

УДК 532.526

Особенности взаимодействия генерируемых в набегающем потоке возмущений с передней кромкой прямого крыла*

М.М. Катасонов¹, В.В. Козлов¹, Д.С. Сбоев², А.М. Сорокин¹

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

*²Центральный аэрогидродинамический институт
им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская область*

E-mail: mikhail@itam.nsc.ru

В модельном эксперименте исследован процесс взаимодействия внешнего искусственного возмущения с передней кромкой модели прямого крыла. Получены характеристики и особенности развития возмущений пограничного слоя, генерируемых в результате взаимодействия внешних возмущений и затупленной передней кромки модели крыла. Исследования выполнены в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе с использованием термоанемометрического метода регистрации возмущений. Показано, что генерируемые в набегающем потоке локализованные возмущения порождают в пограничном слое прямого крыла продольные полосчатые структуры. На границах (фронтах) продольных структур возникают высокочастотные волновые пакеты-предвестники. Исследована динамика развития волновых пакетов и локализованных продольных структур в пограничном слое над профилем крыла в градиентном течении.

Ключевые слова: пограничный слой, полосчатые структуры, волновой пакет, ламинарно-турбулентный переход.

Введение

Как известно, при повышенной степени турбулентности внешнего потока ламинарно-турбулентный переход в пограничном слое протекает через стадии образования и развития низкочастотных локализованных возмущений (полосчатых структур, streaky structures), появления в пограничном слое высокочастотных колебаний, зарождения и последующего слияния турбулентных пятен [1–3]. Локализованные возмущения возникают в пограничном слое при воздействии на пограничный слой вихревых возмущений из внешнего потока, в результате чего в нем образуются ориентированные вдоль потока структуры, состоящие из областей с превышением и дефектом продольной компоненты скорости. В некоторых достаточно простых случаях образование полосчатых структур может быть описано, например, теорией алгебраической неустойчивости.

* Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 23-29-00670).

В то же время для многих имеющих практическую важность течений информации о возникновении и развитии полосчатых структур явно недостаточно. К этим случаям относится обтекание тел с затупленной передней кромкой. Ранее вопрос возникновения полосчатых структур на таких телах был рассмотрен в модельных экспериментах [4].

Важной проблемой при описании ламинарно-турбулентного перехода в условиях повышенной внешней турбулентности является вопрос о зарождении турбулентных пятен в процессе взаимодействия полосчатых структур и высокочастотных возмущений. Продольные локализованные возмущения создают условия для развития ряда неустойчивостей: вторичная неустойчивость, проявляющаяся в областях с большим локальным градиентом скорости в трансверсальном направлении по отношению к основному потоку; неустойчивость, связанная с образованием предвестников вблизи переднего и заднего фронта локализованного возмущения, которые далее трансформируются в турбулентные пятна (*incipient spots*), в результате чего течение в пограничном слое переходит из ламинарного состояния в турбулентное [1, 2]. В настоящее время существуют два основных взгляда на эти явления. В соответствии с первым, в силу дисперсионных свойств пограничного слоя возможно возникновение волновых пакетов, схожих по своим свойствам с собственными возмущениями пограничного слоя (волнами Толлмина – Шлихтинга). Эти волновые пакеты проявляются в области фронтов локализованных продольных возмущений [5, 6]. Такие возмущения сравнительно высокой частоты могут вступать во взаимодействия с полосчатыми структурами. Важно отметить, что в подобном сценарии зарождение турбулентных пятен происходит в глубине пограничного слоя. Существует достаточно большой объем экспериментальных данных, свидетельствующих в пользу такого сценария [1, 2, 5–7].

Альтернативный сценарий начала перехода в пограничном слое с развивающимися в нем под воздействием внешней турбулентности полосчатыми структурами был предложен в работах по прямому численному моделированию [8–10]. В этом сценарии предполагается, что взаимодействия между низкочастотными полосчатыми структурами и высокочастотными возмущениями начинаются в верхней части пограничного слоя. Там же начинается и стохастизация течения в пограничном слое, которая далее распространяется вниз к стенке, в результате чего формируется турбулентное пятно. Второй сценарий кардинально отличается от первого, однако специально проведенные эксперименты в естественных условиях [11] не позволили однозначно подтвердить его реальность.

Еще одной актуальной проблемой является роль передней кромки в процессе перехода. В ряде работ, посвященных прямому численному моделированию этого явления, например [9, 10], передняя кромка исключается из рассмотрения. Между тем в экспериментах [4] было показано, что геометрия передней кромки существенно влияет на параметры полосчатых структур.

В последнее время исследователями-экспериментаторами широко применяется метод моделирования возмущений. Он заключается в том, что в исследуемую область, в данном случае — пограничный слой, искусственно вводят с определенной периодичностью возмущения с заданными, легко воспроизводимыми свойствами, в нашем случае это локализованные возмущения, близкие тем, что наблюдаются в «естественных» или неконтролируемых условиях. При этом исследователю становится доступна количественная информация об эволюции конкретного моделируемого возмущения.

В представленной работе изучается процесс взаимодействия внешних искусственных возмущений с пограничным слоем на модели прямого крыла. Основное отличие настоящих исследований от проводимых ранее [4–6, 12] заключается в способе генерации этих возмущений. Если ранее использовались либо источники, генерирующие импульсное

возмущение короткой длительности во внешнем потоке [4, 12], либо источники, расположенные на поверхности модели [1, 5, 13], то в данном случае расположенный в набегающем потоке источник генерировал внешнее возмущение регулируемой амплитуды и пространственной протяженности. При этом искусственные возмущения проникали и взаимодействовали с пограничным слоем так же, как «естественные», неконтролируемые возмущения [4, 6, 12]. Особое внимание уделяется изучению взаимодействия возмущений набегающего потока и пограничного слоя модели.

1. Методика эксперимента

Исследования проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе МТ-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН с поперечным сечением рабочей части 200×200 мм и длиной 800 мм. Скорость набегающего потока $U_\infty = 3,2$ м/с, степень турбулентности потока не превышала 0,18 % от U_∞ . В качестве модели использован профиль прямого крыла размахом 200 мм и с хордой $C = 290$ мм (рис. 1). Модель устанавливалась горизонтально в рабочей части трубы, с нулевым углом атаки ($\alpha = 0^\circ$). Искусственные возмущения генерировались методом вдува воздуха через трубку, расположенную перед носиком крылового профиля на оси симметрии модели и ориентированную под 30° к направлению потока. Внешний диаметр трубки составлял 2,5 мм, внутренний — 2 мм. Центр среза трубки располагался на 2,5 мм выше по потоку от носика профиля. Вертикальное положение трубки относительно профиля подбиралось таким образом, чтобы след от трубки не проникал в пограничный слой над крылом, где проводились измерения. Вдув производился циклически с частотой 0,5 Гц, избыточное давление в трубке создавалось компрессором. Длительность вдува составляла 200 мс и задавалась быстродействующим электромагнитным клапаном, открытие которого было синхронизовано с системой записи сигнала. Измерения проводились однониточным датчиком термоанемометра постоянной температуры. Измерялись средняя U и пульсационная u компоненты продольной составляющей скорости. Диаметр нити датчика составлял 6 мкм, длина — около 1 мм. Начало координат отсчитывалось от носика крыла. Ось X направлена вдоль потока, ось Z — вдоль размаха крыла, ось Y с началом отсчета на поверхности крыла перпендикулярна осям X и Z . Координатное устройство позволяло позиционировать датчик по координате X с точностью 0,5 мм, Z — 0,5 мм, Y — 0,005 мм. Данные представляли собой набор осциллограмм длительностью 0,5 с в координатах «амплитуда – время» ($A - t$) для различных точек пространства (X, Y, Z) внутри пограничного слоя. Скорость набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы измерялась насадком Пито – Прандтля, соединенным с наклонным

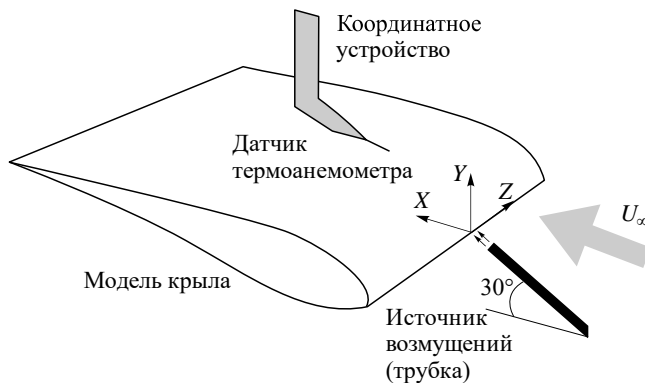


Рис. 1. Схема эксперимента.

жидкостным микроанометром. Датчик термоанометра тарировался в свободном потоке напротив трубки Пито–Прандтля при скоростях потока 0,8–10 м/с так, чтобы погрешность в определении средней скорости была не более 1–2 %. Процесс тарировки и применяемое экспериментальное оборудование подробно описаны в работе [13].

Осциллограммы сигнала с моста термоанометра через аналогово-цифровой преобразователь поступали в компьютер, усреднялись по ансамблю реализаций для улучшения соотношения сигнал/шум, что позволяло выделить полезный сигнал из недетерминированных шумов и повысить точность измерений. Количество единичных реализаций, по которым выполнялось осреднение, варьировалось от 10 до 40 в зависимости от уровня выделяемого сигнала и шума. Измерения процесса развития возмущений по трансверсальной координате Z выполнялись в области максимума их интенсивности, что примерно соответствует середине толщины пограничного слоя.

Обработка результатов измерений, связанная с фильтрацией сигнала и выделением высокочастотной составляющей, производилась с применением прямого и обратного преобразования Фурье в диапазоне частот 20–120 Гц.

2. Результаты измерений

2.1. Среднее течение

На рис. 2 представлена зависимость средней скорости потока в рабочей части от продольной координаты X (вдоль хорды крыла). Измерения проведены над верхней поверхностью модели вне пограничного слоя вблизи его верхней границы. В области $0 < X/C < 0,35$ поток ускоряется, что говорит о наличии благоприятного градиента давления. Далее ($0,35 < X/C < 1$) находится область, где поток над крылом тормозится, соответствующая области течения с неблагоприятным градиентом давления. Как правило, при малых дозвуковых скоростях потока на крыле в области замедления потока присутствует отрывная область, выраженная либо отрывным пузырем, либо срывом потока. Место, где присутствует заметный отрыв, можно определить по характерному изменению скорости на графике рис. 2. В этом случае отрыв пограничного слоя становится заметен при $X/C > 0,8$, т.е. там, где плавное снижение скорости потока заканчивается и в ее распределении образуется характерная полка.

Положение ламинарно-турбулентного перехода на крыле в большинстве случаев связано с местом отрыва пограничного слоя. Известно, что при отрыве резко увеличивается скорость нарастания возмущений, приводящих к ламинарно-турбулентному переходу. Классический пример таких возмущений — это волны Толлмина–Шлихтинга [6]. Для более подробного определения положения отрыва потока и оценки устойчивости пограничного слоя следует проанализировать форму профилей средней скорости внутри пограничного слоя.

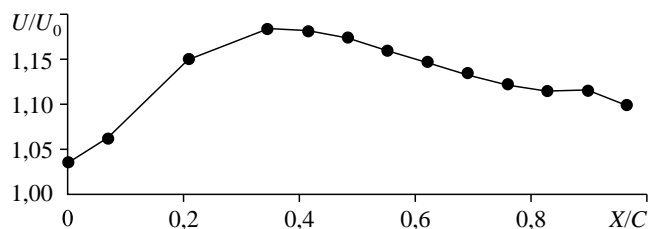


Рис. 2. Распределение средней скорости потока вдоль хорды крыла вне пограничного слоя.

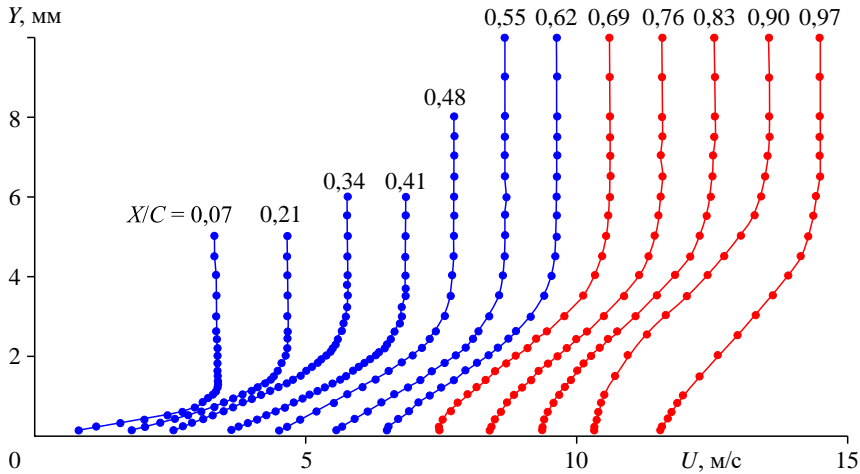


Рис. 3. Распределение средней скорости внутри пограничного слоя по координате Y для различных координат X при $Z = 0$ мм.

Профили средней скорости внутри пограничного слоя, соответствующие невозмущенному течению (т.е. без введения контролируемых возмущений), представлены на рис. 3 (синим цветом обозначено присоединенное течение, красным — отрыв потока). До координаты $X/C = 0,41$ профили скорости пограничного слоя наполнены, течение устойчиво к собственным возмущениям. Здесь скорость потока вблизи крыла увеличивается или максимальна (см. рис. 2). Далее, при $X/C = 0,48–0,62$ за счет торможения потока происходит искривление профилей скорости, они становятся менее наполненными, а при $X/C = 0,62$ формируется перегибный профиль, характеристики устойчивости течения здесь изменяются, поскольку такой профиль неустойчив уже в невязком смысле. При $X/C = 0,69–0,97$ профили скорости демонстрируют отрыв потока и резкое нарастание толщины пограничного слоя. Начало отрыва потока, определенное по профилям средней скорости внутри пограничного слоя (см. рис. 3), оказалось ближе к передней кромке на 50 мм ($\Delta X/C = 0,18$), чем определенное из распределения скорости над крылом вне пограничного слоя (см. рис. 2).

2.2. Контролируемые внешние возмущения

Перейдем к исследованию струи, истекающей из трубки в движущийся поток. В измерениях за трубкой перед моделью начало координаты Y расположено напротив точки растекания на передней кромке модели. Положение источника (трубки) относительно передней кромки модели выбиралось таким образом, чтобы струя из трубки располагалась выше точки растекания и попадала в пограничный слой на верхней части модели крыла, где проводились измерения. Параметры струи (скорость истечения, длительность) подбирались из следующих соображений. Выбирался режим, при котором, во-первых, нестационарная струя генерирует продольное локализованное возмущение в пограничном слое, а не турбулентное пятно, образующееся при гораздо большей скорости истечения. Во-вторых, режим работы источника подбирался таким, чтобы в пограничном слое на крыле вблизи переднего/заднего фронта продольного локализованного возмущения образовывался волновой пакет (предвестник) [5]. Возникновение волнового пакета, как показано в работе [5], связано с величиной градиента скорости $\Delta u/\Delta t$ в области переднего и заднего фронта продольного локализованного возмущения.

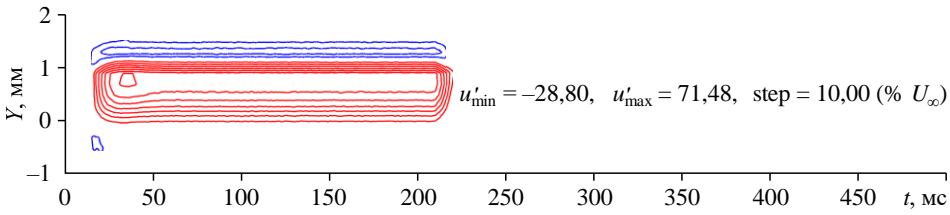


Рис. 4. Изолинии пульсаций скорости в плоскости $Y-t$ локализованного возмущения перед моделью при $X/C = -0,003$.

В настоящем эксперименте необходимый для возникновения волнового пакета градиент скорости по времени подбирался изменением объема демпфера, установленного между клапаном и трубкой (см. рис. 1). Длительность нестационарной струи подбиралась так, чтобы, с одной стороны, все эффекты нестационарного взаимодействия струи и пограничного слоя были разделены по времени и не влияли друг на друга, а с другой — помещались во временной интервал $0 < t < 0,5$ с. Временной интервал $0 < t < 0,5$ с, по мнению авторов, был оптимальным и обеспечивал требуемое время для демонстрации рассматриваемого явления в пограничном слое модели при данной скорости набегающего потока U_∞ . Следует отметить, что описываемые явления существуют в широком диапазоне скоростей набегающего потока. Выбор авторами скорости потока $U_\infty = 3,2$ м/с диктовался прежде всего соображениями обеспечения наилучшей пространственной разрешимости протекающих процессов, в том числе возможностью увеличить толщину пограничного слоя вблизи передней кромки модели.

На рис. 4, 5 представлены изолинии пульсаций скорости в плоскостях $Y-t$ и $Z-Y$ соответственно. Изолинии в плоскости $Z-Y$ получены в середине нестационарного продольного возмущения при различных координатах X . Перед моделью при $X/C = -0,003$

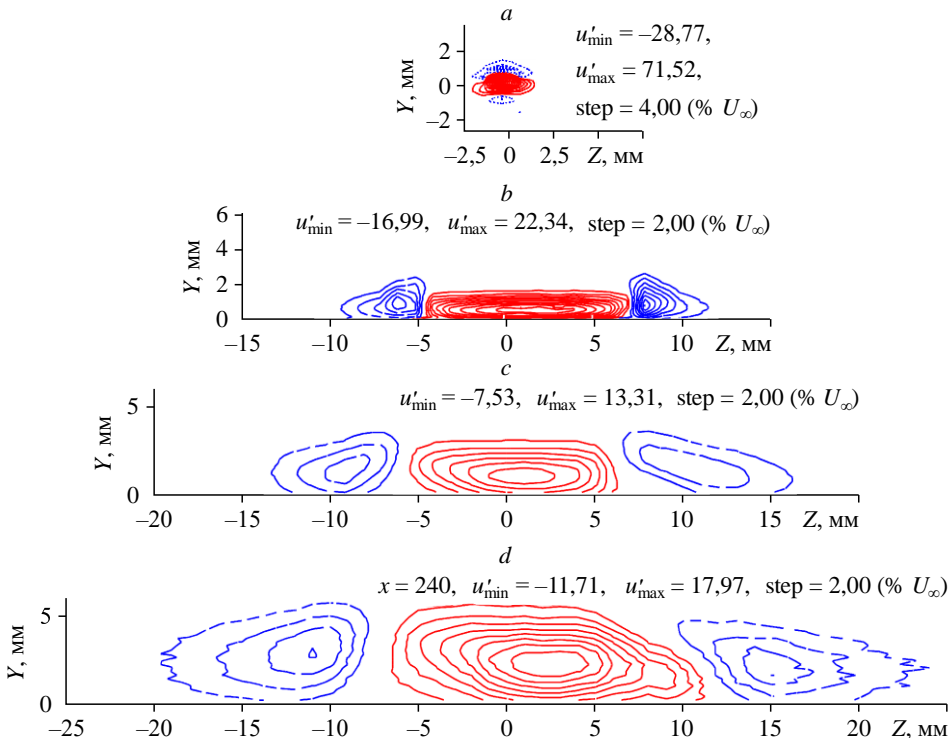


Рис. 5. Изолинии пульсаций скорости в плоскости $Y-Z$ для различных координат X . $X/C = -0,03$ (a), $0,14$ (b), $0,48$ (c), $0,82$ (d).

на рис. 4 и рис. 5а на изолиниях пульсаций скорости выделяются три области: центральная область превышения скорости относительно невозмущенного потока (красные сплошные линии) и две области выше и ниже центральной (синие пунктирные линии), в которых имеет место дефект скорости относительно невозмущенной. Максимальные мгновенные пульсации скорости находятся в центральной области (превышение скорости) и составляют $u' = 71,5\%$ от U_∞ . Вертикальный и поперечный размеры возмущения приблизительно соответствуют струе диаметром 2 мм, находящейся под углом 30° к потоку. Верхняя область дефекта скорости имеет амплитуду $u' = 28,8\%$ от U_∞ и протяженность такую же, как и область превышения скорости. Нижняя область дефекта скорости значительно менее интенсивна ($u' = 10\%$ от U_∞) и сконцентрирована в передней части возмущения.

2.3. Развитие возмущений в пограничном слое

Рассмотрим взаимодействие нестационарной струи и пограничного слоя модели. Как было показано в работах [4, 12], пограничный слой откликается на возбуждение извне возникновением в нем локализованной продольной структуры. На рис. 5а и 5б видно, что в экспериментах происходит трансформация центральной части струи, или области превышения скорости, шириной 2,7 мм в возмущение пограничного слоя шириной 12,4 мм, также выраженное областью превышения скорости. Вертикальный размер центральной области превышения скорости по сравнению с размером струи в набегающем потоке при этом не меняется и составляет около 2 мм. Верхняя часть струи (дефект скорости) внутри пограничного слоя в середине продольной структуры не наблюдается (см. рис. 5б). Видимо, эта часть возмущения уносится набегающим потоком и не участвует во взаимодействии с пограничным слоем, так же как и нижняя, находящаяся ниже точки растекания. В пограничном слое, слева и справа от области превышения скорости (см. рис. 5б), образуются характерные области дефекта скорости. При этом протяженность боковых областей дефекта по нормали к стенке существенно выше, чем центральной области превышения скорости. Это означает, что области дефекта образуются в результате перемещения жидкости вверх от стенки (эффект опрокидывания, lift-up effect).

К сожалению, с помощью термоанемометра в такой установке детально исследовать течение вблизи точки растекания на толстой передней кромке не представлялось возможным в силу тонкого пограничного слоя и необходимости применения специальных координатных устройств. Однако, опираясь на полученные экспериментальные данные в сравнении с результатами [4, 12] и на физический механизм эффекта опрокидывания, можно привести следующие соображения качественного характера по вопросу возникновения продольных структур на теле с затупленной передней кромкой.

Для генерации полосчатых структур необходим градиент продольной скорости по нормали к стенке, который в пограничном слое создается силами вязкости. Возмущения продольной компоненты скорости при этом создаются перемещениями жидких частиц по нормали к стенке при сохранении, в первом приближении, их импульса (профиль средней скорости «опрокидывается» [2]). Настоящий эксперимент отличается от [12] и случая плоской пластины в [4] затупленной передней кромкой модели (радиус больше примерно в 10 раз) и наличием значительного продольного градиента давления (профиль крыла вместо плоской пластины). Поэтому, как и в экспериментах [4], проведенных на той же самой модели крыла, здесь размеры области вязкого течения вблизи передней кромки существенно больше, чем у передней кромки пластины. Небольшие размеры области вязкого течения у передней кромки пластины приводят к тому, что

в этом случае преобразование внешних возмущений в возмущения пограничного слоя происходит хотя и вблизи передней кромки, но несколько ниже нее по потоку. Масштабы возникающих полосчатых структур в трансверсальном направлении, которые можно определить как расстояние между минимумами скорости в областях дефекта, при этом определяются местной толщиной пограничного слоя и на плоской пластине могут быть предсказаны, например, опирающейся на эффект опрокидывания теорией оптимальных возмущений (см. [2]). Результаты как модельных экспериментов [3, 4], так и многочисленных экспериментов в естественных условиях (например, [14]) показывают, что характерный масштаб полосчатых структур при возбуждении их вихрями или турбулентностью внешнего потока оказывается около двух местных толщин δ пограничного слоя. Схематически процесс на плоской пластине показан на рис. 6.

В случае толстой передней кромки внешнее возмущение взаимодействует с пограничным слоем уже вблизи линии присоединения. Предположительно этот процесс имеет много общего с известной картиной натекания струи на преграду с ее растеканием вдоль поверхности преграды. При таком растекании имеет место вытеснение в пограничном слое на линии присоединения низкоскоростного потока вблизи стенки высокоскоростной струйкой по сторонам от нее вверх от стенки, что приводит к возникновению областей дефекта скорости в продольной структуре в результате эффекта опрокидывания (см. рис. 6).

Таким образом, в случае затупленной передней кромки полосчатая структура может возникать уже непосредственно в пограничном слое на линии присоединения, а не ниже от нее по потоку, как в случае тонкой плоской пластины. Большие размеры области вязкого течения на передней кромке крыла и растекание начальной струйки приводят к тому, что масштаб полосчатой структуры при ее возникновении оказывается существенно больше, чем на плоской пластине. Поскольку полосчатые структуры при своем развитии в пограничном слое демонстрируют очень слабое расплывание по трансверсальной координате, масштабы развитых структур в пограничном слое крыла могут быть существенно больше, чем на пластине.

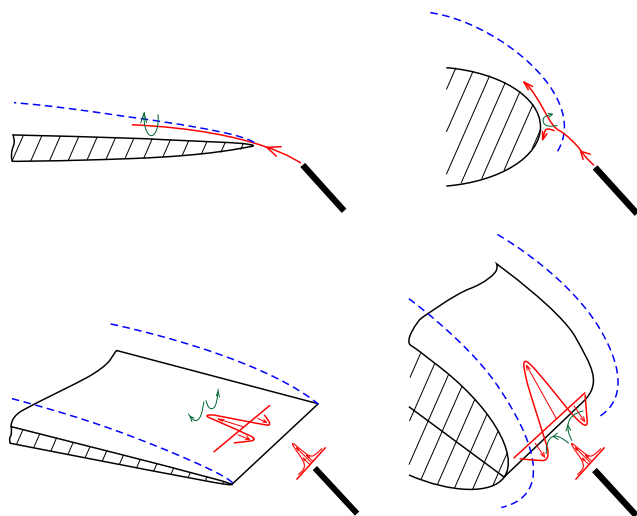


Рис. 6. Возникновение полосчатых структур на плоской пластине (слева) и крыле (справа).

Штриховыми линиями показан пограничный слой; области превышения и дефекта продольной компоненты скорости показаны условно в виде распределений мгновенных пульсаций по трансверсальной координате; зелеными линиями показаны линии тока возмущений в плоскости, нормальной к поверхности моделей.

Пространственное развитие центральной части продольной структуры внутри пограничного слоя показано на рис. 5b–5d. Ширина и высота областей дефекта и превышения скорости внутри пограничного слоя увеличивается пропорционально толщине пограничного слоя. При этом масштабы возмущений по трансверсальной координате на модели крыла действительно оказались существенно больше, чем в пограничном слое на плоской пластине. Как видно на рис. 5b, 5c, в этих экспериментах характерный масштаб возмущений по трансверсальной координате оказался порядка четырех местных толщин слоя ($\delta \approx 2,3$ мм для $X/C = 0,14$ и $\delta = 4,8$ мм для $X/C = 0,48$). Такой эффект впервые был отмечен в модельных экспериментах [4]. Результаты модельных экспериментов в настоящей работе, как ранее в [4], для масштабов возмущений по трансверсальной координате полностью подтвердились в экспериментах [15] в естественных условиях в пограничном слое на модели с толстой передней кромкой. В этих измерениях, проведенных, в том числе, специально для того, чтобы выяснить указанное обстоятельство, также было обнаружено существенное возрастание трансверсального масштаба полосчатых структур по сравнению со случаем плоской пластины с острой передней кромкой.

В области ускорения потока амплитуда продольного локализованного возмущения снижается практически в 2 раза (с 39,3 до 20,8 % от U_∞ , см. рис. 5b, 5c), затем возрастает менее чем в 1,5 раза (с 20,8 до 29,7 % от U_∞ в области торможения потока и отрыва пограничного слоя, см. рис. 5c, 5d). Полученные результаты качественно согласуются с предыдущими исследованиями [4, 7].

Пространственная картина развития генерируемых в пограничном слое возмущений представлена на рис. 7, 8 изолиниями пульсаций скорости в плоскостях $Y-t$ и $Z-t$. В области ускорения потока, при $X/C = 0,21$ и $0,24$, на рис. 7a и 7b продольное локализованное возмущение располагается целиком внутри пограничного слоя и вытягивается вдоль потока. В области верхней части возмущения вблизи переднего фронта расположена небольшая область дефекта и превышения скорости интенсивностью 7 % от U_∞ при $t = 40-50$ мс и $Y = 2-6$ мм, назовем его поперечным вихрем. Двигаясь во внешней части пограничного слоя, в слоях с большей средней скоростью, вихрь отделяется от продольного возмущения и ниже по потоку, в области торможения течения, полностью пропадает (см. рис. 7c–7f). Помимо этого, в области торможения потока (при $X/C > 0,4$) происходит образование волнового пакета, выраженное в появлении волнистой изолинии пульсаций скорости внизу переднего фронта продольной структуры. Амплитуда волнового пакета усиливается при распространении возмущения в область отрыва потока (см. 7d–7f). На заднем фронте продольного возмущения волновой пакет не возникает. На рис. 8 этот процесс представлен в плоскости $Z-t$, где приведены измерения на высоте максимума возмущения по оси Y . К концу области измерений по X первоначально практически двумерный волновой пакет на рис. 8c трансформировался в Λ -структуру (см. рис. 8e, 8f). Взрывной рост волновых пакетов в области неблагоприятного градиента давления и отрыва потока ранее описывался в [7] и согласуется с результатами настоящей работы.

Изменение профилей пульсаций скорости по нормальной координате Y в области переднего фронта продольной структуры при различных координатах X показано на рис. 9. Основной пик пульсаций скорости расположен внутри пограничного слоя. Выше границы пограничного слоя (при $X/C = 0,21$ и $0,34$) заметен максимум, создаваемый

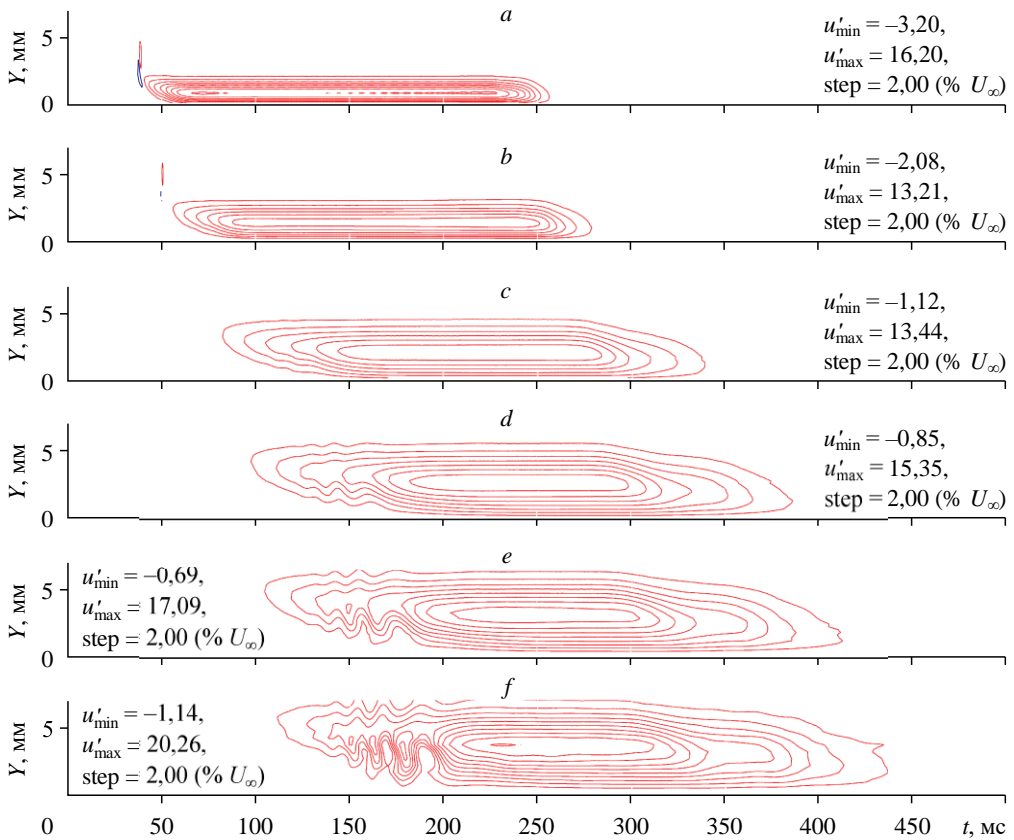


Рис. 7. Изолинии пульсаций скорости в плоскости $Y-t$ для различных координат X .

$X/C = 0,21$ (a), $0,34$ (b), $0,62$ (c), $0,76$ (d), $0,83$ (e), $0,90$ (f).

отмеченным выше поперечным вихрем у переднего фронта, который в области благоприятного градиента давления исчезает. Нижний максимум в этой области также уменьшается по амплитуде. Пульсации скорости начинают расти в области неблагоприятного градиента давления и ниже по потоку, в области отрыва потока как внутри пограничного слоя, так и в его верхней части.

Спектральный состав пульсаций скорости представлен на рис. 10. Здесь спектры дискретного преобразования Фурье получены для осциллограмм, измеренных в области максимума возмущений по оси Y вдоль оси симметрии при $Z = 0$ как внутри пограничного слоя, так и за источником возмущений перед моделью. Спектр пульсаций непосредственно за источником ($X/C = -0,003$) не содержит выделенных частот, максимальные пульсации сосредоточены в низкочастотной области вблизи $f = 0$ Гц. Внутри пограничного слоя у передней кромки ($X/C = 0,07$) пульсации также сосредоточены вблизи $f = 0$ Гц, в то же время на спектре выделяются максимумы при $f = 35, 72, 106, 144, 180, 220$ Гц, т.е. кратные частоте примерно $f = 35$ Гц. На спектрах ниже по потоку ($X/C = 0,21 - 0,62$) пульсации на частоте около $f = 35$ Гц сохраняются, а высшие гармоники пропадают. В начале области торможения потока, т.е. там, где поток теряет устойчивость в невязком смысле, выделяются пульсации на частоте около $f = 75$ Гц ($X/C = 0,69 - 0,83$). В области отрыва потока ($X/C = 0,89 - 0,97$) появляются максимумы пульсаций на частотах f от 40 до 88 Гц.

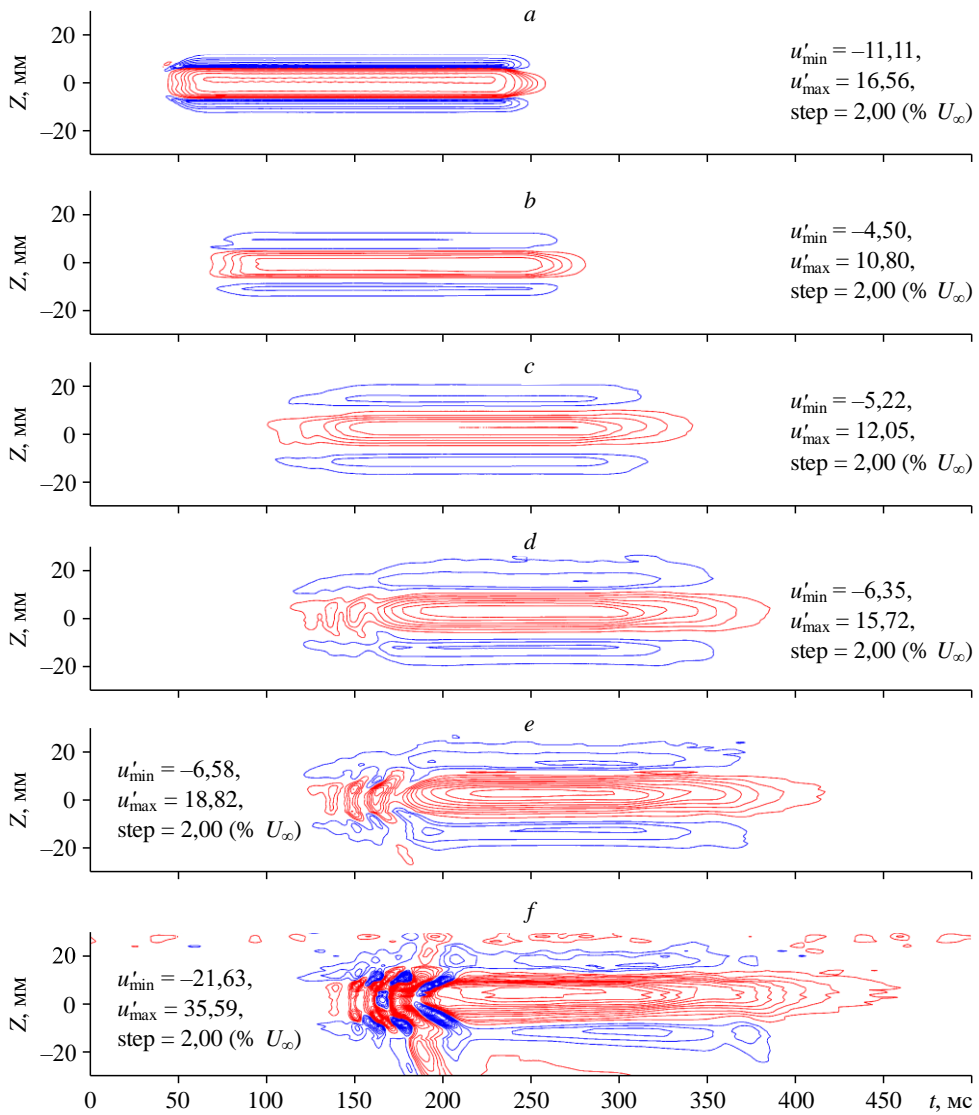


Рис. 8. Изолинии пульсаций скорости в плоскости Z - t для различных координат X , на уровне максимума по оси Y .

$X/C = 0,21$ (a), $0,34$ (b), $0,62$ (c), $0,76$ (d), $0,83$ (e), $0,90$ (f).

На рис. 11 представлены амплитуды рассмотренных выше возмущений в зависимости от координаты X , измеренные в области их максимума. Амплитуда рассчитывалась как сумма модулей минимального и максимального отклонений пульсаций скорости (peak-to-peak). Амплитуда волнового пакета (см. рис. 11, кривая 3) определялась из результатов прямого, а затем обратного преобразования Фурье в диапазоне частот 20–120 Гц, т.е. в области его существования на частотном спектре. Анализ зависимостей показывает, что интенсивность вихревого возмущения, распространяющегося впереди полосчатой структуры у границы пограничного слоя (см. рис. 11, кривая 1), постоянно уменьшается и лишь в конце области измерений при $X/C = 0,83$ – $0,97$ слегка начинает усиливаться. Продольная локализованная структура (см. рис. 11, кривая 2) затухает в области благоприятного градиента давления и плавно нарастает в области неблагоприятного, что

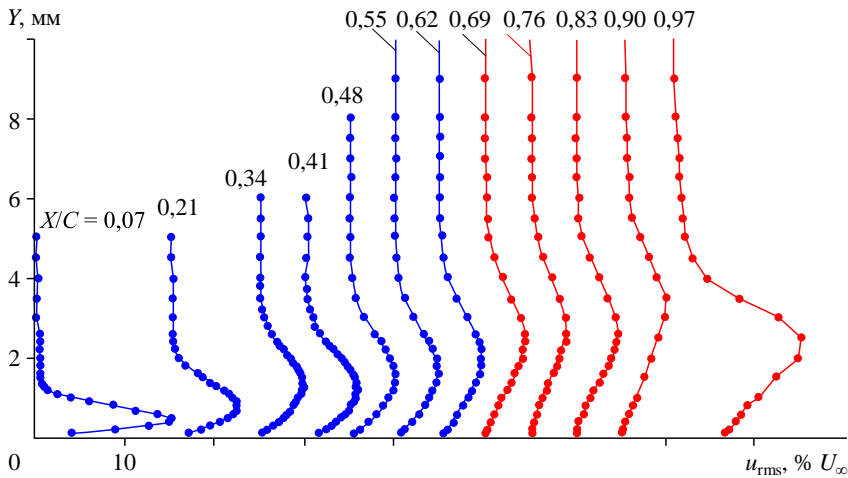


Рис. 9. Распределение пульсаций скорости внутри пограничного слоя по координате Y для различных координат X .

также видно на рис. 5, 7 и 8. В области отрыва потока темп ее нарастания слегка усиливается. Можно предположить, что небольшое нарастание вихревого возмущения и продольной структуры является следствием наличия в данном месте сильных нелинейных пульсаций скорости, связанных с отрывом потока. Волновой пакет (см. рис. 11, кривая 3) появляется лишь при $X/C = 0,41$, плавно растет в начале области неблагоприятного градиента давления и демонстрирует экспоненциальный рост в области отрыва потока ($X/C = 0,76 - 0,97$).

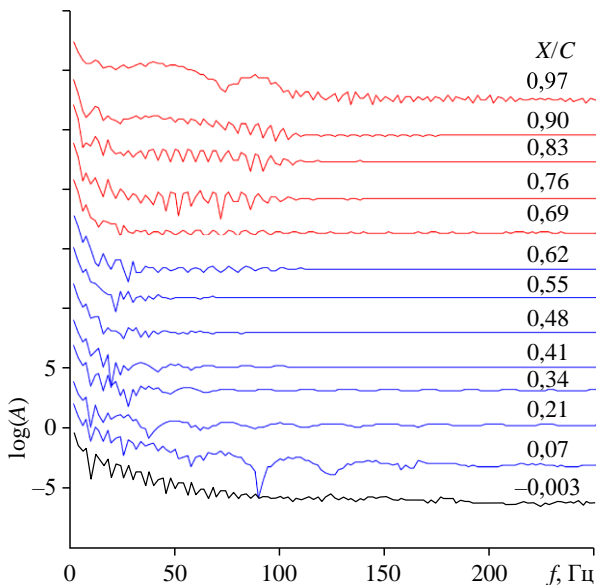


Рис. 10. Амплитудные спектры пульсаций скорости в положении максимума возмущений по координате Y для различных координат X .

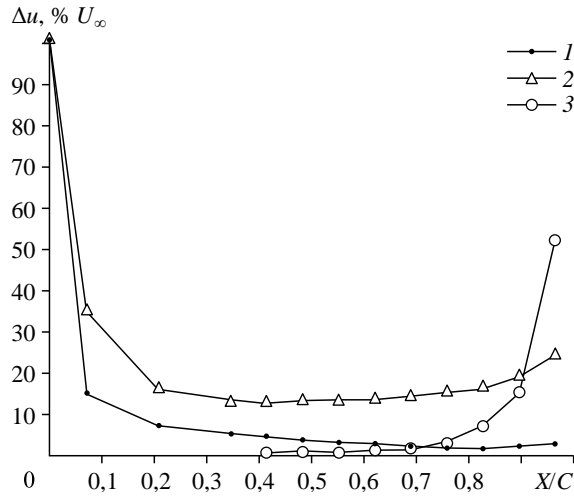


Рис. 11. Распределение амплитуд возмущений вдоль хорды крыла.

1 — поперечный вихрь перед передним фронтом продольной структуры, 2 — продольная локализованная структура, 3 — волновой пакет.

Заключение

Полученные результаты можно интерпретировать следующим образом. Нестационарное локализованное возмущение из набегающего потока взаимодействует с пограничным слоем модели. В пограничном слое образуется несколько различных типов возмущений: локализованное продольное возмущение (выраженное в спектре околонулевой частотой), волновой пакет вблизи переднего фронта локализованного возмущения ($f = 40 - 88$ Гц) и небольшой поперечный вихрь вблизи переднего фронта выше пограничного слоя (характерная частота $f = 35$ Гц). В области благоприятного градиента давления высокочастотные возмущения и кратные им гармоники затухают, включая и вихрь вблизи передней кромки. В области неблагоприятного градиента давления (торможения потока) выработавшиеся собственные возмущения (пакеты волн Толлмина–Шлихтинга) нарастают и приводят к ламинарно-турбулентному переходу, проходя стадию трансформации в Λ -структуру.

Необходимо отметить важную особенность взаимодействия внешнего возмущения с затупленной передней кромкой модели. В отличие от случая тонких пластин, масштабы развивающихся возмущений в пограничном слое определяются процессами, протекающими непосредственно на передней кромке. Поэтому для тел, важных на практике, таких как крылья, переднюю кромку необходимо учитывать для корректного моделирования процессов перехода. В проведенных экспериментах при взаимодействии тонкой струйки с передней кромкой размер возмущения в пограничном слое по трансверсальной координате Z становится больше в 4,6 раза, чем поперечный размер генерирующей ее струйки воздуха (см. рис. 5а, 5б). В результате передний фронт продольного локализованного возмущения в пограничном слое становится квазидвумерным. Отношение ширины возмущения к толщине пограничного слоя при $X/C = 0,21$ составляет 6,2 (рис. 5б). Соответственно, и волновой пакет вблизи переднего фронта квазидвумерный, поскольку привязан к фронту продольной структуры. Двумерные волны Толлмина–Шлихтинга, в отличие от наклонных [2], показывают наибольший рост при соответствующих условиях, например в отрыве.

Другой интересный момент — наличие поперечного вихря в верхней части пограничного слоя перед продольной локализованной структурой. В работе [3] его признаки также присутствуют. Этот поперечный вихрь имеет высокую локализацию во времени (малую временную протяженность) и, следовательно, содержит достаточно энергии в высокочастотной части спектра формирующих его колебаний. Полосчатая структура в настоящих экспериментах имеет большую амплитуду и начинает нарастать в области с положительным градиентом давления. Таким образом, в эксперименте складывались условия для реализации второго из упомянутых во введении сценариев перехода [8–10] с началом стохастизации течения в верхней части пограничного слоя и распространением высокочастотных колебаний вниз к стенке. В этом сценарии генерация турбулентности может начаться из нелинейного взаимодействия высокочастотной моды (в нашем случае — поперечный вихрь), которая плохо проникает в пограничный слой, и низкочастотной моды, которая развивается внутри слоя (продольное локализованное возмущение). При этом обе моды, согласно данным [8, 9], могут быть затухающими. Однако в экспериментах подобной картины не наблюдалось.

В нашем случае волновой пакет зарождается вблизи стенки под передним фронтом продольной структуры и начинает выделяться в сигналах термоанометра после $X/C = 0,4$. Можно предположить, что возникновение волнового пакета вызвано влиянием поперечного вихря. В таком случае постоянно затухающий вихрь, находящийся выше переднего фронта продольной структуры, должен каким-то образом проникнуть в нижние слои пограничного слоя, минуя локальное превышение скорости, вызванное фронтом продольной структуры. При этом амплитуда вихря меньше амплитуды продольной структуры в 2 раза и продолжает снижаться, а волновой пакет еще не выделился отчетливо (см. рис. 11, кривые 1 и 2, $X/C = 0,07–0,34$). Кроме того, скорости распространения вихря и волнового пакета сильно различаются. Центр вихря движется на уровне верхней границы пограничного слоя со скоростью внешнего потока. Групповая скорость распространения волнового пакета составляет порядка 0,4 от U_∞ [7], как и для волны Толлмина – Шлихтинга. Поэтому от такого предположения следует отказаться.

Авторы склоняются к объяснению появления волновых пакетов за счет дисперсионных свойств пограничного слоя из всего спектра возмущений, выделяя наиболее неустойчивые в данных условиях. Градиент скорости на переднем фронте продольной структуры в этом случае является необходимым условием, обеспечивающим их появление. По-видимому, наблюдаемый в эксперименте поперечный вихрь является результатом взаимодействия струйки и передней кромки и не служит причиной образования волнового пакета внутри пограничного слоя. Все упомянутые возмущения образуются практически одновременно в районе передней кромки, но с различной амплитудой, а пограничный слой усиливает наиболее неустойчивые из них — в данном случае собственные возмущения (пакеты волн Толлмина – Шлихтинга). Стоит отметить, что в работах [16, 17], где продольные структуры и волновые пакеты генерировались от стенки модели, поперечный вихрь не наблюдался. Полученные же в настоящей работе результаты свидетельствуют в пользу того, что при развитии в пограничном слое полосчатых структур и волновых пакетов турбулентные пятна будут генерироваться в глубине пограничного слоя.

Список литературы

1. Kozlov V.V. The role of localized vortex disturbances in the process of transition to turbulence in a boundary layer // Dynamics of localized disturbances in engineering flows: EUROMECH Colloq. 353: Booklet of summaries. Karlsruhe, 1996. P. 15–16.

2. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.
3. Alfredsson P. H., Matsubara M. Free-stream turbulence, streaky structures and transition in boundary layer flows // AIAA Paper 2000. No. 2000-2534.
4. Сбоев Д.С., Грек Г.Р., Козлов В.В. Экспериментальное исследование восприимчивости пограничного слоя к локализованным возмущениям внешнего потока // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 1. С. 1–14.
5. Горев В.Н., Катасонов М.М. Возникновение и развитие предвестников на фронтах продольных структур в пограничном слое прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2004. Т. 11, № 3. С. 403–415.
6. Катасонов М.М., Мотырев П.А., Сбоев Д.С., Козлов В.В., Эверс К.Б. Развитие волновых пакетов-предвестников в пограничном слое прямого крыла // Вестн. НГУ. Сер. Физика. 2012. Т. 7, № 1. С. 28–37.
7. Катасонов М.М., Козлов В.В., Никитин Н.В., Павленко А.М. Возникновение и развитие локализованных возмущений в круглой трубе и пограничном слое: учеб. пособие (3-е изд., испр.). Новосибирск: ИПЦ НГУ, 2019. 246 с.
8. Durbin P.A., Wu X. Transition Beneath vortical disturbances // Ann. Rev. Fluid Mech. 2007, Vol. 39, P. 107–128.
9. Zaki T.A., Durbin P.A. Mode interaction and the bypass route to transition // J. Fluid Mech. 2005. Vol. 531. P. 85–111.
10. Yao H., Alves-Portela F., Papadakis G. Evolution of conditionally averaged second-order structure functions in a transitional boundary layer // Phys. Rev. Fluids. 2020. Vol. 5. Paper 093902.
11. Hernon D., Walsh E.J., McEligot D.M. Experimental investigation into the routes to bypass transition and the shear-sheltering phenomenon // J. Fluid Mech. 2007. Vol. 591. P. 461–479.
12. Westin K.J.A., Bakchinov A.A., Kozlov V.V., Alfredsson P.H. Experiments on localized disturbances in a flat plate boundary layer. Part 1. The receptivity and evolution of a localized free stream disturbance // Eur. J. Mech. B/Fluids. 1998. Vol. 17. P. 823–846.
13. Грек Г.Р., Катасонов М.М., Козлов В.В., Чернорай В.Г. Моделирование “пафф”- структур в двух- и трех-мерных пограничных слоях. Новосибирск, 1999. (Препр./РАН. Сиб. отд-ние. Ин-т теор. и прикл. механики; № 2-99).
14. Westin K.J.A., Boiko A.V., Klingmann B.G.B., Kozlov V.V., Alfredsson P.H. Experiments in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Part I: Boundary layer structure and receptivity // J. Fluid Mech. 1994. Vol. 281. P. 193–218.
15. Сбоев Д.С., Толкачев С.Н. Влияние толстой передней кромки на развитие возмущений в пограничном слое при повышенной внешней турбулентности // Тр. XIII Всероссийского съезда по теоретической и прикладной механике (С.-Петербург, 21–25 августа, СПб, 2023 г.). Т. 2. С. 671–673.
16. Катасонов М.М., Павленко А.М., Козлов В.В. Исследование импульсного воздействия мембраны на пограничный слой прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 6. С. 833–839.
17. Katasonov M.M., Kozlov V.V., Pavlenko A.M. Experimental study of the disturbances generated by localized surface vibrations in the flat plate boundary layer // Proc. of the XXV Conf. on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russia, 5–9 Jun. 2017): AIP Conf. Proc. S.I.: AIP Publ., 2017. Vol. 1893, No. 1. P. 030093-1–030093-6.

*Статья поступила в редакцию 25 июля 2023 г.,
после доработки — 7 ноября 2023 г.,
принята к публикации 21 ноября 2023 г.*