нововведений нестандартных технических решений для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) значительно повышается.

Процесс разработки летательных аппаратов сопряжен с вопросами совершенствования их обтекания на основании новых данных, полученных при проведении поисковых и фундаментальных исследований, а также данных о физических явлениях и процессах,

* Работа поддержана грантом РФФИ № 22-29-00309 (<https://rscf.ru/project/22-29-00309/>).

протекающих при взаимодействии аппарата в режиме полета с окружающим воздухом. В настоящее время для малоразмерных БПЛА появляется возможность проведения исследований в аэродинамических трубах при натуральных (полетных) числах Рейнольдса для некоторых режимов полета.

В последние десятилетия ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое при внешнем обтекании тел исследуется главным образом в представлении о конвективной неустойчивости пристенного течения со сдвигом скорости. В такой постановке задачи возникновение турбулентности происходит в результате воздействия на пограничный слой внешних пульсаций (вихревых, акустических, вибрационных и др.), которые генерируют нарастающие в пространстве возмущения ламинарного течения с его последующей турбулизацией. В классической линейной теории устойчивости рассматривается усиление возмущений пограничного слоя в виде элементарных колебаний (т.н. волн Толлмина – Шлихтинга). К настоящему времени это представление о механизме перехода к турбулентности в пограничном слое при низком уровне возмущений внешнего потока нашло подтверждение в многочисленных экспериментальных работах (см. ссылки на литературные источники в монографиях (Boiko et al., 2012; Schlichting, Gersten, 2017)).

За рамками традиционного анализа устойчивости пограничного слоя остаются переходные явления, связанные с генерацией и развитием его локальных стационарных и нестационарных деформаций. К числу этих явлений относится немодовое усиление возмущений, в основе которого лежит неортогональность мод колебаний, составляющих возмущение ламинарного течения со сдвигом скорости (Landahl, 1980). В результате локальное искажение поля скорости в пространстве (во времени) может испытывать временное (transient) усиление с образованием продольных (полосчатых) структур возмущений. Последние модулируют исходное течение в трансверсальном направлении, создавая предпосылки для развития вторичной высокочастотной неустойчивости пограничного слоя и перехода к турбулентности. Результаты обширных исследований по этой тематике анализировались, например, в работах (Reshotko, 2001; Schmid, Henningson, 2001; Чернорай и др., 2007; Schlatter, 2008).

Обобщение опытных данных об эволюции локализованных возмущений пограничного слоя и сопутствующих волновых явлениях (Горев и др., 2008; Катасонов и др., 2019), полученных авторами настоящего обзора при низких дозвуковых скоростях потока средствами экспериментального моделирования в условиях малой степени турбулентности набегающего потока ($0,04 < Tu < 0,2 \% U_\infty$), представлено в следующих разделах.

Локализованные возмущения пограничного слоя на плоской пластине

В условиях генерации возмущений пограничного слоя естественными случайными неоднородностями потока в аэродинамических установках невозможно определение деталей исследуемого явления. По этой причине в экспериментальных работах по устойчивости и переходу к турбулентности используется искусственное возбуждение контролируемых возмущений течения, что позволяет проследить их динамику и особенности пространственно-временной структуры. В рассматриваемых ниже работах генерация возмущений осуществлялась импульсным вдувом/отсосом воздуха в пограничный слой через поперечные щели и миниатюрные отверстия в поверхности пластины, расположенной продольно набегающему потоку. Экспериментальные данные в указанных исследованиях получены с использованием термоанемометра постоянной температуры и однопоточных датчиков, которые калибровались во внешнем потоке по показаниям трубки Прандтля.

Возбуждение пограничного слоя через отверстие в поверхности модели в зависимости от интенсивности воздействия приводит к образованию возмущений различных типов (Grek et al., 1984). По мере возрастания их амплитуды сначала возникают пакеты волн Толлмина–Шлихтинга, далее — продольные внешнему потоку локализованные в трансверсальном направлении деформации течения и, наконец, турбулентные пятна. В этом же ряду находится возмущение пограничного слоя, обозначенное авторами (Альфредссон и др., 2001) как «пассивное». Его пространственно-временная структура изображена на рис. 1, где x — продольная координата с началом отсчета на передней кромке пластины, y — расстояние от поверхности модели в нормальном потоку направлении, z — трансверсальная координата при $z = 0$ в центральном сечении пластины.

Интерес к развитию «пассивных» возмущений во многом вызван тем, что они, являясь быстро затухающими, могут формировать на своих фронтах локальные участки течения с большими градиентами скорости и с изменёнными характеристиками устойчивости. В этих сечениях потока возможна генерация колебаний, включая нестационарные, которые и вносят основной вклад в переход к турбулентности. Результат моделирования взаимодействия пассивного возмущения с искусственно возбужденными гармоническими во времени колебаниями пограничного слоя иллюстрирует рис. 2. Исходная локальная деформация ламинарного течения показана на рис. 2а. Ее взаимодействие с высокочастотными колебаниями наблюдается вблизи заднего фронта пассивного возмущения, где при импульсном вдуве воздуха через отверстие в поверхности пластины в сечении $x = 95$ мм пограничный слой более неустойчив (рис. 2b). В результате этого ниже по потоку зарождается турбулентное пятно (рис. 2c).

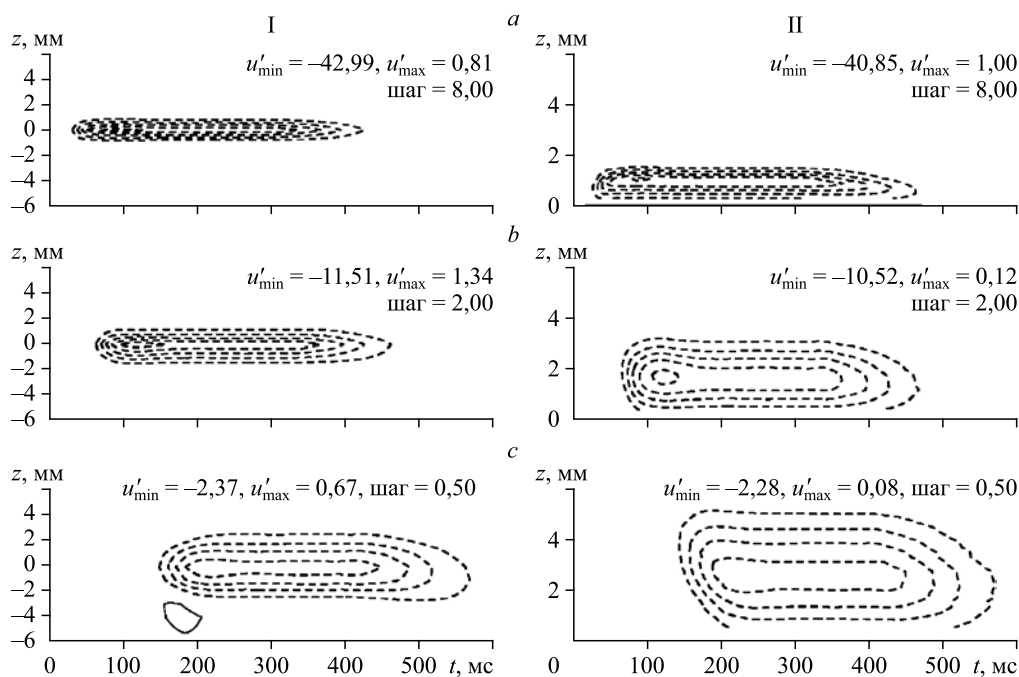


Рис. 1. Контурные пульсаций скорости в плоскостях $z-t$ (I) и $y-t$ (II) при скорости внешнего потока $U_{\infty} = 5,6$ м/с.

Источник «пассивных» возмущений — отверстие диаметром 0,7 мм, расположенное при $x = 95$ мм; возмущение генерировано импульсным вдувом воздуха длительностью 300 мс; I: $x = 100$ (a), 200 (b), 500 мм (c); II: $x = 100$ (a), 200 (b), 500 мм (c).

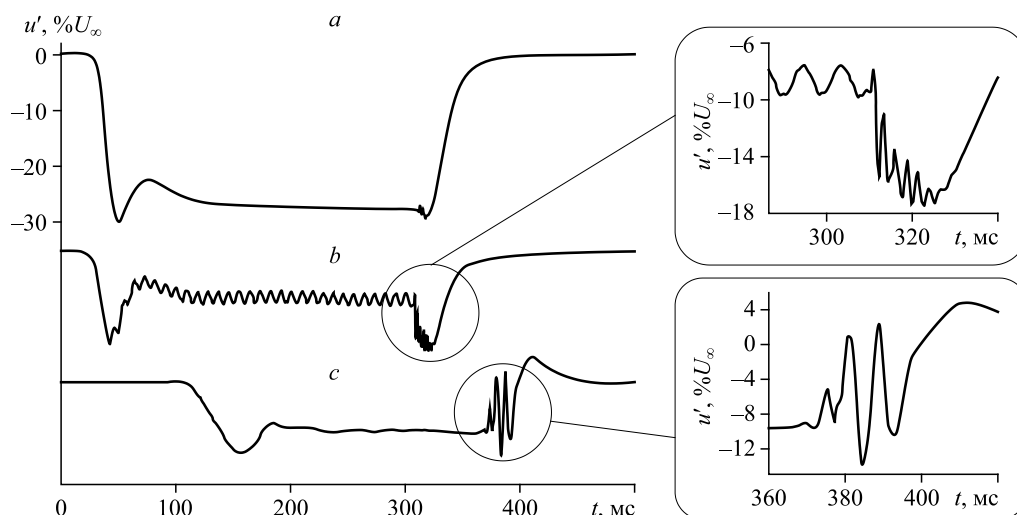


Рис. 2. Осциллограммы сигнала термоанометра в сечении $z = 0$ мм при $U_{\infty} = 5,6$ м/с.

«Пассивное» возмущение при $x = 240$ мм (a); «пассивное» возмущение и наложенные на него колебания частотой $f = 110$ Гц при $x = 240$ (b) и 500 мм (c).

Устойчивость пограничного слоя при возбуждении в нем полосчатых структур возмущений, генерируемых импульсным вдувом/отсосом воздуха через поперечную щель в поверхности пластины, исследовалась в экспериментальной работе (Katasonov et al., 2005). Как и в случае генерации пассивных возмущений, возникновение и усиление нестационарных колебаний определяется градиентами скорости на фронтах локальной деформации исходного течения. Последние регулировались в опытах с помощью системы вдува/отсоса воздуха. Результаты измерений представлены на рис. 3 осциллограммами

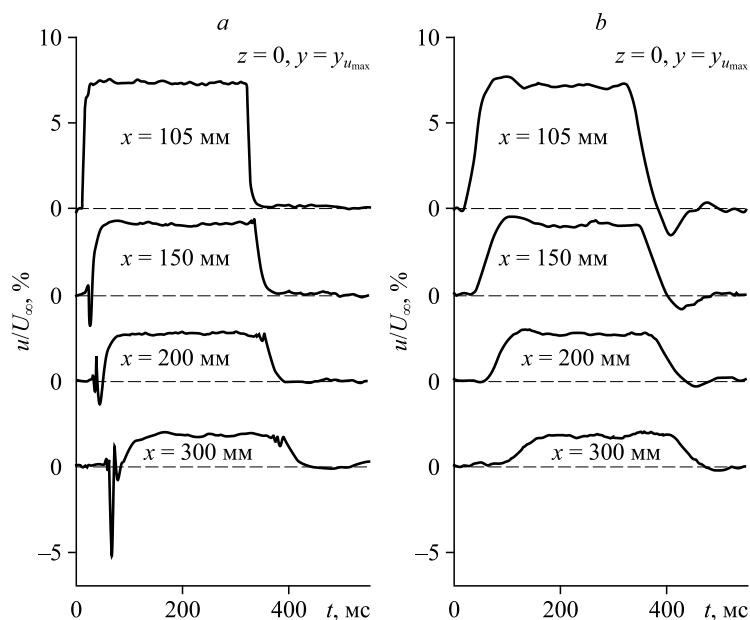


Рис. 3. Осциллограммы скорости течения при «большом» (a) и «сглаженном» (b) градиентах скорости на фронтах полосчатой структуры, генерированной отсосом воздуха в сечении $x = 100$ мм.

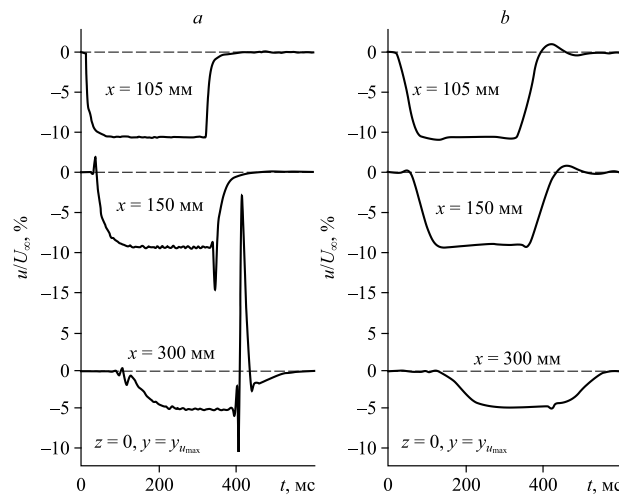


Рис. 4. Осциллограммы скорости течения при большом (а) и сглаженном (б) градиентах скорости на фронтах полосчатой структуры, сгенерированной вдувом воздуха в сечении $x = 100$ мм.

пульсаций скорости. При сравнительно больших градиентах скорости на переднем и заднем фронтах полосчатой структуры, смоделированной отсосом воздуха, наблюдаются волновые пакеты колебаний (более выраженный из них располагается на переднем фронте), нарастающие в направлении потока (рис. 3а). Сглаживание фронтов полосчатой структуры приводит к подавлению волновых пакетов (рис. 3б).

В то время как при генерации полосчатой структуры импульсным отсосом воздуха более неустойчивым оказывается течение в окрестности ее переднего фронта, при вдуве газа волновые возмущения выделяются вблизи заднего фронта (рис. 4). С ростом продольной координаты на этом участке течения зарождается турбулентное пятно (рис. 4а). Аналогично предыдущему случаю сглаживание градиента скорости на фронте полосчатой структуры препятствует развитию высокочастотных колебаний пограничного слоя (рис. 4б).

Взаимодействие пакета волн неустойчивости с полосчатой структурой пограничного слоя моделировалось в экспериментах (Bakchinov et al., 1998; Аблаев и др., 2001; Katasonov et al., 2005; Грек и др., 2008). В работе (Katasonov et al., 2005) полосчатые структуры и высокочастотные возмущения возбуждались через одну и ту же поперечную щель в поверхности модели. Модуляцию во времени течения в пограничном слое, возмущенного импульсным вдувом воздуха, иллюстрирует рис. 5. Результаты работы показали, что в условиях совместной генерации полосчатых структур и волн Толлмина – Шлихтинга (Т–Ш) неустойчивость течения возрастает, тогда как при раздельном введении контролируемых возмущений в пограничный слой его дестабилизация отсутствовала. Возрастание неустойчивости течения было обнаружено в том случае, когда частота пакета высокочастотных колебаний превышала критическую величину, согласно линейной теории устойчивости пограничного слоя.

Вышеизложенные результаты исследований, полученные в низкоскоростном воздушном потоке, коррелируют с экспериментальными данными о развитии пульсаций скорости пограничного слоя в течениях сжимаемого газа. Особенности эволюции локализованных возмущений течения при больших скоростях потока были изучены рядом авторов (Mayer et al., 2011; Casper et al., 2014; Sivasubramanian, Fasel, 2014 и др.).

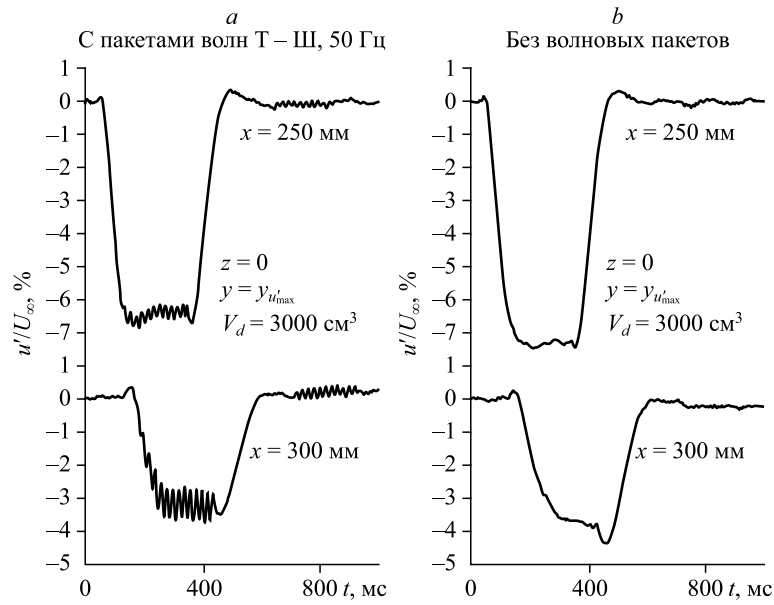


Рис. 5. Осциллограммы сигнала термоанемометра в условиях генерации полосчатой структуры вдувом воздуха в пристенное течение при возбуждении волн неустойчивости (а) и без него (б).

К этой группе исследований относятся также эксперименты (Yatskikh et al., 2017), в которых возмущения сверхзвукового пограничного слоя генерировались точечным импульсным электрическим разрядом на поверхности продольно обтекаемой плоской пластины. Осциллограммы сигнала термоанемометра, записанные в центральном сечении возмущения ($z = 0$), приведены на рис. 6 с согласия авторов (Yatskikh et al., 2017)

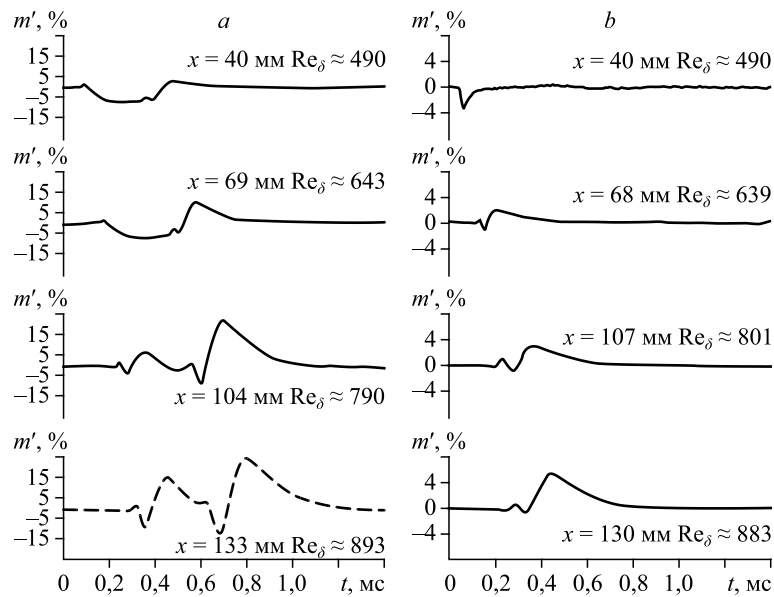


Рис. 6. Осциллограммы пульсаций массового расхода при возбуждении в сверхзвуковом пограничном слое локализованного возмущения при числе Маха $M = 2$: импульсная генерация продолжительностью 100 и 25 мкс соответственно в сечениях от передней кромки модели $x = 13$ (а) и 25 (б) мм (Yatskikh et al., 2017).

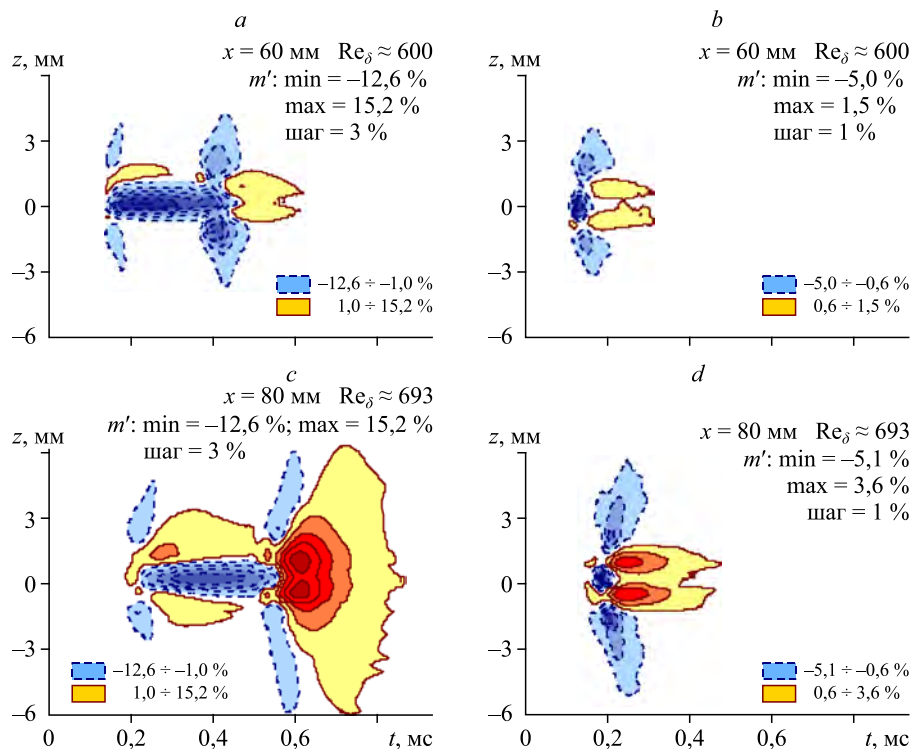


Рис. 7. Контуры мгновенных пульсаций массового расхода в пограничном слое пластины при числе Маха $M = 2$ в плоскости (z, t) в сечениях $x = 60$ (a, b) и 80 (c, d) мм.

Продолжительность генерации возмущения — 100 (a, c) и 25 (b, d) мкс (Yatskikh et al., 2017).

при сравнительно продолжительном (рис. 6a) и коротком (рис. 6b) временах его генерации. В последнем случае вблизи заднего фронта локализованного возмущения пограничного слоя формируется протяженная область относительно большого массового расхода. В случае продолжительной генерации возмущения (рис. 6a) наблюдается формирование двух таких областей как на переднем, так и на заднем фронте. Более интенсивной оказывается деформация течения, вызванная сравнительно длительным импульсным воздействием на пограничный слой (рис. 7).

Распространяясь в направлении потока, локальное искажение поля скорости затухает, одновременно в окрестности его переднего и заднего фронтов возникают волновые пакеты колебаний. В этом отношении экспериментальные результаты, полученные в течениях сжимаемого и несжимаемого газа при скоростях потока, различающихся на порядки величины, согласуются между собой и свидетельствуют об универсальности рассматриваемых здесь эффектов гидродинамической устойчивости.

Локализованные возмущения пограничного слоя на прямых и скользящих крыльях

Проанализируем свойства локализованных возмущений пограничного слоя, которые в экспериментах, проведенных на прямом крыле, порождались вибрацией ограниченных участков поверхности тестовых моделей и вдувом/отсосом газа через щель. Вибрация элементов конструкции летательных аппаратов — неизбежный и вместе с тем один из основных путей генерации возмущений течения, инициирующих его переход в турбулентное состояние. Простейший случай двумерного вибратора на поверхности

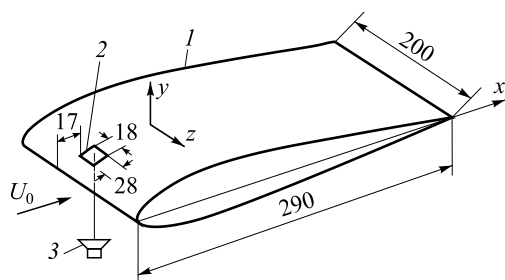


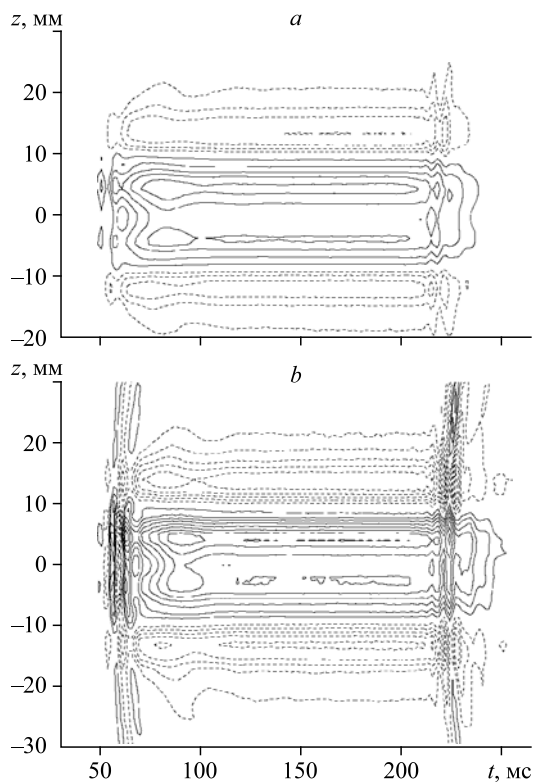
Рис. 8. Схема эксперимента.

1 — модель прямого крыла,
2 — поверхностная мембрана,
3 — динамический громкоговоритель;
размеры приведены в мм.

продольно обтекаемой плоской пластины был рассмотрен в экспериментах (Гилев, Козлов, 1983). Сопоставление с результатами расчетов (Тумин, Федоров, 1983) показало применимость линейной теории гидродинамической устойчивости к описанию явления при малой амплитуде вибраций.

Представляет интерес поведение возмущений потока при более интенсивном воздействии. Генерация возмущений пограничного слоя Блазиуса вибрирующим участком поверхности экспериментальной модели изучалась в опытах (Чернорай и др., 2000), где было установлено, что колебания низкой частоты приводят к образованию рассмотренного выше пассивного возмущения, которое затухает в направлении потока. Следуя результатам (Bech et al., 1998), можно утверждать, что заметное влияние на характеристики локализованных образований пограничного слоя оказывает продольный градиент давления. Возникновение и развитие локализованных возмущений пристенного сдвигового течения в этих условиях при низкочастотном вибрационном воздействии большой амплитуды было изучено в следующих экспериментах. В работе (Чернорай и др., 2001) мембрана располагалась вблизи передней кромки прямого крыла на участке поверхности большой кривизны (рис. 8). Вибрации мембраны задавались импульсным изменением давления, которое периодически генерировалось динамическим громкоговорителем, соединенным с ней пневмотрассой. Колебания мембраны возбуждали локальные во времени и пространстве деформации пограничного слоя, распространяющиеся в направлении потока, которые сопровождались генерацией высокочастотных возмущений течения. Результаты экспериментов показали возрастание уровня высокочастотных возмущений на участке неблагоприятного градиента давления. Иллюстрацией служит рис. 9, который дает представление о пространственной эволюции локального возмущения

Рис. 9. Возмущения пограничного слоя на модели прямого крыла, сгенерированные вибрацией участка обтекаемой потоком поверхности. Контурные пульсаций скорости u' в плоскости $(z-t)$: сплошные линии — положительные отклонения скорости от ее невозмущенной величины, штриховые — отрицательные;
а: $x = 205$ мм, $U = 0,44U_0$, $(u'/U)_{\min} = 0,02$, $(u'/U)_{\max} = 0,025$, $\Delta(u'/U) = 0,005$;
б: $x = 225$ мм, $U = 0,57U_0$, $(u'/U)_{\min} = 0,035$, $(u'/U)_{\max} = 0,04$, $\Delta(u'/U) = 0,005$.



пограничного слоя и сопутствующих ему пакетов волн неустойчивости. На участке неблагоприятного градиента давления вдали от передней кромки крыла и расположенной вблизи нее мембраны основную роль в переходе к турбулентности играло усиление высокочастотных колебаний, инициированное локализованным импульсным возмущением пограничного слоя. Неустойчивость течения вблизи переднего и заднего фронтов локальной деформации пограничного слоя вызывала нарастание волновых пакетов возмущений с последующим образованием турбулентных пятен.

В продолжение работы (Чернорай и др., 2001) в аналогичной экспериментальной постановке было изучено обтекание модели прямого крыла с отрывом пограничного слоя на участке неблагоприятного градиента давления (Катасонов и др., 2018). Периодическое импульсное воздействие на пристенное течение генерировало в последнем локальные образования (см. рис. 10*a* и 10*b*). Их основные характеристики соответствовали характеристикам полосчатых структур пограничного слоя, подробно исследованным в работах (Westin et al., 1998; Чернорай и др., 2000; Альфредссон и др., 2001; Чернорай и др., 2001; Горев, Катасонов, 2004; Katasonov et al., 2005). При затухании локализованных возмущений в направлении потока на их фронтах были обнаружены волновые пакеты высокочастотных колебаний, которые сравнительно быстро нарастали в зоне отрыва пограничного слоя (рис. 10*c* и 10*d*). Пространственное развитие пакета волн неустойчивости, возбужденного на этой же модели прямого крыла в схожих экспериментальных условиях точечным источником гармонических колебаний (Kozlov, 1984), показано на рис. 11. Следует отметить качественное совпадение амплитудных распределений волновых пакетов, возникающих вблизи фронтов полосчатой структуры, описанных в работе (Чернорай и др., 2001), и периодических во времени возмущений, генерируемых вдувом/отсосом воздуха через миниатюрное отверстие в поверхности экспериментальной модели, полученных в исследовании (Kozlov, 1984).

В отличие от обтекания прямого крыла, осредненное во времени поле скорости в пограничном слое скользящего крыла является трехмерным. Под действием вторичного (поперечного) течения вблизи несущей поверхности продольные структуры возмущений оказываются закрученными и происходит их мультипликация. В таких условиях пакеты высокочастотных колебаний, возникающие на фронтах локализованных возмущений,

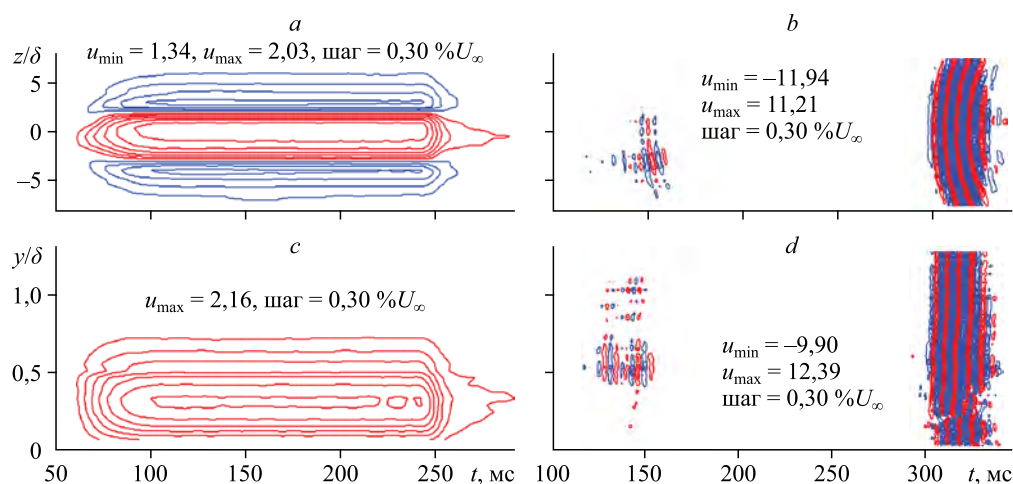


Рис. 10. Контурные пульсации скорости на начальном участке течения в зоне благоприятного (*a*, *b*) и неблагоприятного (*c*, *d*) градиентов давления в плоскостях $z/\delta-t$ (*a*, *c*) и $y/\delta-t$ (*b*, *d*).

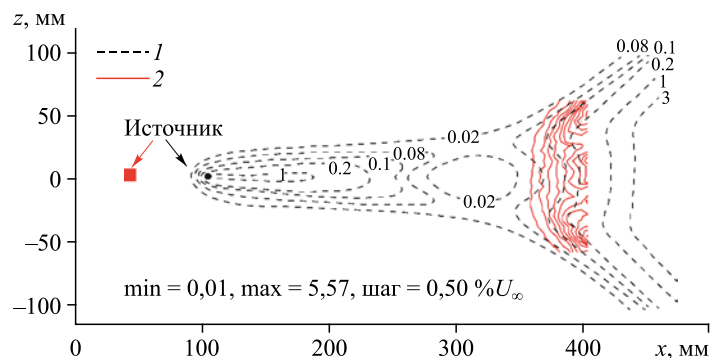


Рис. 11. Контуры пульсаций скорости волновых пакетов в пограничном слое, измеренные в экспериментах (Kozlov, 1984) (1) и (Чернорай и др., 2001) (2).

становятся несимметричными. Как и в двумерном пограничном слое, пространственное усиление пакетов может приводить к их трансформации в турбулентные пятна и последующему переходу течения в турбулентное состояние.

Пространственно-временное развитие возмущений, генерируемых в пограничном слое скользящего крыла периодическим во времени импульсным вдувом/отсосом воздуха через поперечную щель ограниченной длины в поверхности модели, было исследовано согласно экспериментальной схеме, изображенной на рис. 12, при скорости набегающего потока $U_\infty = 7$ м/с (Горев и др., 2007). Полученные данные приведены на рис. 13 и 14; в используемой здесь системе координат (X, Y, Z) ее начало находится в центре щели.

При больших градиентах скорости на фронтах продольного возмущения наблюдается быстрое усиление волновых пакетов высокочастотных пульсаций. Перед фронтом продольного возмущения появляются квазидвумерные колебания, область распространения которых вытянута вдоль передней кромки крыла (рис. 13а и 14а). Далее в волновых пакетах выделяются участки течения, которые можно определить как «ядро» и «след» (рис. 13б и 14б). Возрастание интенсивности ядра приводит к формированию трехмерных вихревых образований, характерных для нелинейной стадии перехода к турбулентности в пограничном слое, и известных как «Λ-образные структуры». На рис. 13с Λ-структура отчетливо видна вблизи переднего фронта продольного локализованного возмущения,

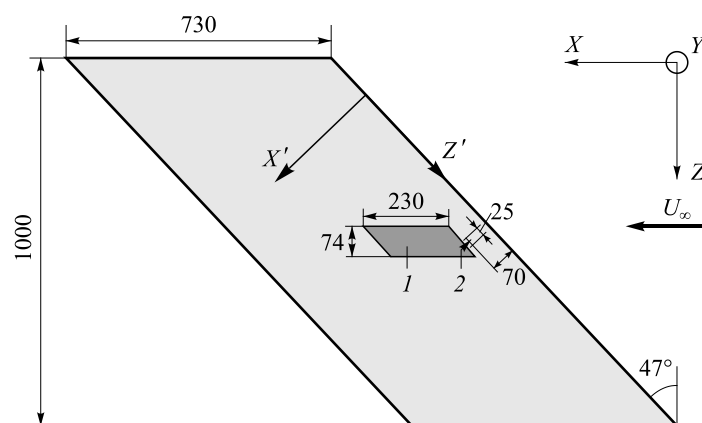


Рис. 12. Схема эксперимента.

1 — область измерений, 2 — источник локализованных возмущений течения (поперечная щель в поверхности экспериментальной модели); размеры приведены в миллиметрах.

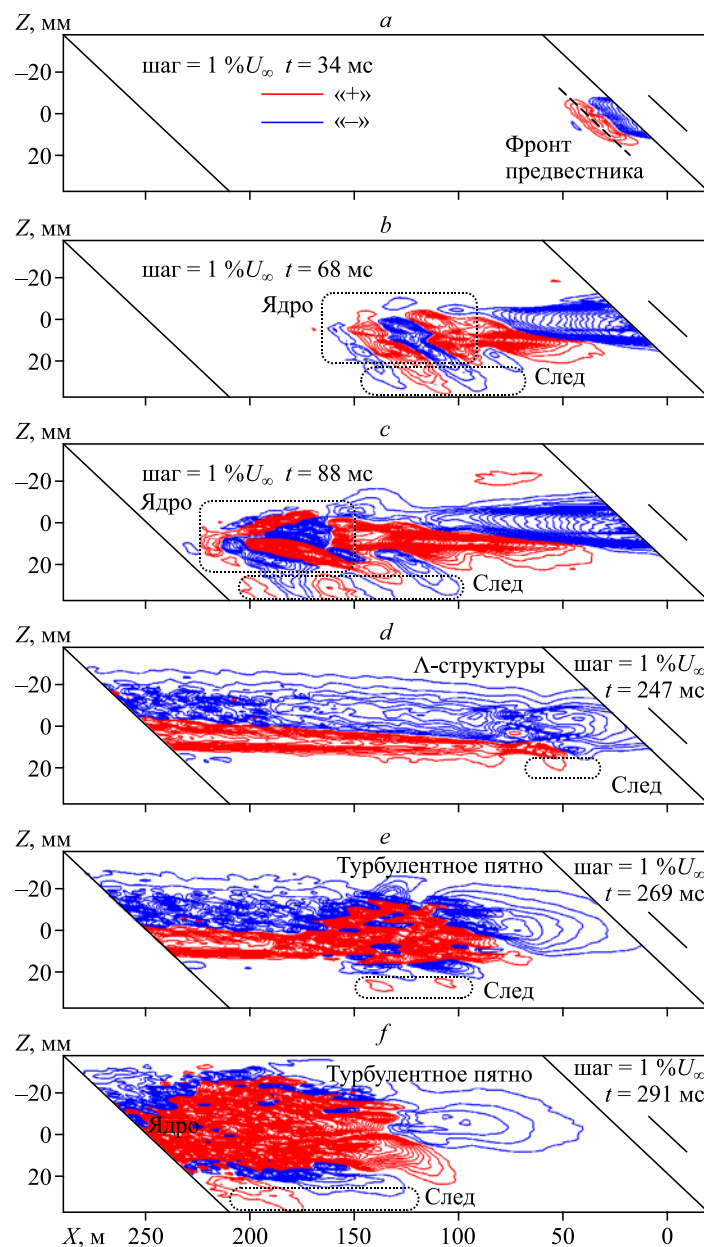


Рис. 13. Контуры пульсаций продольной компоненты скорости в различные моменты времени при генерации полосчатой структуры и волновых пакетов на ее переднем (a–c) и заднем (d–f) фронтах импульсным вдувом воздуха в пристенное течение.

порожденного импульсным вдувом воздуха в пограничный слой. Ниже по потоку ядро, сформированное Λ -структурами возмущений, трансформируется в турбулентное пятно (рис. 13e и 13f). Отметим, что в то время как волновой пакет вблизи переднего фронта продольного возмущения распространяется по невозмущенному течению, развитие колебаний на заднем фронте происходит в пограничном слое, поле скорости в котором модулировано периодическим импульсным воздействием. В этом случае развитие волновых пакетов существенно зависит от способа генерации продольных возмущений: вдува или отсоса воздуха в пристенной зоне течения (рис. 13d–13f и рис. 14d–14f).

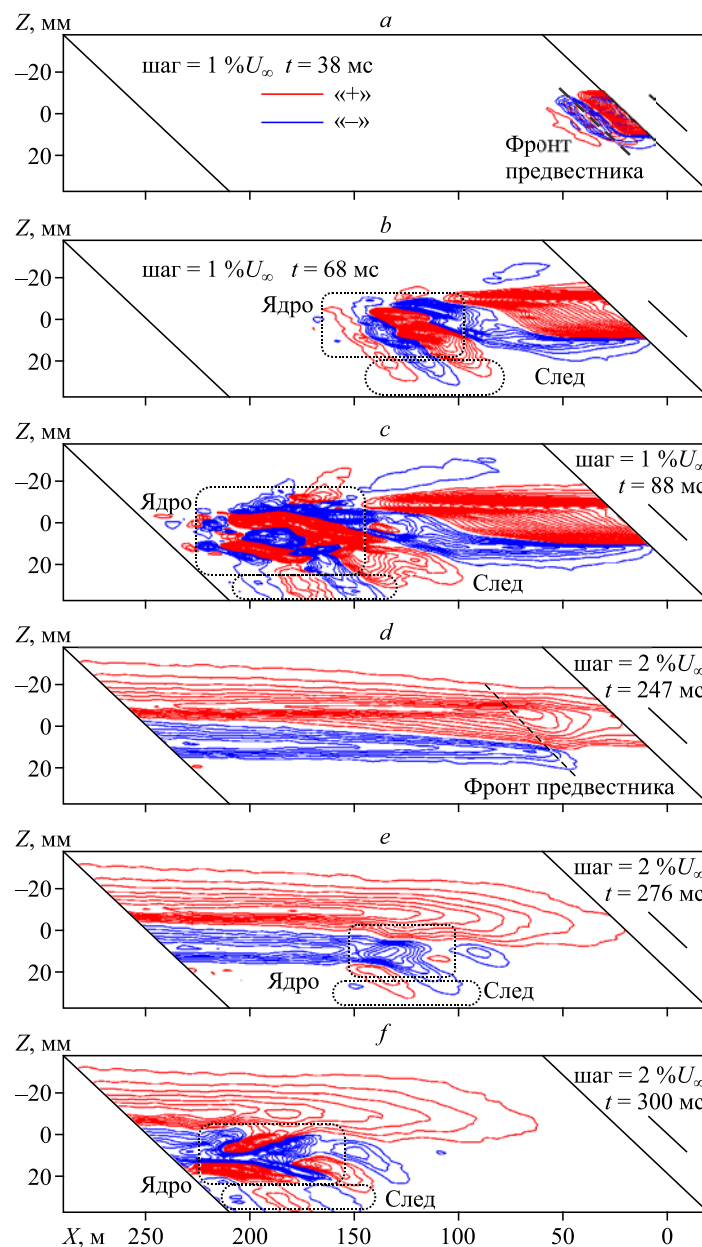


Рис. 14. Контуры пульсаций продольной компоненты скорости в различные моменты времени при генерации полосчатой структуры и волновых пакетов на ее переднем (a – c) и заднем (d – f) фронтах импульсным отсосом пограничного слоя.

Аналогично результатам исследований продольных локализованных возмущений и сопутствующих высокочастотных колебаний двумерного пограничного слоя (Альфредссон и др., 2001; Katasonov et al., 2005) экспериментальные данные, полученные в трехмерном пограничном слое на модели скользящего крыла, показали, что сглаживание фронтов продольных структур задерживает нарастание волновых пакетов и последующий переход течения в турбулентное состояние.

Следует отметить, что локальное воздействие на пограничный слой скользящего крыла импульсным отклонением участка поверхности (эластичной мембраны) приводит к такому же результату — образованию в пограничном слое затухающих продольных локализованных структур и нарастающих по амплитуде вниз по потоку волновых пакетов (Павленко и др., 2018).

В работе (Горев и др., 2009) исследовалось влияние повышенной степени турбулентности на эволюцию локализованных в пространстве возмущений. Было показано, что волновые пакеты — предвестники фронтов локализованных возмущений — могут существовать и приводить к образованию турбулентности в градиентном течении при повышенной степени турбулентности набегающего потока. Однако рост амплитуды предвестников с большой амплитудой (на нелинейной стадии их развития) в условиях повышенной степени турбулентности начинается раньше, чем при низкой степени турбулентности набегающего потока.

Управление переходом к турбулентности генерацией локализованных возмущений пограничного слоя

Наряду с применением традиционных методов управления переходом к турбулентности в пограничном слое для задержки его турбулизации могут быть использованы контролируемые внешние воздействия, которые способствуют подавлению рассмотренных выше продольных локализованных возмущений течения и сопутствующих им волновых явлений. Такой подход для управления течением возможен при использовании микроэлектромеханических систем (МЭМС) — технологий, которые при современном уровне развития технологий миниатюризации датчиков, актюаторов и вычислительных систем возможно применить в первую очередь на БПЛА. Следует отметить, что полеты малоразмерных БПЛА осуществляются на относительно небольших высотах, где зачастую атмосфера бывает сильно возмущена, и, таким образом, на этом участке полет может выполняться в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока. Как отмечалось ранее, при повышенной степени турбулентности пограничный слой модулируется локализованными полосчатыми структурами, на которые возможно оказывать выборочное воздействие для управления ламинарно-турбулентным переходом с помощью МЭМС. В экспериментах (Альфредссон и др., 2001) актюатором выступал вдув/отсос воздуха через щель ограниченной длины и миниатюрные отверстия на поверхности продольно обтекаемой пластины. Исследования проводились в условиях, когда продольные структуры пограничного слоя возникали естественным образом под действием повышенного уровня турбулентности внешнего потока и при их моделировании вдувом/отсосом воздуха через короткую щель вблизи передней кромки экспериментальной модели.

Подавление продольных структур и турбулентных пятен, зарождающихся в пограничном слое при повышенной степени турбулентности потока ($Tu = 1,5 \%U_\infty$), постоянным во времени отсосом течения (коэффициент отсоса $C_s = \rho_s U_s / \rho_\infty U_\infty = 0,07$, где U_s — скорость отсасываемого газа) через поперечную щель в поверхности пластины демонстрирует рис. 15. В данном примере протяженность щели, расположенной на начальном участке течения, на порядок величины меньше поперечного размера экспериментальной модели. Всплески сигнала термоанемометра (пики на рисунке) — признак генерации пульсациями внешнего потока продольных структур и турбулентных пятен (рис. 15a),

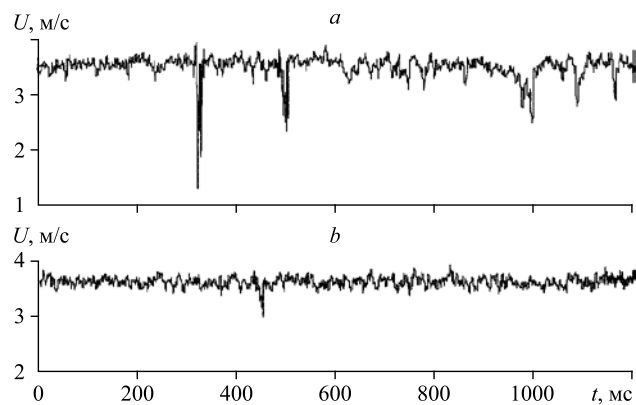


Рис. 15. Осциллограммы сигнала датчика термоанемометра при повышенной степени турбулентности набегающего потока без отсоса пограничного слоя (а) и с отсосом через поперечную щель (b).

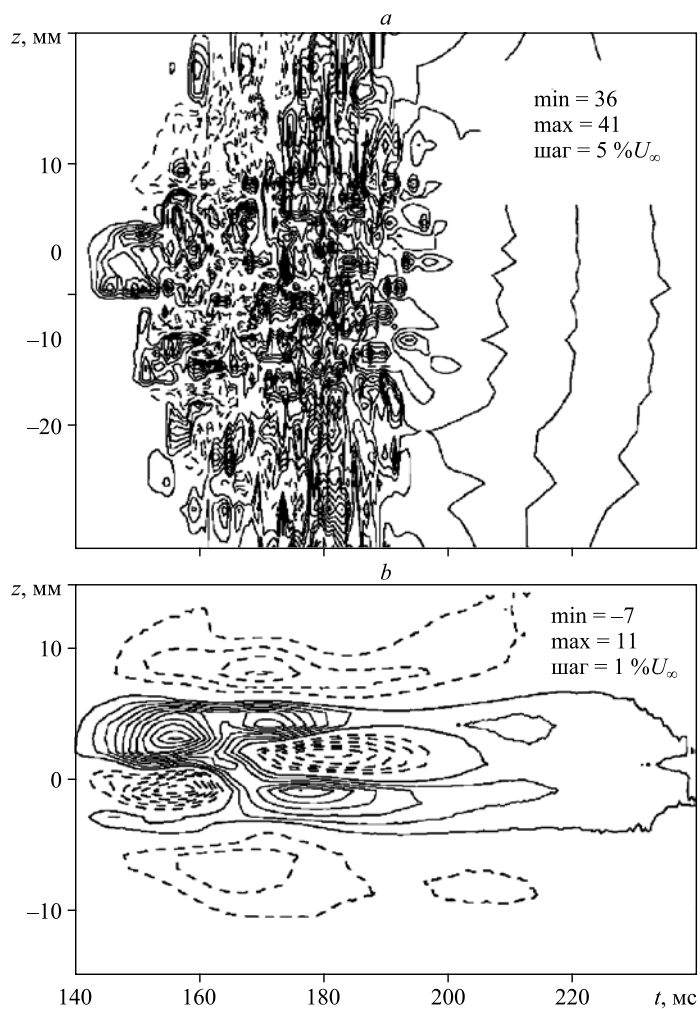


Рис. 16. Контуры пульсаций скорости в плоскости $z - t$.
а — турбулентное пятно, b — затухающая в направлении потока продольная структура при постоянном во времени отсосе пограничного слоя.

которые исчезают при отсосе пограничного слоя (рис. 15b). Аналогичный результат был получен при искусственном возбуждении продольных локализованных возмущений течения Блазиуса на плоской пластине точечным вдувом/отсосом воздуха (Альфредссон и др., 2001). В отсутствие управления течением продольная структура с высокочастотными колебаниями на ее фронтах трансформировалась в турбулентное пятно, тогда как при отсосе потока через поперечную щель в поверхности модели локализованное возмущение пограничного слоя сохранялось, но турбулентное пятно не возникало (рис. 16). В данном случае протяженность щели для отсоса была сопоставима с поперечным размером генерируемой продольной структуры. Здесь же (Альфредссон и др., 2001) было определено оптимальное расположение отверстия в поверхности модели относительно локализованного возмущения пограничного слоя при отсосе последнего для управления его характеристиками. Стабилизация продольной структуры достигалась в том случае, когда постоянный во времени отсос осуществлялся в ее центральном сечении. Заметим, что вдув воздуха в этих же условиях приводил к противоположному эффекту: превращению локализованного возмущения пограничного слоя в турбулентное пятно.

В работе (Альфредссон и др., 2001) было показано, что наряду с постоянным во времени воздействием на пристенное течение для управления развитием его локализованных возмущений может быть использован импульсный отсос/вдув газа, синхронизированный с распространением продольных локализованных структур в пограничном слое. В этой работе была определена оптимальная длительность вдува/отсоса для управления течением. Наиболее благоприятный эффект импульсного воздействия на возмущенный продольными локализованными структурами пограничный слой достигался в том случае, когда вдув/отсос воздуха в пристенную зону течения осуществлялся перед фронтом таких возмущений.

Заключение

Результаты экспериментальных исследований, подытоженные в настоящей работе, дают представление о свойствах локализованных возмущений пограничного слоя и сопутствующих эффектах неустойчивости ламинарного течения при внешнем обтекании тел низкоскоростным воздушным потоком. Генерация неоднородностей течения пульсациями внешнего потока, вибрациями ограниченных участков обтекаемой поверхности, компактными устройствами управления течением сопровождается нарастанием волновых пакетов колебаний на фронтах продольных локализованных возмущений пограничного слоя, которые определяют его переход в турбулентное состояние. Возникновение и усиление высокочастотных возмущений, очевидно, неблагоприятны для сохранения ламинарного режима обтекания тела. Возможный предмет дальнейших исследований — разработка методов подавления высокочастотных пульсаций, сопутствующих развитию продольных локализованных возмущений пограничного слоя.

Список литературы

- Аблаев А.Р., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Катасонов М.М., Козлов В.В. 2001. Экспериментальное исследование полосчатых структур в отрывном течении // Теплофизика и аэромеханика. Т. 8, № 2. С. 335–343.
- Альфредссон П.Х., Катасонов М.М., Козлов В.В. 2001. Генерация и развитие «пассивных» возмущений в пограничном слое Блазиуса // Теплофизика и аэромеханика. Т. 8, № 3. С. 337–344.
- Гилев В.М., Козлов В.В. 1983. Возбуждение волн Толлмина–Шлихтинга в пограничном слое на вибраторе. Новосибирск. Препринт ИТПМ АН СССР. № 19–83.
- Горев В.Н., Катасонов М.М. 2004. Возникновение и развитие предвестников на фронтах продольных структур в пограничном слое прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. Т. 11, № 3. С. 403–415.

- Горев В.Н., Катаонов М.М., Козлов В.В.** 2007. Волновые предвестники продольных структур в пограничном слое скользящего крыла // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. № 5. С. 61–68.
- Горев В.Н., Катаонов М.М., Козлов В.В.** 2008. Особенности нестационарных процессов в области фронтов продольных структур в пограничном слое прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. Т. 15, № 3. С. 441–451.
- Горев В.Н., Катаонов М.М., Козлов В.В., Мотырев П.А.** 2009. Экспериментальное исследование предвестников локализованных возмущений пограничного слоя при повышенной степени турбулентности // Теплофизика и аэромеханика. Т. 16, № 4. С. 573–582.
- Грек Г.Р., Катаонов М.М., Козлов В.В.** 2008. Моделирование полосчатых структур и возникновение турбулентного пятна в пограничном слое крыла при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Теплофизика и аэромеханика. Т. 15, № 4. С. 585–598.
- Катаонов М.М., Павленко А.М., Козлов В.В.** 2018. Исследование импульсного воздействия мембраны на пограничный слой прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. Т. 25, № 6. С. 833–839.
- Катаонов М.М., Козлов В.В., Никитин Н.В., Павленко А.М.** 2019. Возникновение и развитие локализованных возмущений в круглой трубе и пограничном слое: учеб. пособие. 3-е изд., испр. Новосибирск: ИПЦ НГУ. 246 с.
- Павленко А.М., Катаонов М.М., Козлов В.В.** 2018. Экспериментальное исследование импульсного воздействия мембраны на пограничный слой скользящего крыла // Сибирский физический журнал. Т. 13, № 3. С. 7–15.
- Тумин А.М., Федоров А.В.** 1983. Возбуждение волн неустойчивости в пограничном слое на вибрирующей поверхности // Прикл. механика и техн. физика. № 3. С. 72–79.
- Чернорай В.Г., Грек Г.Р., Катаонов М.М., Козлов В.В.** 2000. Генерация локализованных возмущений вибрирующей поверхностью // Теплофизика и аэромеханика. Т. 7, № 3. С. 339–351.
- Чернорай В.Г., Спиридонов А.Н., Катаонов М.М., Козлов В.В.** 2001. Генерация возмущений локализованным вибратором в пограничном слое прямого крыла // Прикл. механика и техн. физика. Т. 42, № 5. С. 37–45.
- Чернорай В.Г., Литвиненко М.В., Литвиненко Ю.А., Козлов В.В., Чередниченко Е.Е.** 2007. Продольные структуры в ближнем поле плоской пристенной струи // Теплофизика и аэромеханика. Т. 14, № 4. С. 545–553.
- Bakchinov A.A., Westin K.J.A., Kozlov V.V., Alfredsson P.H.** 1998. Experiments on localized disturbances in a flat plate boundary layer. Part 2. Interaction between localized disturbances and TS-waves // Eur. J. Mech. B/Fluids. Vol. 17, No. 6. P. 847–873.
- Bech K.H., Henkes R.A.W.M., Henningson D.S.** 1998. Linear and nonlinear development of localized disturbances in zero and adverse pressure gradient boundary-layers // Phys. Fluids. Vol. 10, No. 6. P. 115–131.
- Boiko A.V., Dovgal A.V., Grek G.R., Kozlov V.V.** 2012. Physics of transitional shear flows: instability and laminar-turbulent transition in incompressible near-wall shear layers. Dordrecht: Springer. 273 p.
- Casper K.M., Beresh S.J., Schneider S.P.** 2014. Pressure fluctuations beneath instability wavepackets and turbulent spots in a hypersonic boundary layer // J. Fluid Mech. Vol. 756. P. 1058–1091.
- Grek H.R., Kozlov V.V., Ramazanov M.P.** 1984. Three types of disturbances from the point source in the boundary layer // Laminar-Turbulent Transition / Ed. V.V. Kozlov. Berlin: Springer-Verlag. P. 267–272.
- Katasonov M.M., Park S.H., Sung H.J., Kozlov V.V.** 2005. Instability of streaky structure in a Blasius boundary layer // Exp. Fluids. Vol. 38, No. 3. P. 363–371.
- Kozlov V.V.** 1984. Interrelation of the flow separation and stability // Laminar-turbulent transition, IUTAM Symp. Novosibirsk: Springer-Verlag. P. 349–366.
- Landahl M.T.** 1980. A note on an algebraic instability of inviscid parallel shear flows // J. Fluid Mech. Vol. 98. P. 243–251.
- Mayer C.S.J., Laible A.C., Fasel H.F.** 2011. Numerical investigation of wave packets in a mach 3.5 cone boundary layer // AIAA J. Vol. 49. P. 67–86.
- Reshotko E.** 2001. Transient growth: a factor in bypass transition // Phys. Fluids. Vol. 13, No. 5. P. 1067–1075.
- Schlatter P., Brandt L., de Lange H.C., Henningson D.S.** 2008. On streak breakdown in bypass transition // Phys. Fluids. Vol. 20. P. 101505-1–101505-15.
- Schlichting H., Gersten K.** 2017. Boundary-layer theory. Berlin: Springer, Heidelberg. 805 p.
- Schmid P.J., Henningson D.S.** 2001. Stability and transition in shear flows. N. Y.: Springer. 556 p.
- Sivasubramanian J., Fasel H.F.** 2014. Numerical investigation of the development of three-dimensional wavepackets in a sharp cone boundary layer at Mach 6 // J. Fluid Mech. Vol. 756. P. 600–649.
- Westin K.J.A., Bakcinov A.A., Kozlov V.V., Alfredsson P.H.** 1998. Experiments on localized disturbances in a flat plate boundary layer. Part 1. The receptivity and evolution of a localized free stream disturbance // Europ. J. Mech. B. Fluids. Vol. 17, No. 6. P. 823–846.
- Yatskikh A.A., Ermolaev Yu.G., Kosinov A.D., Semionov N.V.** 2017. Hot-wire visualization of the evolution of localized wave packets in a supersonic flat-plate boundary layer // J. Visualization. Vol. 20, No. 3. P. 549–557.

*Статья поступила в редакцию 30 марта 2022 г.,
после доработки — 26 апреля 2022 г.,
принята к публикации 17 июня 2022 г.*