

УДК 532.526

## **Моделирование полосчатых структур и возникновения турбулентного пятна в пограничном слое крыла при повышенной степени турбулентности набегающего потока\***

**Г.Р. Грек, М.М. Катасонов, В.В. Козлов**

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

E-mail: grek@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментальных исследований возникновения турбулентности в градиентном пограничном слое при повышенной степени турбулентности набегающего потока. Впервые показано, что пограничный слой на крыле в условиях повышенной степени турбулентности модулирован полосчатыми структурами, как и в случае плоской пластины. Смоделирован один из возможных механизмов возникновения турбулентных пятен в пограничном слое крыла при взаимодействии полосчатых структур с высокочастотными волнами. Представлены качественные и количественные данные о развитии полосчатых структур в пограничном слое прямого и скользящего крыльев. Выявлены определенные различия в эволюции полосчатых структур в пограничном слое крыла и плоской пластины.

**Ключевые слова:** прямое крыло, пограничный слой, полосчатые структуры, турбулентное пятно, повышенная степень турбулентности.

### **ВВЕДЕНИЕ**

В последние десятилетия наблюдается повышенный интерес исследователей механики жидкости и газа к проблеме ламинарно-турбулентного перехода в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока. Такой интерес вызывают и чисто научные и прикладные аспекты развития новых возможностей современной техники. Научными аспектами этого развития являются, во-первых, понимание кардинальных различий данного механизма перехода от детально исследованного теоретически и экспериментально механизма перехода в условиях низкой степени турбулентности, и, во-вторых, значительный прогресс в области компьютерной техники, создание новых теоретических моделей и методов экспериментальных исследований. Прикладные аспекты связаны с развитием современных методов управления развитием возмущений, например, управление с помощью так называемой МЭМС-технологии. Эта технология дает принципиальную

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Президента РФ (НШ-454.2008.1), РФФИ (грант № 05-01-00034), Министерства образования и науки РФ (грант № РНП. 2.1.2.3370) и гос. контракта № 02.513.12.0043.

возможность управлять переходом непосредственным воздействием на развитие возмущений в любой точке пространства и в любой момент времени с помощью массива сенсоров и актюаторов, связанных между собой микропроцессором. Значительный прогресс в данном направлении позволяет детально понять, а значит и успешно управлять механизмами турбулизации сложных пристенных течений на лопатках турбин, компрессоров и вентиляторов, работающих в условиях повышенной турбулентности, в пограничном слое на вогнутых поверхностях, скользящих крыльях и т. д. В этих случаях переход к турбулентности связан не только с развитием волн неустойчивости, но также с наличием продольных локализованных стационарных и нестационарных вихрей и полосчатых структур.

Известно [1], что ламинарно-турбулентный (ЛТ) переход при низкой степени турбулентности набегающего потока, во многих случаях, вызван возникновением и развитием волн неустойчивости, так называемых волн Толлмина–Шлихтинга (ТШ). Более полувека, начиная с классических экспериментов Шубауэра и Скэрмстеда [2], этот тип перехода детально исследовался многими учеными [3–6] и продолжает исследоваться до сих пор [7–8]. Более сложен для понимания механизм разрушения ламинарного течения в условиях, при которых развитие возмущений происходит не в пограничном слое Блазиуса или близком к нему, а в течениях, модулированных в трансверсальном направлении продольными локализованными вихревыми структурами. В этом случае, классический сценарий ЛТ перехода, связанный с механизмом пространственной эволюции волн ТШ, не работает, и необходимо понять, какие процессы приводят к появлению и разрушению продольных структур возмущений. Механизм возникновения стационарных продольных вихрей, таких, как вихри Гертлера или вихри поперечного течения на скользящих крыльях, хорошо известен и детально исследован. В первом случае вихри Гертлера возникают при обтекании вогнутых поверхностей из-за центробежных сил, а во втором случае продольные вихри вызываются поперечным течением в пограничном слое скользящего крыла. В настоящее время один из возможных механизмов (вторичной высокочастотной неустойчивости) разрушения пограничного слоя, модулированного продольными стационарными вихрями, исследуется теоретически и экспериментально. Теория вторичной высокочастотной неустойчивости таких течений [9] подтверждена численными экспериментами [10–14]. В частности, она подтверждена и экспериментами в контролируемых условиях для вихрей Гертлера [15] и вихрей поперечного течения [16].

Понимание механизма перехода при повышенной степени турбулентности набегающего потока появилось лишь в последние двадцать-тридцать лет. Предложенная в работе [17] концепция так называемого bypass-перехода, т. е. перехода без участия волн ТШ, подтверждена экспериментами в естественных условиях в работах [18–19]. В них показано, что пакеты волн ТШ не возникают при степени турбулентности набегающего потока более одного процента, но одновременно обнаружены возмущения с характеристиками развития, резко отличающимися от характеристик развития волн ТШ. Согласно неопубликованной работе П.С. Клебанова, где он изучал эти возмущения, они были названы позже Клебановскими модами неустойчивости (К-моды). В работе [20] исследовался bypass-переход и визуализировался пограничный слой плоской пластины в условиях высокой степени турбулентности набегающего потока. Результаты показали, что пограничный слой был трансверсально модулирован продольными структурами. Такие возмущения известны как полосчатые структуры. Обнаружено, что трансверсальный масштаб этих структур коррелирует с толщиной пограничного слоя [20–21]. Однако более

детальные характеристики развития данных структур, механизм их генерации, развития и разрушения не были исследованы. С другой стороны, все исследователи bypass-перехода в естественных условиях наблюдали появление турбулентных пятен на поздних стадиях перехода.

Следующий этап изучения ламинарно-турбулентного перехода в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока связан с исследованием этого процесса не в естественных, а в контролируемых экспериментах. Эта методика позволила получить дополнительную новую информацию об этом сложном процессе [22]. Было установлено, что волны неустойчивости могут генерироваться, существовать, развиваться и оказывать влияние на переход при степени турбулентности набегающего потока до 4 процентов в пограничном слое плоской пластины и прямого крыла [23–24]. Однако их роль в процессе перехода вторична по сравнению с их первичной ролью при переходе в условиях низкой степени турбулентности набегающего потока. Экспериментально полосчатые структуры моделировались в пограничном слое на плоской пластине и прямом/скользящем крыле с помощью локализованных во времени и пространстве возмущений, генерированных в набегающем потоке и на стенке моделей. Характеристики развития полосчатых структур коррелировали с характеристиками локализованных возмущений, наблюдаемых в естественных экспериментальных условиях. Детально исследовался один из возможных механизмов возникновения турбулентных пятен, связанный с взаимодействием искусственно генерированных полосчатых структур с высокочастотной волной. Взаимодействие возмущений приводило к появлению высокочастотного волнового пакета, развитие которого вниз по потоку сопровождалось возникновением турбулентного пятна [25]. Дымовая визуализация взаимодействия искусственно генерированной высокочастотной волны с естественными полосчатыми структурами [26] подтвердила выводы работы [25]. На основе проведенных исследований в контролируемых экспериментах представлен сценарий ламинарно-турбулентного перехода в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока [22].

В противоположность стационарным продольным структурам, полосчатые структуры являются нестационарными бегущими вниз по потоку возмущениями, которые непрерывно растягиваются в направлении потока из-за разницы скоростей распространения переднего и заднего фронтов. В этом отношении у них много общего, например, с  $\Lambda$ -структурами возмущений, наблюдаемых при классическом переходе к турбулентности, которые также растягиваются при движении вниз по потоку, принимая форму шпильковых вихрей. Одна из гипотез, относящихся к природе полосчатых структур вязкого подслоя турбулентного пограничного слоя, указывает на то, что они также являются нестационарными и локализованными в трансверсальном направлении структурами, но с масштабами на порядок величины меньшими, чем в ламинарном пограничном слое [27]. Наряду с экспериментальными исследованиями полосчатых структур, существуют теоретические работы, в которых сделана попытка описать их в рамках линейной теории. Необходимо, прежде всего, отметить так называемый lift-up effect — механизм, предложенный в работе [28], который корректно объясняет процесс возникновения полосчатых структур в рамках линейной теории.

На основе полученных знаний о механизмах возникновения турбулентности в течениях, модулированных полосчатыми структурами, проведены экспериментальные исследования различных методов управления развитием полосчатых структур и возникающих на них вторичных возмущений. Эти работы показали,

что риблеты, локализованный и распределенный отсос [22] и поперечные колебания стенки [29] способны затянуть, а в определенных ситуациях и предотвратить переход в турбулентное состояние таких течений.

Большинство описанных выше исследований проведено на плоской пластине, как на наиболее простой модели с нулевым градиентом давления. Вместе с тем, с практической точки зрения, очень важно понять особенности развития таких возмущений в градиентном течении, например, в пограничном слое крыла. Основой реальных гидродинамических устройств, таких как лопатки турбин, компрессоров, вентиляторов и т. д., являются различные крыловые конфигурации.

Главная цель настоящей работы состоит в изучении ламинарно-турбулентного перехода при повышенной степени турбулентности набегающего потока на модели крыла в естественных и контролируемых экспериментальных условиях. Интерес представляют идентичность и различия в механизме турбуликации пограничного слоя на плоской пластине и крыле.

### 1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА, ПРОЦЕДУРА ИЗМЕРЕНИЙ И ОБРАБОТКА ДАННЫХ

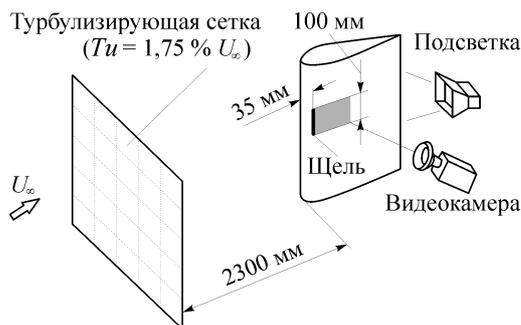
Эксперименты проведены в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. Степень турбулентности в рабочей части установки составляет  $Tu \leq 0,04$  % скорости набегающего потока  $U_\infty$ . Повышенная степень турбулентности ( $Tu = 1,75$  %  $U_\infty$ ) создавалась с помощью турбулизирующей сетки, расположенной на входе рабочей части трубы. Скорость набегающего потока изменялась от 5 до 10 м/с в зависимости от конкретного эксперимента.

Результаты работы получены на модели крыла с переменным углом скольжения. Вихревые возмущения вводились в пограничный слой двумя различными способами: из набегающего потока через трубочку внутренним диаметром 1 мм и через поперечные щели ( $3,5 \times 0,5$  и  $100 \times 0,5$  мм), расположенные на поверхности модели. Возмущения генерировались с помощью динамических громкоговорителей, работающих в режиме вдува–отсоса воздуха. Подаваемый на них для генерации локализованных возмущений электрический сигнал представлял собой короткие импульсы с частотой следования 0,5–1 Гц, а для генерации высокочастотных возмущений — синусоидальный электрический сигнал с частотой 280 Гц. Высокочастотный и импульсный сигналы синхронизировались друг с другом. Измерения проведены с помощью термоанемометра постоянного сопротивления и одноточечных датчиков.

Определялись продольная компонента скорости ( $U$ ) и ее пульсационная составляющая ( $u'$ ). Сигнал датчика термоанемометра подавался на вход АЦП и далее попадал в память компьютера, где накапливались исходные данные измерений. Фазовая информация о возмущениях пограничного слоя сохранялась при синхронизации измеряемого сигнала датчика с генератором возмущений. Обработка полученных данных проводилась с помощью специально разработанных программ; ее результаты представлены в виде осциллограмм, контурных диаграмм пульсаций скорости и спектров возмущений. Визуализация течения проведена с помощью дыма, который подавался в пограничный слой модели через узкую поперечную щель ( $100 \times 0,5$  мм), расположенную на расстоянии 35 мм от передней кромки крыла. Скорость набегающего потока измерялась с помощью насадка Прандтля, соединенного с наклонным жидкостным микроанометром. Координатная система измерений:  $x$  — продольная координата вниз по потоку от передней

Рис. 1. Схема визуализации течения в пограничном слое при низкой ( $Tu \leq 0,04 \% U_\infty$ ) и повышенной ( $Tu \leq 1,75 \% U_\infty$ ) степенях турбулентности набегающего потока.

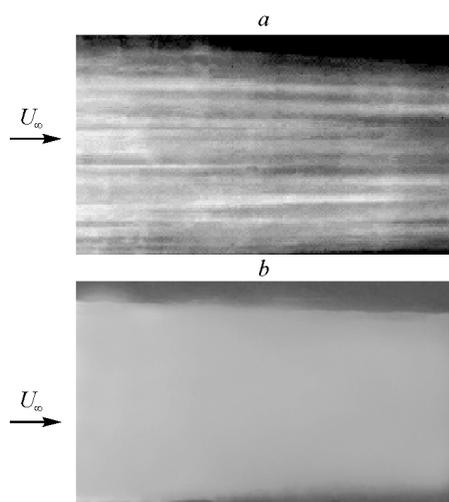
кромки модели и перпендикулярная ей,  $y$  — координата по нормали к поверхности модели и  $z$  — трансверсальная координата вдоль передней кромки модели.



## II. ПОЛОСЧАТЫЕ СТРУКТУРЫ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ КРЫЛА

Проведена дымовая визуализация течения в пограничном слое прямого крыла в условиях низкой и повышенной степеней турбулентности набегающего потока, экспериментальная схема показана на рис. 1. Модель крыла устанавливалась вертикально в рабочей части аэродинамической трубы. Визуализированная картина течения в пограничном слое записывалась на видеокамеру. Представленные на рис. 2 результаты показывают, что полосчатые структуры при повышенной степени турбулентности набегающего потока могут существовать и в градиентных течениях, в частности, на модели крыла (см. рис. 2, *a*). Ранее полосчатые структуры при повышенной степени турбулентности набегающего потока наблюдались только на плоской пластине при нулевом градиенте давления [22]. В то же время, при малом уровне внешних возмущений (см. рис. 2, *b*) полосчатые структуры не возникают. Таким образом, при повышенной степени турбулентности набегающего потока градиентный пограничный слой модулирован полосчатыми структурами, как и пограничный слой с нулевым градиентом давления.

В следующей части эксперимента, в пограничном слое модели, при наличии в нем полосчатых структур, генерировались двумерные волны ТШ введением периодического возмущения через ту же щель, через которую вводится и дым (см. рис. 3). Результаты визуализации течения в этих условиях представлены на рис. 4. Видно, что взаимодействие возмущений приводит к возникновению



высокочастотных волновых пакетов (зарождающихся турбулентных пятен, см. рис. 4, *a*), которые вниз по потоку трансформируются в турбулентные пятна (релаксационные области, см. на рис. 4, *b*). Данный результат также коррелирует с визуализацией процесса взаимодействия полосчатых структур с искусственной двумерной волной ТШ

Рис. 2. Дымовая визуализация течения в пограничном слое прямого крыла при повышенной (*a*) и низкой (*b*) степенях турбулентности набегающего потока.

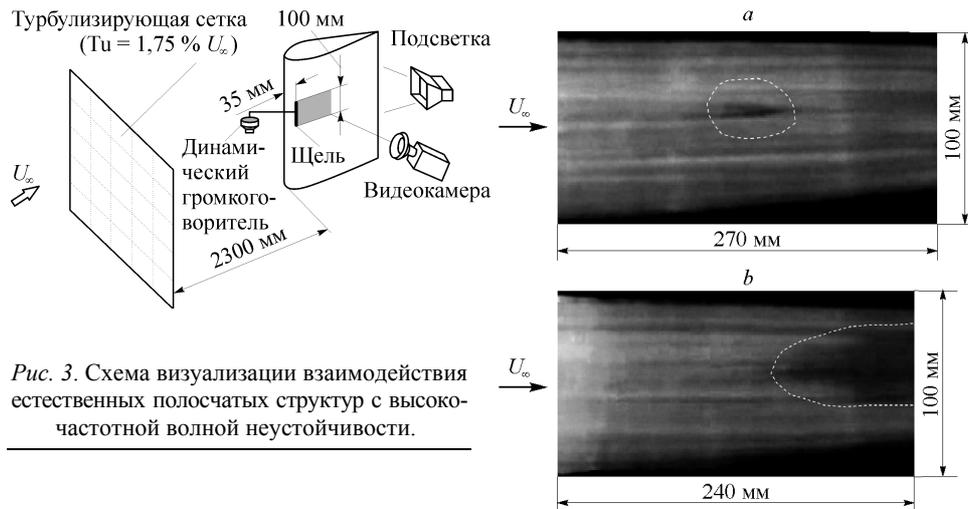


Рис. 3. Схема визуализации взаимодействия естественных полосчатых структур с высокочастотной волной неустойчивости.

в пограничном слое плоской пластины [22].

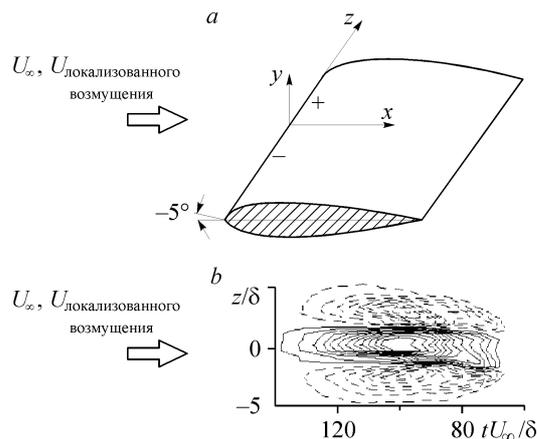
Таким образом, градиентный пограничный слой прямого крыла при повышенной степени турбулентности набегающего потока модулирован в трансверсальном направлении полосчатыми структурами, как и пограничный слой плоской пластины в аналогичных условиях. Один из возможных механизмов генерации турбулентных пятен в обоих случаях может быть связан с взаимодействием высокочастотных волновых возмущений с полосчатыми структурами.

Рис. 4. Дымовая визуализация взаимодействия естественных полосчатых структур с высокочастотной волной в пограничном слое прямого крыла: *a* — возникновение зарождающегося турбулентного пятна (выделено пунктирной линией), *b* — релаксационная область турбулентного пятна (выделено пунктирной линией).

### III. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛОСЧАТЫХ СТРУКТУР

Следующая стадия исследований заключалась в моделировании полосчатых структур в пограничном слое прямого и скользящего крыльев. Оно проводилось аналогично моделированию полосчатых структур (паффов) в пограничном слое плоской пластины, прямого [22] и скользящего [30] крыльев, но в других экспериментальных условиях, отличающихся аэродинамической установкой, моделью крыла и более низкой степенью турбулентности набегающего потока. Контурные диаграммы пульсаций скорости полосчатых структур (паффов), генерированных в пограничном слое прямого и скользящего крыльев, показаны соответственно на рис. 5 и 6. В обоих случаях, локализованные вихревые возмущения индуцированы в пограничном слое контролируемыми пульсациями набегающего потока, что моделирует процесс их возникновения в естественных условиях. Необходимо отметить, что направление ввода возмущений и вектор набегающего потока совпадают друг с другом в обоих случаях (см. рис. 5, *a* и 6, *a*). Структура паффа в пограничном слое прямого крыла (см. рис. 5, *b*) качественно похожа на структуру паффа в пограничном слое плоской пластины [22] и характеризуется симметрично расположенными областями повышенной и пониженной скорости течения. Изменение знака отклонения скорости от ее невозмущенной величины происходит при смене отсоса газа на его вдув и наоборот. Различия в структуре уединенного паффа

Рис. 5. Модель прямого крыла (a) и контурная диаграмма пульсаций скорости локализованного возмущения в пограничном слое (b). Изолинии положительных и отрицательных отклонений скорости от ее невозмущенной величины показаны сплошными и пунктирными линиями соответственно, шаг изолиний:  $u'/U_\infty = \pm 0,25 \%$ ,  $U_\infty = 6,6$  м/с,  $x' = 86$  мм,  $y = y(u'_{\max})$ .



в пограничном слое плоской пластины и крыла связаны с наличием наклонных волн, генерированных паффом в случае нулевого градиента давления на плоской пластине [22], и их подавлением в области благоприятного градиента давления на крыле (см. рис. 5, b).

Кардинальные изменения в структуре локализованного возмущения можно наблюдать в процессе его развития в пограничном слое скользящего крыла (см. рис. 6, b). Во-первых, она становится асимметричной, а во-вторых, ее трансверсальный масштаб почти удваивается по сравнению с масштабом аналогичного возмущения, развивающегося в пограничном слое прямого крыла. Причина таких изменений связана, очевидно, с наличием поперечного течения в пограничном слое скользящего крыла. В целом, несмотря на изменения условий проведения экспериментов по сравнению с [22, 30], полученные результаты исследований практически совпали с результатами этих работ.

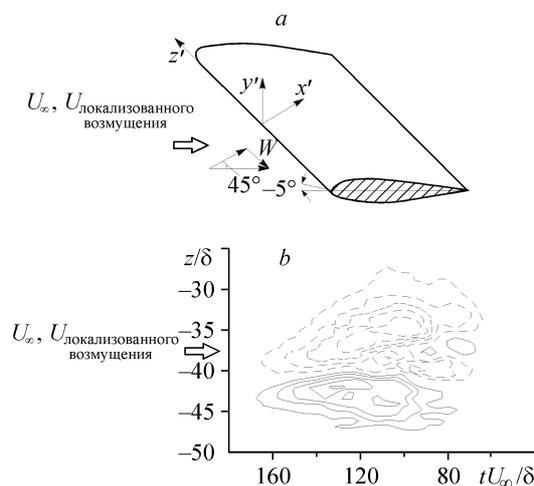


Рис. 6. Модель скользящего крыла (a) и контурная диаграмма пульсаций скорости локализованного возмущения в пограничном слое (b). Изолинии положительных и отрицательных отклонений скорости от ее невозмущенной величины показаны сплошными и пунктирными линиями соответственно, шаг изолиний:  $u'/U_\infty = 0,25 \%$ ,  $U_\infty = 6,6$  м/с,  $x' = 71$  мм,  $y = y(u'_{\max})$ .

#### IV. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ИСКУССТВЕННО ГЕНЕРИРОВАННОЙ ПОЛОСЧАТОЙ СТРУКТУРЫ С ВЫСОКОЧАСТОТНЫМ ВТОРИЧНЫМ ВОЗМУЩЕНИЕМ

Как было отмечено выше, одним из механизмов генерации турбулентных пятен в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока может быть взаимодействие полосчатых структур с высокочастотными вторичными возмущениями, что подтверждено экспериментами, упомянутыми во введении к работе [22]. Детальные характеристики развития и взаимодействия подобных возмущений в пограничном слое плоской пластины были получены в работе [25].

Исследовалось развитие полосчатой структуры и ее взаимодействие с высокочастотным возмущением в пограничном слое прямого крыла, установленного вертикально в рабочей части аэродинамической трубы (см. рис. 7). Низкочастотная ( $f \approx 0,5$  Гц) локализованная полосчатая структура и высокочастотная ( $f \approx 280$  Гц) вторичная волна генерировались в пограничном слое введением в него возмущений через узкую щель ( $3,5 \times 0,5$  мм) на поверхности модели с использованием описанной выше методики. Модель крыла располагалась под нулевым углом атаки; распределение скорости, измеренное на верхней поверхности крыла вдоль его хорды вне пограничного слоя, демонстрирует наличие благоприятного градиента давления в большей части области исследований (см. рис. 8). Кривые нарастания локализованных возмущений и высокочастотных колебаний (см. рис. 9) демонстрируют ряд особенностей их развития при отдельной и совместной генерации. Интенсивность высокочастотной волны (1) быстро падает вниз по потоку, ее амплитуда составляет 0,01 %  $U_\infty$  на расстоянии 100 мм от источника возмущений, что вызвано влиянием благоприятного градиента давления. Интенсивность локализованного возмущения (2) также снижается вниз по потоку почти с тем же декрементом, что и в случае плоской пластины [31]. Взаимодействие затухающих, когда они генерированы отдельно, возмущений (3) приводит к росту интенсивности возникающего высокочастотного волнового пакета (зарождающегося турбулентного пятна) и его последующей трансформации в турбулентное пятно.

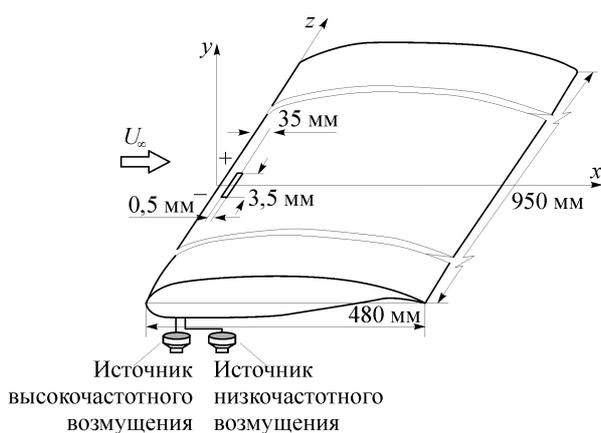


Рис. 7. Схема эксперимента по развитию и взаимодействию возмущений в пограничном слое прямого крыла,  $U_\infty = 8,4$  м/с.

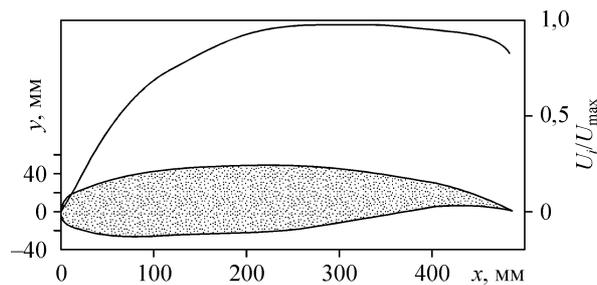
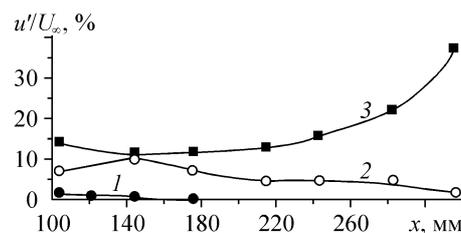


Рис. 8. Поперечное сечение прямого крыла и распределение скорости потока вне пограничного слоя,  $U_\infty = 8,4$  м/с.

При более детальном рассмотрении структуры локализованного возмущения (см. рис. 10(I)) можно отметить следующие особенности. В отличие от его развития на плоской пластине при нулевом градиенте давления, где возмущение непрерывно растягивается вниз по потоку из-за разности в скоростях распространения его фронтов, в данном случае такого эффекта не наблюдается. Уединенная полосчатая структура не растягивается, а распадается в трансверсальном направлении на две области повышенной скорости течения, что отчетливо видно на рис. 10(I) при  $x = 245$  мм. Далее вниз по потоку, при  $x = 285, 315$  мм между ними появляется область относительно низкой скорости, что указывает на формирование двух полосчатых структур. Можно высказать предположение, что этот эффект вызван воздействием благоприятного градиента давления на локализованное возмущение. Воздействие градиента двояко, с одной стороны он подавляет наклонные волны, генерируемые нестационарной полосчатой структурой в случае ее развития в безградиентном течении на плоской пластине [25] и, с другой стороны, стабилизирует продольную протяженность структуры. При этом вместо растяжения локализованного возмущения и генерации наклонных волн происходит возрастание его трансверсального масштаба (от  $\lambda_z = 9$  мм при  $x = 105$  мм до  $\lambda_z = 16$  мм при  $x = 315$  мм) и деление на две полосчатые структуры (см. рис. 10(I)).

На рис. 10(I) видно, что интегральная интенсивность возмущения падает вниз по потоку. Высокочастотная естественная волна, наблюдаемая на переднем фронте полосчатой структуры при  $x = 105$  мм, подавляется благоприятным градиентом давления так же, как и наклонные волны, которые генерируются локализованным возмущением в случае его развития на плоской пластине [22]. Результаты спектрального анализа возмущения представлены в виде  $\beta$ -спектров ( $u'_{RMS} = f(\beta)$ ) на рис. 10(II). Видно, что естественная двумерная высокочастотная волна с трансверсальным волновым числом  $\beta_{max} = 0$  мм<sup>-1</sup> при  $x = 105$  мм практически подавлена благоприятным градиентом давления уже при  $x = 145$  мм и ниже по потоку. Доминирующие компоненты спектров возмущения являются наклонными волнами в широком диапазоне трансверсальных волновых чисел от  $\beta_{max} = \pm 0,105$  мм<sup>-1</sup> при  $x = 145$  мм до  $\beta_{max} = \pm 0,062$  мм<sup>-1</sup> при  $x = 315$  мм. В работе [32] обнаружено, что спектральная мода  $(0, \pm \beta_{max})$  является не только наиболее

Рис. 9. Кривые распределений интенсивности возмущений в области благоприятного градиента давления в пограничном слое прямого крыла: 1 — высокочастотное возмущение  $f = 280$  Гц, 2 — локализованное возмущение “пафф”, 3 — взаимодействие локализованного и высокочастотного возмущений,  $U_\infty = 8,4$  м/с,  $y = y(u'_{max})$ .



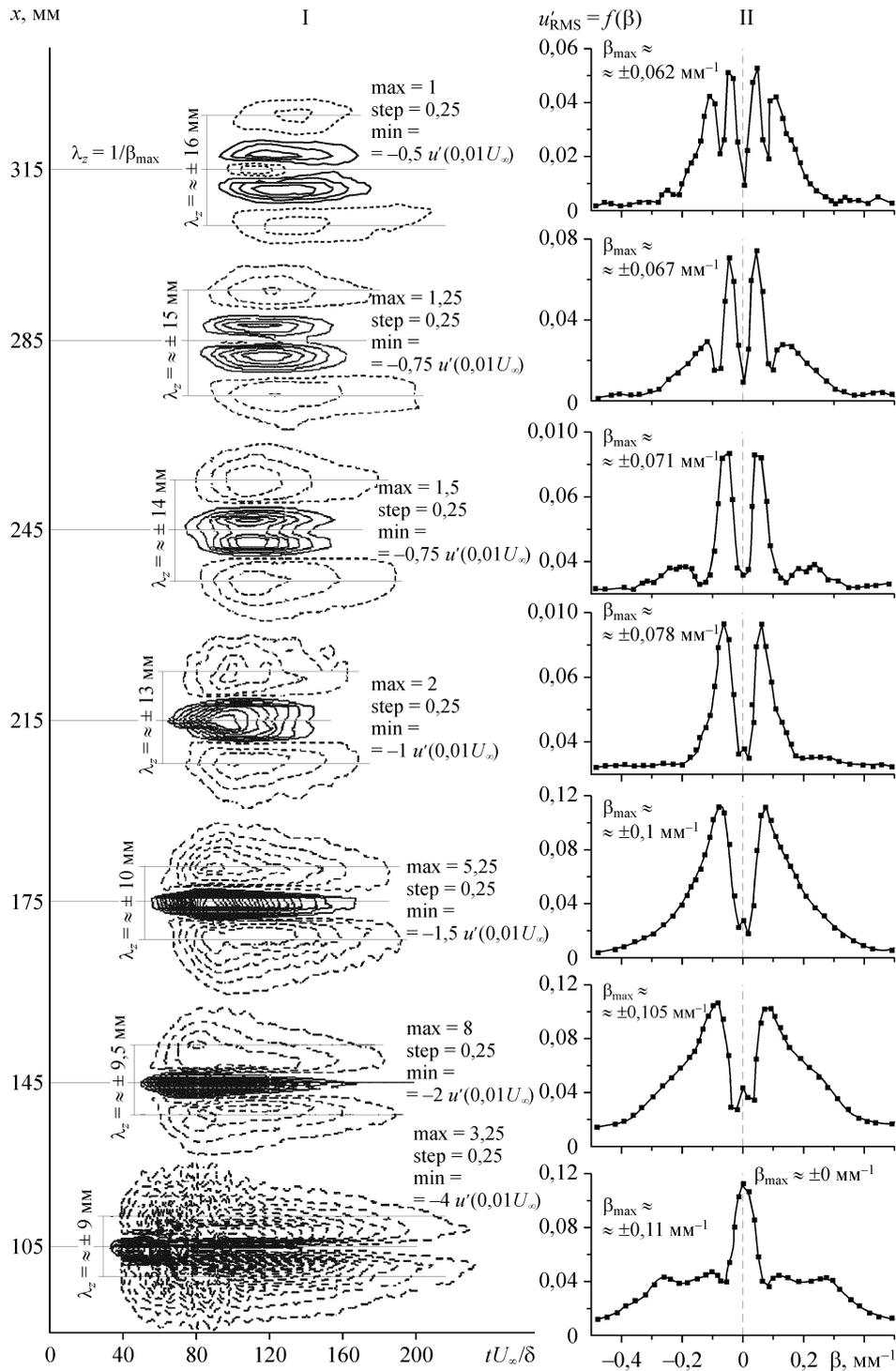


Рис. 10. Контурные диаграммы пульсаций скорости полосчатой структуры в области благоприятного градиента давления в пограничном слое прямого крыла (I) и соответствующие им  $\beta$ -спектры (II).

Изолинии положительных и отрицательных отклонений скорости от ее невозмущенной величины показаны сплошными и пунктирными линиями соответственно (max и min — наибольшие положительные и отрицательные отклонения, step — шаг изолиний),  $U_{\infty} = 8,4$  м/с,  $y = y(u'_{\max})$ .

энергонесущей, но и, по крайней мере, наименее затухающей по сравнению с остальными гармониками сплошного частотно-волнового спектра. При развитии возмущений на крыле, образующие полосчатую структуру гармоник ( $0, \pm \beta_{\max}$ ), несмотря на наличие градиента давления, остаются наименее затухающими по сравнению с остальными, за исключением гармоник с  $\beta_{\max} \approx \pm 0,150 \text{ мм}^{-1}$  при  $x = 245 \text{ мм}$ , амплитуда которых начинает нарастать вниз по потоку (см. рис. 10(II)). Характерный трансверсальный масштаб инициированного возмущения — полосчатой структуры, растет вниз по потоку, что отражается в изменении  $\beta_{\max}$  (см. рис. 10(I)). Одновременно, в спектрах можно наблюдать появление наклонных волн с  $\beta_{\max} \approx \pm 0,150 \text{ мм}^{-1}$  при  $x = 245 \text{ мм}$  и с  $\beta_{\max} \approx \pm 0,110 \text{ мм}^{-1}$  при  $x = 315 \text{ мм}$ , что демонстрирует процесс деления возмущения на две новые полосчатые структуры. При этом возникает другая периодичность, т. е. характерный трансверсальный масштаб нового возмущения  $\lambda_z \approx 1/\beta_{\max}$  становится равным, примерно, 8 мм, вместо прежних 16 мм при  $x = 315 \text{ мм}$ .

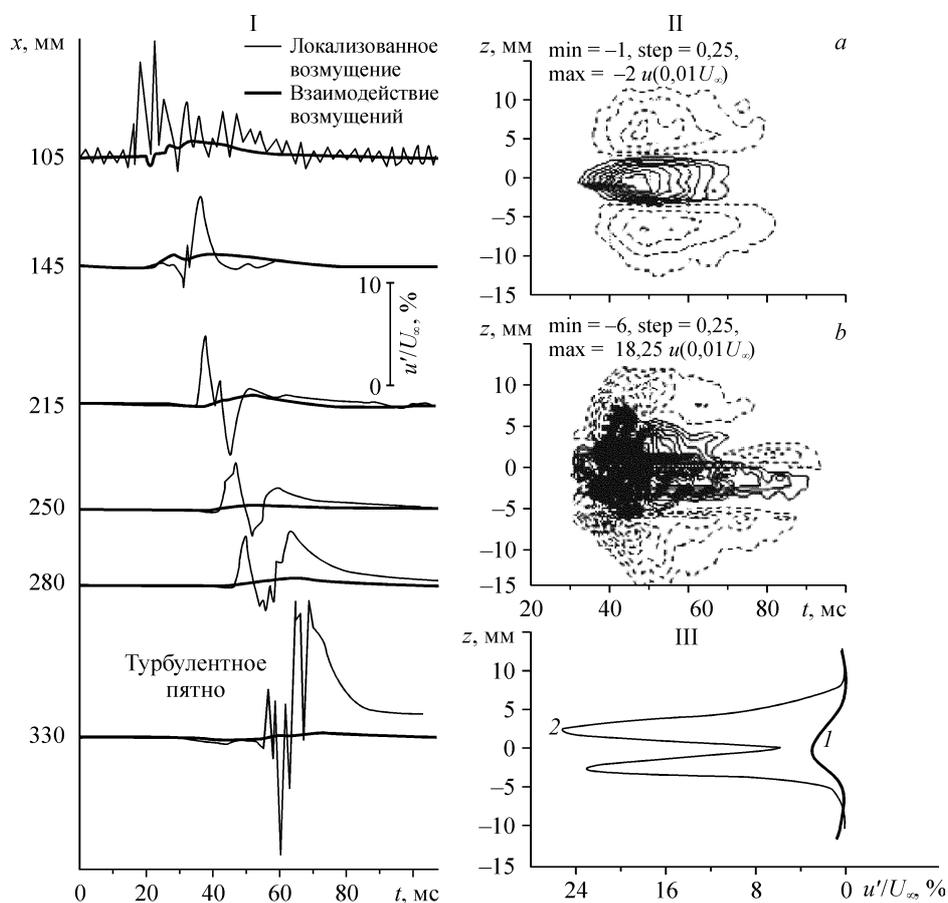


Рис. 11. Осциллограммы пульсаций скорости в уединенной полосчатой структуре и при ее взаимодействии с высокочастотной волной в области благоприятного градиента давления в пограничном слое прямого крыла при  $z = 0 \text{ мм}$  — I; контурные диаграммы пульсаций скорости в полосчатой структуре (a) и при ее взаимодействии с высокочастотной волной (b) Изолинии положительных и отрицательных отклонений скорости от ее невозмущенной величины показаны сплошными и пунктирными линиями соответственно,  $U_{\infty} = 8,4 \text{ м/с}$ ,  $y = y(u'_{\max})$  — II. Трансверсальное распределение интегральных пульсаций скорости в полосчатой структуре (1) и при взаимодействии возмущений (2) при  $x = 215 \text{ мм}$ ,  $U_{\infty} = 8,4 \text{ м/с}$  — III.

Осциллограммы, характеризующие развитие полосчатой структуры и ее взаимодействие с высокочастотной волной, полученные измерениями амплитуды возмущений в плоскости их симметрии, показаны на рис. 11 (I). Видно, что амплитуда уединенной полосчатой структуры падает вниз по потоку, но интенсивность взаимодействующих возмущений растет. Взаимодействие приводит к генерации высокочастотного волнового пакета, который трансформируется вниз по потоку в турбулентное пятно. Контурные диаграммы пульсаций скорости при  $x = 215$  мм показаны на рис. 11(II). Амплитуда взаимодействующих возмущений возрастает более чем в восемь раз ( $b$ ) по сравнению с амплитудой уединенной полосчатой структуры ( $a$ ). Максимумы интенсивности высокочастотного возмущения (2), расположены в областях максимального трансверсального градиента скорости в полосчатой структуре (1), что служит признаком вторичной высокочастотной неустойчивости течения, модулированного полосчатыми структурами, с перегибным профилем скорости  $du/dz$  (см. рис. 11(III)). Описанный результат коррелирует с данными по взаимодействию возмущений, полученными в экспериментах на плоской пластине [25].

$\beta$ -спектры локализованного возмущения ( $a$ ) и его изменение при взаимодействии с высокочастотной волной ( $b$ ) показаны на рис. 12. В спектре локализованного возмущения ( $a$ ) доминируют два пика вблизи  $f = 0$  Гц и  $\beta_{\max} \approx \pm 0,078$  мм<sup>-1</sup>. Это соответствует длине волны в трансверсальном направлении  $\lambda_z = 1/\beta_{\max} = 13$  мм, что согласуется с результатами наблюдений в плоскости  $z-t$ , рис. 10(I). В случае взаимодействия возмущений, максимум энергии сконцентрирован вокруг двух

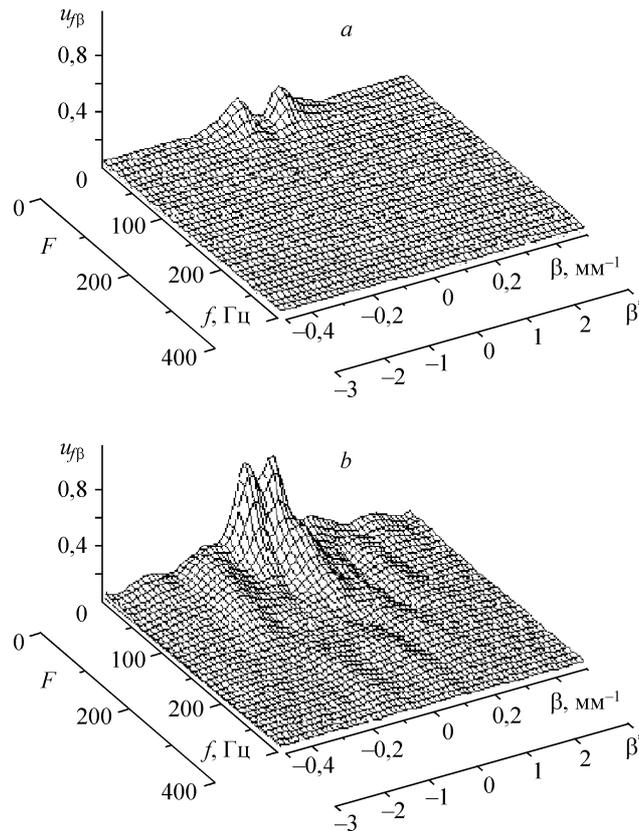


Рис. 12.  $\beta$ -спектры локализованного возмущения (полосчатой структуры) ( $a$ ) и полученные при его взаимодействии с высокочастотной волной ( $b$ ) в пограничном слое прямого крыла при  $x = 215$  мм,  $U_{\infty} = 8,4$  м/с;  $F = 2\pi f v \cdot 10^6 / U_{\infty}^2$ ,  $\beta^* = 2\pi \delta^* \beta$  ( $\delta^* = 1$  мм).

пиков при  $f = 0$  Гц и  $\beta_{\max} \approx \pm 0,050 \text{ мм}^{-1}$  (см. рис. 12, *b*). При этом энергия распределена в широком диапазоне частот (от 0 до 300 Гц) и трансверсальных волновых чисел, вблизи и  $\beta_{\max} \approx \pm 0,180 \text{ мм}^{-1}$  и  $\beta_{\max} \approx \pm 0,380 \text{ мм}^{-1}$ . Спектральные пики при  $f = 0$  Гц и  $\beta_{\max} \approx \pm 0,050 \text{ мм}^{-1}$  соответствуют полосчатой структуре, тогда как нелинейное взаимодействие между различными наклонными модами отражено максимумами пульсаций при волновых числах  $\beta_{\max} \approx \pm 0,180 \text{ мм}^{-1}$  и  $\beta_{\max} \approx \pm 0,380 \text{ мм}^{-1}$  с концентрацией энергии возмущений в широком частотном диапазоне (от 0 до 300 Гц). Появление больших волновых чисел в спектре связано с генерацией гармоник малой длины волны  $\lambda_z = 2,5\text{--}5,5 \text{ мм}$ . С другой стороны, уменьшение трансверсального волнового числа от  $\beta \approx \pm 0,078 \text{ мм}^{-1}$  до  $\beta \approx \pm 0,050 \text{ мм}^{-1}$  низкочастотной полосчатой структуры приводит к росту длины волны от  $\lambda_z \approx 13 \text{ мм}$  до  $\lambda_z \approx 20 \text{ мм}$ , вероятно, из-за влияния областей относительно малой скорости на границах локализованного возмущения (см. рис. 10, *b*). В результате, при взаимодействии возмущений наблюдаются значительные изменения в спектрах пульсаций.

### ВЫВОДЫ

По результатам моделирования генерации турбулентного пятна при взаимодействии полосчатых структур и высокочастотных возмущений в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока в градиентном пограничном слое прямого и скользящего крыльев можно сделать следующие выводы:

- в течении на прямом крыле обнаружены возникающие естественным образом полосчатые структуры;
- показано, что генерация турбулентных пятен в естественных условиях может происходить в результате взаимодействия полосчатых структур с высокочастотными волнами;
- установлено, что, в отличие от прямого крыла, полосчатая структура в пограничном слое скользящего крыла становится асимметричной, а ее трансверсальный масштаб удваивается.
- моделирование полосчатой структуры показало, что благоприятный градиент давления подавляет растяжение возмущения вдоль потока, и, способствуя росту его трансверсального масштаба, приводит к делению уединенной полосчатой структуры на две;
- смоделирован один из возможных механизмов образования турбулентных пятен при взаимодействии полосчатых структур с высокочастотной волной;
- показано, что благоприятный градиент давления подавляет развитие наклонных волн, генерируемых полосчатой структурой в процессе ее развития вниз по потоку.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. — М.: Наука, 1969. — 742 с.
2. Schubauer G.B., Skramsted H.K. Laminar-boundary layer oscillation and stability of laminar flow // *NACA Rep.*, 1948. — No. 909.
3. Lin C.C. The theory of hydrodynamic stability. — Cambridge. Univer. Press, 1955. — 244 p.
4. Klebanoff P.S., Tidstrom K.D., Sargent L.M. The three-dimensional nature of boundary layer instability // *J. Fluid Mech.* Pt. 1. — 1962. — Vol. 12. — P. 1–34.
5. Gaster, M.A. Theoretical model of a wave packet in the boundary layer on a flat plate // *Proc. Roy. Soc. A347.* — 1975. — No. 1649. — P. 271–289.
6. Качанов Ю.С., Козлов В.В., Левченко В.Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое // Новосибирск: Наука, 1982. — 151 с.
7. Kachanov Yu. S. On the resonant nature of the breakdown of a laminar boundary layer // *J. Fluid Mech.* — 1987. — No. 184. — P. 43–74.
8. Rist U., Fasel H.F. Spatial three-dimensional numerical simulation of laminar-turbulent transition in a flat-plate boundary layer // *Boundary Layer Transition and Control Conf.*, Cambridge U.K.: Royal Aero. Soc. — 1994. — P. 25.1–25.9.

9. Жигулев В.Н., Киркинский А.Н., Сидоренко Н.В., Тумин А.М. О механизме вторичной неустойчивости и ее роли в процессе возникновения турбулентности // *Аэромеханика*. — М.: Наука, 1976. — С. 118–140.
10. Герценштейн С.Я., Сухоруков А.Н., Родичев Е.Б. Вторичная неустойчивость, взаимодействие возмущений и сценарии возникновения турбулентности // *Изв. Высшей школы: Прикладная нелинейная динамика*. — 1996. — № 2. — С. 10–25.
11. Swearingen J.D., Blackwelder R.F. The growth and breakdown of streamwise vortices in the presence of a wall // *J. Fluid Mech.* 182. — 1987. — P. 255–290.
12. Yu X., Liu J.T.C. The secondary instability in Goertler flow // *Phys. Fluids A*. — 1991. — Vol. 3 (7). — P. 1845–1847.
13. Kohama Y. Some expectation on the mechanism of cross-flow instability in a swept wing flow // *Acta Mech.* — Vol. 66. — 1987. — P. 21–38.
14. Kohama Y., Saric W. S., Hoos J.A. A high-frequency, secondary instability of crossflow vortices that leads to transition // *Proc. Boundary Layer Transition and Control*. London: Royal Aero. Soc. Conf. — 1991. — P. 4.1–4.13.
15. Bakchinov A.A., Grek H.R., Klingmann B.G.B., Kozlov V.V. Transition experiments in a boundary layer with embedded streamwise vortices // *Phys. Fluids*. — 1995. — Vol. 7 (4). — P. 820–832.
16. Бойко А.В., Козлов В.В., Сызранцев В.В., Щербаков В.А. Экспериментальное исследование ламинарно-турбулентного перехода на изолированном стационарном возмущении в пограничном слое скользящего крыла // *ПМТФ*. — 1995. — Т. 36, № 1. — С. 72–84.
17. Morkovin M.V. Bypass transition to turbulence and research desiderata // *Transition in Turbines*. NASA Conf. Publ. — 1984. — P. 161–204.
18. Косорыгин В.С., Поляков Н.Ф., Супрун Т.Т., Эпик Э.Я. Влияние турбулентности на структуру возмущений в ламинарном пограничном слое // *Пристеночные турбулентные течения / Под ред. С.С. Кутателадзе*. — Новосибирск: ИТФ СО АН СССР, 1984. — С. 79–83.
19. Suder K.L., O'Brien J.E., Reshotko E. Experimental study of bypass transition in a boundary layer // *NASA Rep.* 100 913. — 1988. — 189 p.
20. Kendall J.M. Experimental study of disturbances produced in a pre-transitional laminar boundary layer by weak free stream turbulence // *AIAA Paper*. — 1985. — No. 85-1695.
21. Kosorygin V.S., Polyakov N.Ph. Laminar boundary layers in turbulent flows // Arnal D., Michel R. (eds.) // *Laminar-Turbulent Transition 3*. — Berlin: Springer-Verlag, 1990. — P. 573–578.
22. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. — Новосибирск: Изд-во Наука, 1999. — 327 с.
23. Грек Г.Р., Козлов В.В., Рамазанов М.П. Ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности набегающего потока: Обзор // *Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук*. — 1991. — Вып. 6. — С. 106–137.
24. Грек Г.Р., Козлов В.В., Рамазанов М.П. Исследование устойчивости пограничного слоя при повышенной степени турбулентности набегающего потока в градиентном течении // *Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа*. — 1990. — № 2. — С. 52–58.
25. Бакчинов А.А., Грек Г.Р., Катасонов М.М., Козлов В.В. Экспериментальное исследование взаимодействия продольных “полосчатых” структур с высокочастотным возмущением // *Изв. РАН. Механика жидкости и газа*. — 1998. — № 5. — С. 39–49.
26. Alfredsson P.H., Bakchinov A.A., Kozlov V.V., Matsubara M. Laminar-turbulent transition structures at a high level of a free stream turbulence // *Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers*. / 35. Duck P.W., Hall P. (eds.). — Manchester: Kluwer Academic Publ., 1996. — P. 423–436.
27. Smith C.R., Walker J.D.A., Haidari B.K., Taylor B.K. Hairpin vortices in turbulent boundary layers: the implications for reducing surface drag // *Structure of Turbulence and Drag Reduction*. — Berlin: Springer-Verlag, 1990. — Gyr, A. (ed.). — P. 51–58.
28. Landahl M.L. A note on an algebraic instability of inviscid parallel shear flows // *J. Fluid Mech.* — 1980. — Vol. 98. — P. 243–251.
29. Катасонов М.М., Козлов В.В. Влияние поперечных колебаний поверхности на развитие продольных полосчатых структур и зарождающихся турбулентных пятен // *Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа*. — 1999. — Т. 34, № 5. — С. 63–71.
30. Сбоев Д.С., Грек Г.Р., Козлов В.В. Экспериментальное исследование восприимчивости пограничного слоя на скользящем крыле к локализованным возмущениям из внешнего потока // *Теплофизика и аэромеханика*. — 2000. — Т. 7, № 4. — С. 469–480.
31. Grek H.R., Dey J., Kozlov V.V., Ramazanov M.P., Tughto O.N. Experimental analysis of the process of the formation of turbulence in the boundary layer at higher degree of turbulence of windstream // *Tech. Rep. No. 91-FM-2*. — Bangalore: Indian Institute of Science, 1991. — 37 p.
32. Westin K.J.A., Bakchinov A.A., Kozlov V.V., Alfredsson P.H. Experiments on localized disturbances in a flat plate boundary layer. Pt 1. The receptivity and evolution of a localized free stream disturbances // *Eur. J. Mech./Fluids*. — 1998. — Vol. 17. — P. 823–846.

*Статья поступила в редакцию 24 октября 2007 г.*