

УДК 532.526

## Экспериментальное исследование предвестников локализованных возмущений пограничного слоя при повышенной степени турбулентности\*

В.Н. Горев<sup>1,2</sup>, М.М. Катаонов<sup>1,2</sup>, В.В. Козлов<sup>1,2</sup>, П.А. Мотырев<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

<sup>2</sup>Новосибирский государственный университет,

E-mail: mikhail@itam.nsc.ru

Исследованы процессы образования турбулентности в пограничном слое при повышенной степени турбулентности набегающего потока. Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе МТ-324 ИТПМ СО РАН на моделях прямого и скользящего ( $45^\circ$ ) крыла при числах Рейнольдса  $Re_{c1} = 97000$  и  $Re_{c2} = 137000$ , при низкой ( $Tu = 0,18 \% U_\infty$ ) и повышенной степени турбулентности набегающего потока ( $Tu = 0,79$  и  $2,31 \% U_\infty$ ). Продольные локализованные возмущения, возникающие в пограничном слое под воздействием повышенной степени турбулентности набегающего потока, моделировались искусственно методом локализованного отсоса воздуха через щель на поверхности модели. Исследовались волновые пакеты (предвестники), возникающие в пограничном слое в областях, предшествующих резкому локальному изменению скорости вблизи фронтов локализованного возмущения. Обнаружено, что повышенная степень турбулентности набегающего потока ускоряет развитие волновых пакетов-предвестников и преобразование их в турбулентные пятна.

**Ключевые слова:** ламинарно-турбулентный переход, повышенная степень турбулентности, предвестники, продольные структуры.

### ВВЕДЕНИЕ

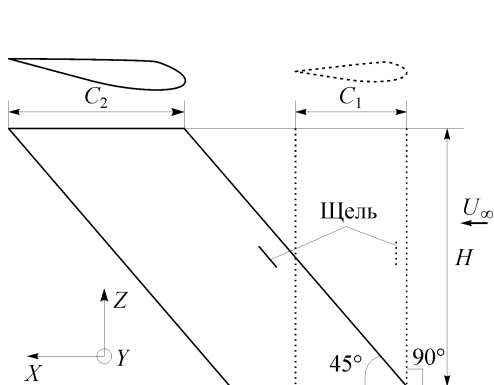
Ламинарно-турбулентный переход имеет место в различных сдвиговых течениях, таких как пограничные слои, струи, течения в каналах. Интерес исследователей к процессу перехода объясняется как прикладной стороной вопроса, в частности, снижением аэродинамического сопротивления и шумности летательных аппаратов, так и желанием получить новые фундаментальные знания, которые позволят дополнить известную на сегодняшний день физическую картину явления. В последние годы большой интерес уделяется изучению продольных локализо-

\* Работа выполнена при финансовой поддержке Президента РФ: гранты ВНШ (№ НШ-454.2008.1) и государственной поддержки молодых российских ученых (МК-101.2007.1); РФФИ (№ 08-01-00027), Мин. образования и науки РФ (РНИ.2.1.2.541).

ванных возмущений (структур), возникающих в пограничном слое под воздействием повышенной степени турбулентности набегающего потока. Такие структуры создают условия для развития высокочастотных волновых возмущений (вторичная неустойчивость, предвестники), которые далее могут трансформироваться в турбулентные пятна, в результате течение в пограничном слое переходит из ламинарного состояния в турбулентное [1, 2]. Исследования в естественных условиях не позволяют сегодня в полной мере ответить на поставленные вопросы в силу того, что появление возмущений в пограничном слое носит случайный характер и в большинстве случаев практически невозможно отследить появление и поведение конкретного возмущения. Для детального изучения продольные структуры (локализованные возмущения) искусственно моделируют в пограничном слое. Настоящая работа посвящена экспериментальному изучению волновых пакетов (предвестников), возникающих в пограничных слоях, в областях, предшествующих резкому локальному изменению скорости потока внутри пограничного слоя (фронты локализованного возмущения) в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока.

#### МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

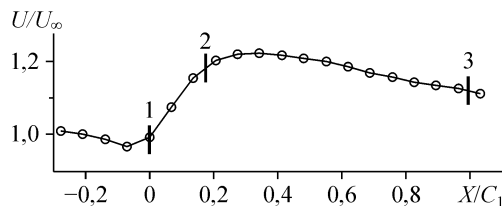
Эксперименты проводились в дозвуковой аэродинамической трубе МТ-324 ИТПМ СО РАН с рабочей частью 200×200×800 мм. Скорость набегающего потока составляла  $U_\infty = 5$  м/с. Повышенный уровень турбулентности набегающего потока создавался с помощью турбулизирующих сеток, устанавливаемых перед входом в рабочую часть. Исследования проводились на моделях прямого и скользящего ( $45^\circ$ ) крыла с хордами  $C_1 = 290$  мм и  $C_2 = 410$  мм соответственно (рис. 1). Модели устанавливались в середине рабочей части под нулевым углом атаки. Для введения локализованных возмущений в пограничный слой использовался метод отсоса воздуха через поперечную щель длиной 40 мм и шириной 0,5 мм, расположенную на поверхности модели. Для организации отсоса использовался вакуумный насос. Длительность импульса отсоса регулировалась быстродействующим электромагнитным клапаном, синхронизированным с системой записи сигнала. Измерения проводились одноточечным датчиком с помощью термоанемометра постоянной температуры фирмы Dantec (Дания, модель 54Т30). Измерялись средняя  $U$  и пульсационная  $u$  компоненты продольной составляющей скорости. Аналоговый сигнал с термоанемометра, синхронизированный с моментом ввода искусственных возмущений в пограничный слой, оцифровывался АЦП (L-Card E14-440) и затем сохранялся в виде файла в памяти персонального компьютера. Для перемещения



датчика термоанемометра в пространстве использовался полуавтоматический координатник с точностью позиционирования 0,5, 0,005, 0,5 мм по  $X$ ,  $Y$  и  $Z$  координате соответственно. Следует отметить, что в случае повышенной степени турбулентности

Рис. 1. Схема эксперимента.  
 $C_1 = 290$ ,  $C_2 = 410$ ,  $H = 200$  мм.

Рис. 2. Распределение средней скорости вдоль хорды прямого крыла на внешней границе пограничного слоя. Метка 1 соответствует носику крыла, 2 — источнику возмущений (поперечная щель), 3 — задней кромке профиля.



набегающего потока использовалось осреднение по ансамблю (по двадцати и более реализациям) для выделения полезного сигнала из недетерминированных шумов.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

Первая серия измерений проводилась на модели прямого крыла при низкой степени турбулентности набегающего потока  $Tu = 0,18 \% U_\infty$ . Исследовались поля течения в  $Z/\delta - t$  и  $Y/\delta - t$  плоскостях внутри пограничного слоя. На рис. 2 представлено распределение средней скорости вдоль хорды прямого крыла, измеренное на внешней границе пограничного слоя. Из графика видно, что источник локализованных возмущений располагается в области благоприятного градиента давления. Под воздействием импульса отсоса в пограничном слое возникает продольное локализованное возмущение. Вблизи переднего фронта продольного локализованного возмущения генерируется высокочастотный волновой пакет—предвестник (рис. 3). Здесь представлено распределение изолиний пульсации скорости вдоль размаха крыла за источником возмущений при  $X/C_1 = 0,31$  и  $0,52$ . Размер продольной структуры по трансверсальной координате ( $Z$ ) определяется размером щели ( $L$ ) и значительно превышает толщину пограничного слоя ( $\delta$ ) вблизи щели при  $X/C_1 = 0,17$ ,  $L/\delta \approx 40$ . Вниз по потоку локализация продольной структуры сохраняется, при  $X/C_1 = 0,31$ ,  $L/\delta \approx 15,4$  (см. рис. 3, *a*), а при  $X/C_1 = 0,52$ ,  $L/\delta \approx 10$  (см. рис. 3, *b*). Широкая щель выбрана для получения широкого переднего фронта продольной структуры, который, в свою очередь, порождает достаточно протяженный (близкий к двумерному на начальном этапе) по размаху крыла волновой пакет—предвестник. Распределение скорости отсасываемого воздуха на краях щели выбиралось из условий минимального градиента скорости  $du/dZ$ , чтобы избежать

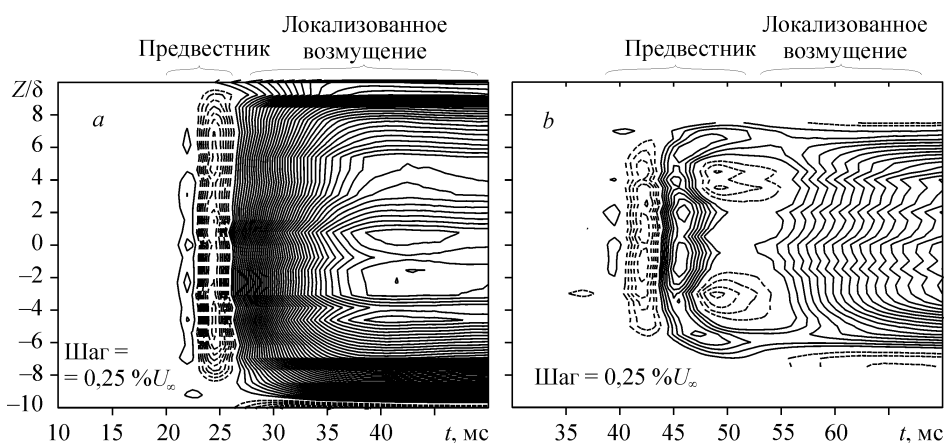


Рис. 3. Термоанемометрическая визуализация возмущений в пограничном слое: изолинии пульсации скорости в плоскости  $(Z/\delta - t)$  при  $Y = Y_{\text{max}}$ .  $X/C_1 = 0,31$  (*a*),  $0,52$  (*b*),  $\delta = 2,6$  (*a*),  $4$  (*b*) мм. Прямое крыло.  $Tu = 0,18 \% U_\infty$ .

возникновения неустойчивостей на боковых границах генерируемой продольной структуры. Как показано в работе [2], предвестники фронтов локализованных возмущений являются пакетами волн Толлмина–Шлихтинга (Т–Ш). Фактически предвестник является результатом воздействия прямоугольного импульса (нестационарный отсос) на пограничный слой. В результате дисперсии передний и задний фронты прямоугольного импульса разделяются по частотам, из которых пограничным слоем усиливаются наиболее неустойчивые. Обнаружено, что предвестники в процессе своего развития в пограничном слое вниз по потоку преобразуются в  $\Lambda$ -структуры, приводя в дальнейшем через образование турбулентного пятна к турбулентности.

Изолинии пульсаций скорости, построенные в плоскости  $Y/\delta - t$ , для различных положений вдоль хорды крыла представлены на рис. 4. Сплошные линии отражают превышение скорости, а пунктирные — ее дефект. Как видно из рисунка, продольная структура целиком располагается внутри пограничного слоя. Максимум амплитуды продольного локализованного возмущения находится при  $Y/\delta = 0,38$  для  $X/C_1 = 0,31$  и  $0,59$  (см. рис. 4, *a, b*), т. е. его положение относительно толщины пограничного слоя остается неизменным. Столь низкое расположение максимума (для естественных продольных структур усредненный максимум пульсаций при  $Y/\delta \approx 0,5$ ) характерно для продольных локализованных возмущений, генерируемых с помощью отсоса, причем в данном случае образование возмущения в пограничном слое начинается не с передней кромки, а с  $X/C_1 = 0,17$ , т. е. с места расположения поперечной щели. В результате характерный масштаб продольного локализованного возмущения по нормали к поверхности не успевает

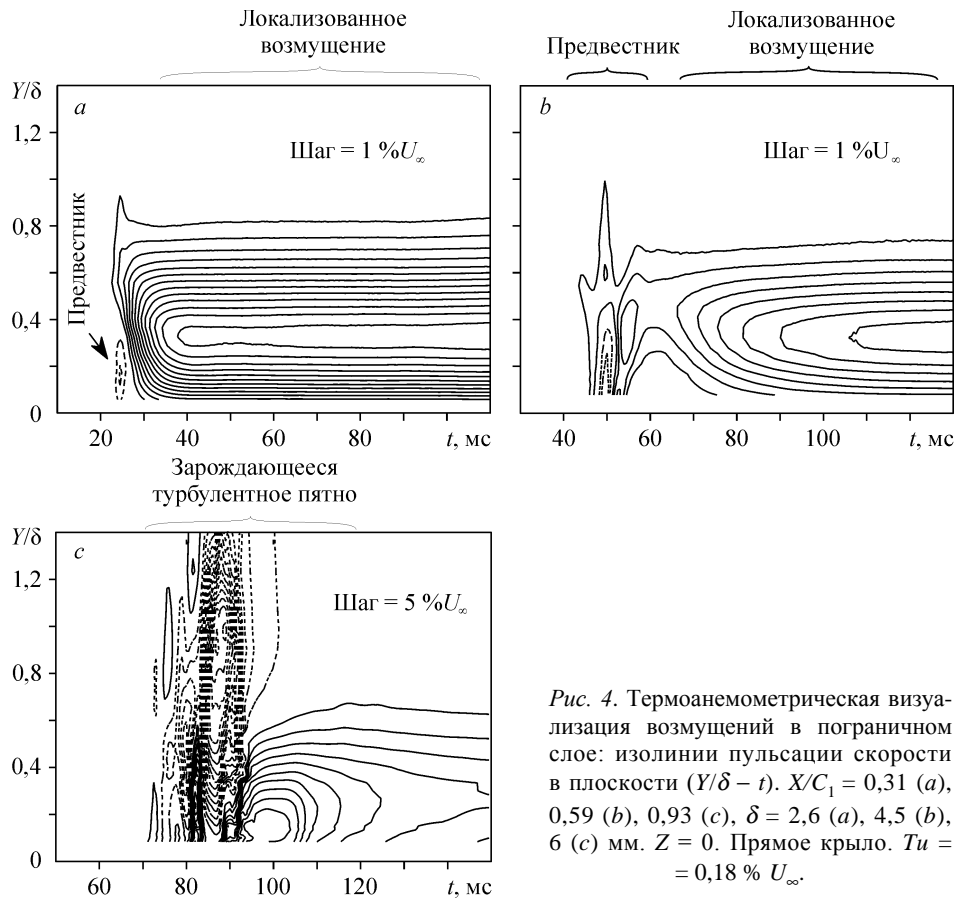


Рис. 4. Термоанемометрическая визуализация возмущений в пограничном слое: изолинии пульсации скорости в плоскости  $(Y/\delta - t)$ .  $X/C_1 = 0,31$  (*a*),  $0,59$  (*b*),  $0,93$  (*c*),  $\delta = 2,6$  (*a*),  $4,5$  (*b*),  $6$  (*c*) мм.  $Z = 0$ . Прямое крыло.  $Tu = 0,18 \% U_\infty$ .

окончательно сформироваться. По мере движения вниз по потоку продольная структура порождает в области, предшествующей резкому изменению скорости (здесь передний фронт структуры), волновой пакет—предвестник. В области неблагоприятного градиента давления наблюдался интенсивный рост амплитуды предвестников, в то время как амплитуда локализованного возмущения снижается с  $13\% U_\infty$  при  $X/C_1 = 0,31$  до  $8\% U_\infty$  при  $X/C_1 = 0,59$ . В процессе развития в волновом пакете растет количество максимумов, увеличивается пространственный размер пакета. Трансформацию волнового пакета в зарождающееся турбулентное пятно отчетливо видно на рис. 4, с.

Следующая серия измерений проводилась на модели прямого крыла в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока  $Tu = 0,79\% U_\infty$ . Изолинии пульсаций скорости, построенные в плоскости  $Y - t$ , представлены на рис. 5. Сравнивая топологию полученных возмущений (см. рис. 5) с исследованиями при низкой степени турбулентности набегающего потока (см. рис. 4), видно хорошее согласование на начальных этапах развития. Амплитуда локализованного возмущения также снижается с  $13\% U_\infty$  при  $X/C_1 = 0,31$  до  $8\% U_\infty$  при  $X/C_1 = 0,59$  (см. рис. 5 а, б). Максимум амплитуды продольного локализованного возмущения располагается при  $Y/\delta \approx 0,38$ . Так же как и в случае низкой степени турбулентности набегающего потока, здесь отчетливо просматривается волновой пакет—предвестник на переднем фронте продольного локализованного возмущения. Двигаясь вниз по течению, в области неблагоприятного градиента давления предвестник

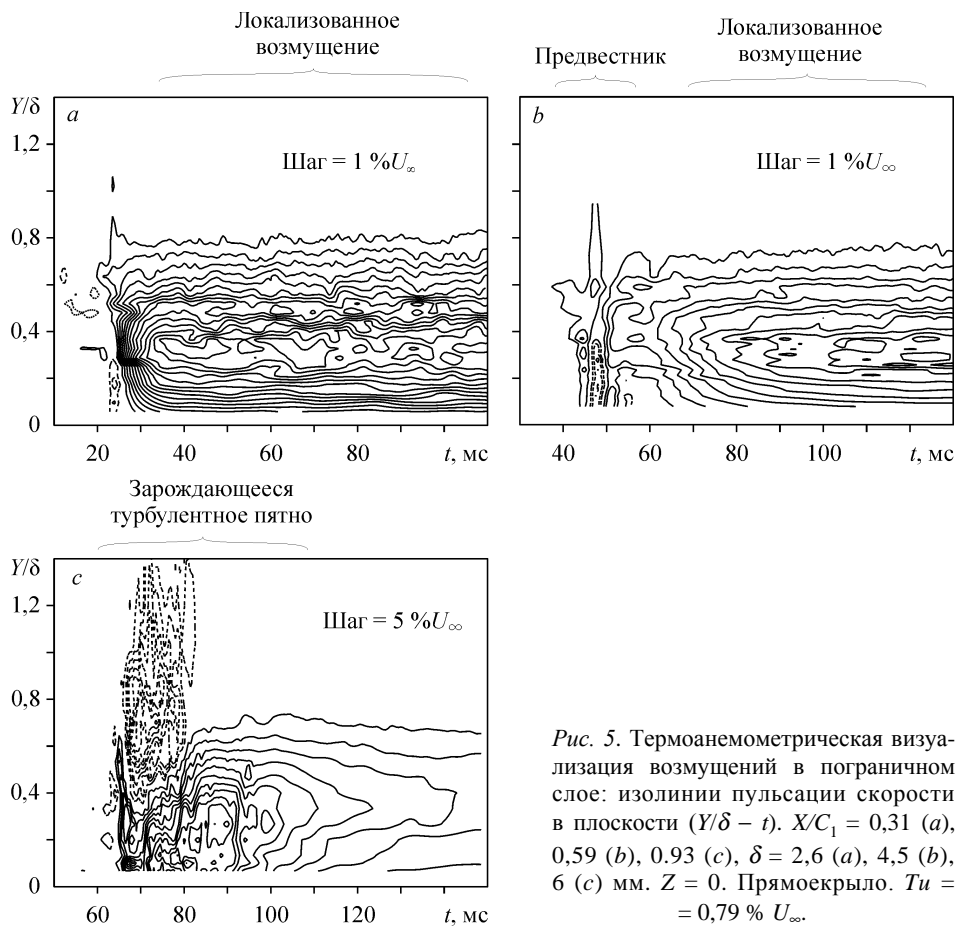


Рис. 5. Термоанемометрическая визуализация возмущений в пограничном слое: изолинии пульсации скорости в плоскости  $(Y/\delta - t)$ .  $X/C_1 = 0,31$  (а),  $0,59$  (б),  $0,93$  (с),  $\delta = 2,6$  (а),  $4,5$  (б),  $6$  (с) мм.  $Z = 0$ . Прямокрыло.  $Tu = 0,79\% U_\infty$ .

нарастает и приводит к образованию зарождающегося турбулентного пятна. Сравнивая поздние стадии развития волновых пакетов при низкой и повышенной степени турбулентности набегающего потока (см. рис. 4, *c* и 5, *c*), можно видеть, что в случае повышенной степени турбулентности зарождающееся турбулентное пятно начинается при  $t \approx 60$  мс, а при низкой — при  $t \approx 70$  мс, т. е. смещено вперед на  $\Delta X \approx 30$  мм ( $\Delta X/C_1 \approx 0,1$ ) для  $Y \approx 0,5 \delta$  при локальной скорости течения  $\approx 3$  м/с. Таким образом, повышенная степень турбулентности ускоряет преобразование волнового пакета—предвестника в турбулентное пятно в области неблагоприятного градиента давления.

Далее было исследовано поведение кривых нарастания амплитуды возмущений в пограничном слое вдоль хорды профиля (рис. 6). Величины пульсаций скорости определялись на уровне максимума возмущений (волнового пакета) по оси  $Y$  внутри пограничного слоя. Для нормировки использовалось начальное значение по  $X$  в каждом распределении. Вначале исследовался случай естественных возмущений, возникающих в пограничном слое при низкой и повышенной степенях турбулентности набегающего потока, т. е. в этом случае отсутствовали какие-либо искусственно сгенерированные структуры (см. рис. 6, *a*). На графике видно, что под воздействием повышенной степени турбулентности начало ламинарно-турбулентного перехода (в естественных условиях) затягивается, то есть сдвигается вниз по потоку. Это можно объяснить тем, что, как было показано ранее [1, 3], в пограничном слое могут существовать и интенсивно нарастать волновые пакеты, приводя к ламинарно-турбулентному переходу. Повышенная степень турбулентности воздействует на пограничный слой, создавая в нем полосчатые структуры, которые подавляют рост волновых пакетов на начальной, линейной стадии их развития, что и приводит к затягиванию ламинарно-турбулентного перехода. Чтобы

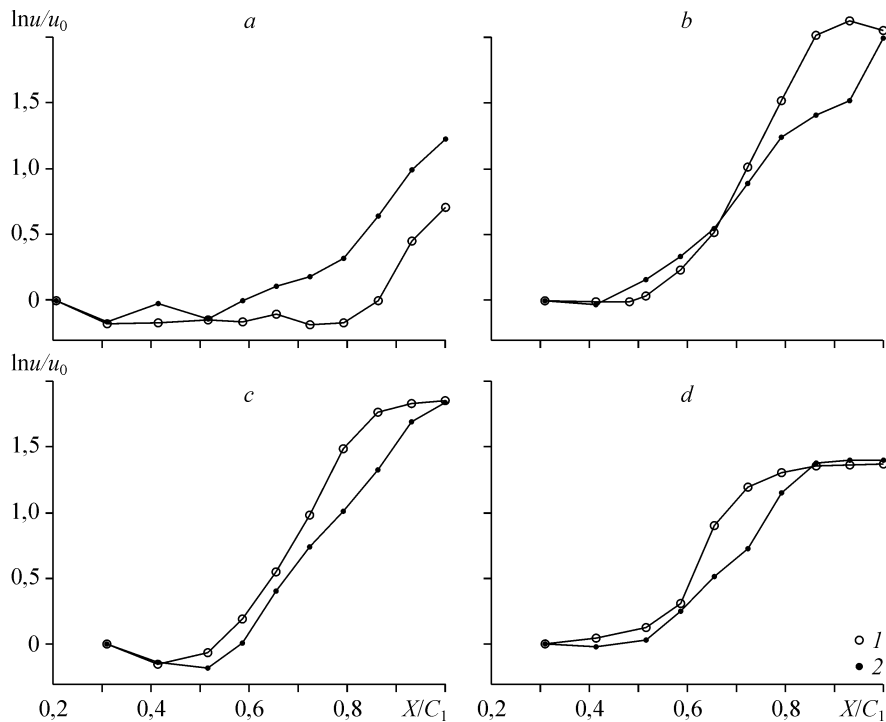


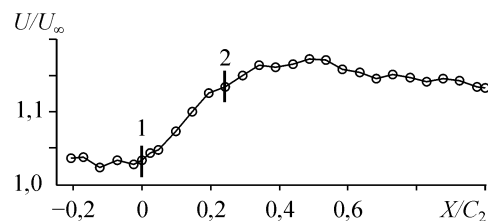
Рис. 6. Кривые нарастания возмущений в пограничном слое вдоль хорды прямого крыла при повышенной (1,  $Tu = 0,18 \% U_\infty$ ) и низкой (2,  $Tu = 0,79 \% U_\infty$ ) степенях турбулентности набегающего потока: без введения контролируемых возмущений (естественные условия, *a*), искусственно введенная волна Т–Ш с частотой 150 Гц (*b*), предвестники малой (*c*) и большой (*d*) амплитуд.

это проверить, в настоящей работе искусственно создавалась волна Т–Ш малой начальной амплитуды (приблизительно 0,13 %  $U_\infty$ ), и ее поведение анализировалось в условиях низкой и повышенной степени турбулентности набегающего потока. Как видно на рис. 6, *b*, на линейном участке развития ( $0,4 < X/C_1 < 0,5$ ) происходит стабилизация волны Т–Ш в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока, что также отмечалось в работе [4] на плоской пластине. Далее, развиваясь в области с неблагоприятным градиентом давления ( $X/C_1 > 0,5$ ), искусственно возбуждаемая волна Т–Ш становится нелинейной и стремительно нарастает. При этом коэффициент нарастания волны Т–Ш при повышенной степени турбулентности больше, чем при низкой степени турбулентности набегающего потока.

Рассмотрим распределения пульсаций скорости вдоль хорды крыла для предвестников (см. рис. 6, *c*, *d*). В процессе эксперимента амплитуда предвестника могла варьироваться изменением интенсивности отсоса воздуха через щель. Создавались предвестники как малой (менее 1 %  $U_\infty$ ), так и большой начальной амплитуды (около 2 %  $U_\infty$ ). Анализ распределения пульсации скорости в пограничном слое показывает, что в случае предвестника малой амплитуды ( $\approx 0,4$  %  $U_\infty$  вблизи источника) (см. рис. 6, *c*) на начальном участке развития в области благоприятного градиента давления ( $0,31 < X/C_1 < 0,42$ ) амплитуда пульсаций сначала падает, но затем, в области неблагоприятного градиента давления — стремительно нарастает. При этом амплитуда пульсаций скорости для предвестников в условиях повышенной степени турбулентности растет быстрее, чем при низкой степени турбулентности набегающего потока. Для предвестника большой начальной амплитуды рост интенсивности начинается уже в области благоприятного градиента давления (см. рис. 6, *d*). Чем больше начальная амплитуда предвестников, тем раньше наступает ламинарно-турбулентный переход из-за разрушения последних. Это можно увидеть, проанализировав положение максимальных значений пульсации скорости (конец ламинарно-турбулентного перехода) (рис. 6, *c*, *d*). Для предвестника малой амплитуды ламинарно-турбулентный переход расположен при  $X/C_1 \approx 0,85$ , для предвестника большой амплитуды — при  $X/C_1 \approx 0,75$  (для  $Tu = 0,79$  %  $U_\infty$ ). В случае низкой степени турбулентности набегающего потока данный эффект заметен еще больше — это  $X/C_1 \approx 1$  и  $0,85$  соответственно. Следует отметить, что предвестник в данном случае является существенно нелинейным объектом, поскольку, даже если его начальная амплитуда была менее одного процента, двигаясь в пограничном слое, верхняя часть предвестника взаимодействует с фронтом локализованного возмущения. Это происходит потому, что скорость распространения предвестника фиксирована и составляет  $\approx 0,4 U_\infty$  по всей толщине пограничного слоя, а верхние слои пограничного слоя, где располагается часть фронта продольного локализованного возмущения, распространяются гораздо быстрее, со скоростями порядка 0,6–0,9  $U_\infty$ .

Далее исследовалась модель скользящего крыла. На рис. 7 представлено распределение средней скорости вдоль хорды скользящего крыла, измеренное на внешней границе пограничного слоя. На графике видно, что источник возмущений располагался в области благоприятного градиента давления, так же как и в эксперименте на прямом крыле. Компьютерная визуализация исследуемых возмущений

Рис. 7. Распределение средней скорости вдоль хорды скользящего крыла на внешней границе пограничного слоя. Метка 1 соответствует носу крыла, 2 — источнику возмущений (щель, параллельная передней кромке).



при низкой степени турбулентности набегающего потока (рис. 8) показала, что, в отличие от возмущений на прямом крыле (см. рис. 3), предвестники и продольные структуры в пограничном слое скользящего крыла за счет трехмерности течения (наличия поперечной компоненты скорости) становятся асимметричными. Происходит закрутка продольной структуры. Поскольку в пограничном слое скользящего крыла на различных расстояниях от поверхности течения имеет различные направления, то локализованный отсос меняет не только наполненность профиля продольной компоненты скорости, но и направление локального вектора скорости в фиксированных точках пространства ниже по потоку за щель. При повышенной степени турбулентности ( $Tu = 2,31 \% U_\infty$ ) поведение предвестников вниз по потоку на модели скользящего крыла, аналогично случаю прямого крыла. Положение максимума интенсивности пульсаций скорости для предвестников, измеренное вдоль хорды крыла сдвигается к передней кромке под воздействием повышенной степени турбулентности внешнего течения (рис. 9). Для предвестника, распространяющегося перед задним фронтом локализованного возмущения, видно затухание вниз по потоку при низкой степени турбулентности набегающего

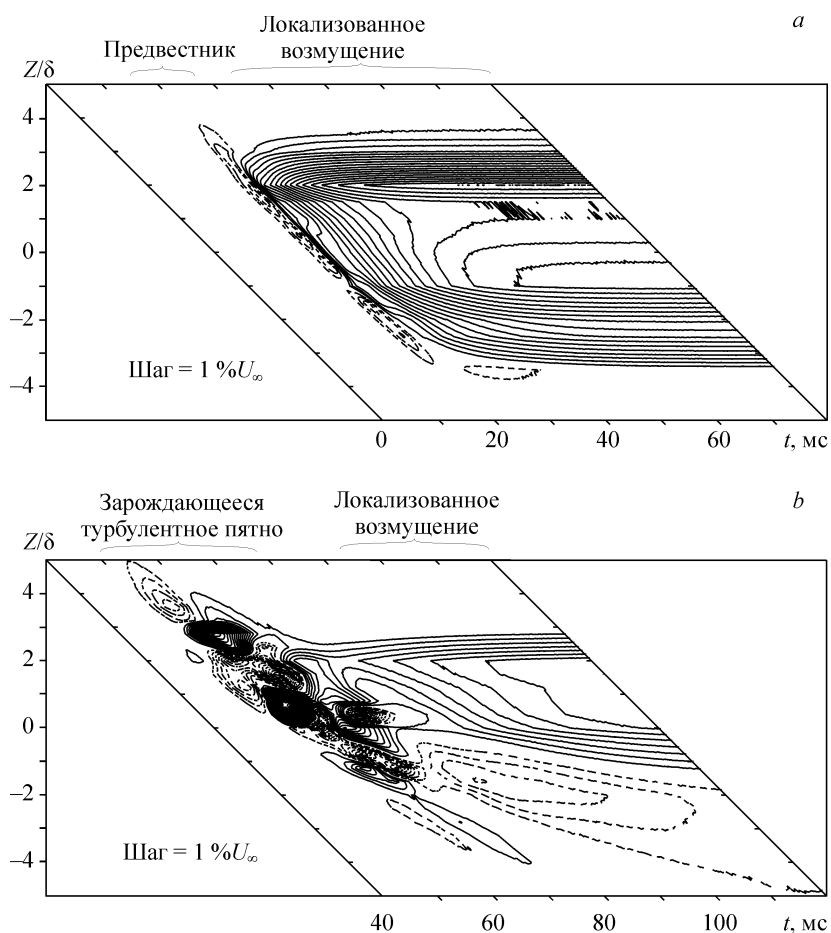
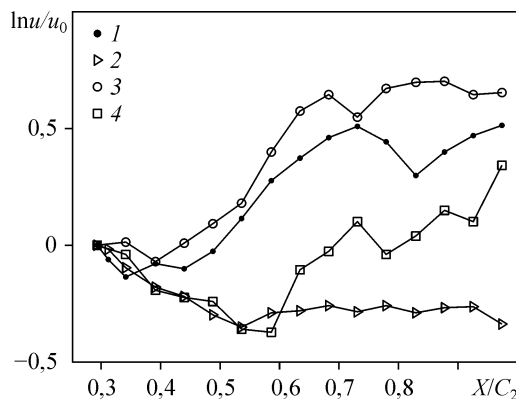


Рис. 8. Термоанемометрическая визуализация возмущений в пограничном слое, изолинии пульсации скорости в плоскости  $(Z/\delta - t)$  при  $Y = Y_{u \max}$ .  $X/C_2 = 0,31$  (a),  $0,58$  (b),  $\delta = 4$  (a),  $5$  (b) мм. Скользящее крыло.  $Tu = 0,18 \% U_\infty$ .



Рис. 9. Кривые нарастания предвестников переднего и заднего фронтов локализованного возмущения в пограничном слое вдоль хорды профиля скользящего крыла при низкой и повышенной степенях турбулентности набегающего потока:  $Tu = 0,18$  (1, 2), 2,31 (3, 4) %  $U_\infty$ , передний (1, 3) и задний (2, 4) фронты.



потока, и напротив, показан динамичный рост под воздействием повышенной степени турбулентности набегающего потока в области неблагоприятного градиента давления.

### ВЫВОДЫ

В результате исследований показано, что волновые пакеты–предвестники фронтов локализованных возмущений могут существовать и приводить к образованию турбулентности в градиентном течении в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока. Обнаружено, что в указанных условиях происходит подавление волны Т–Ш в линейной области ее развития, что согласуется с результатами предыдущих исследований. Найдено, что для прямого крыла рост амплитуды предвестников в условиях повышенной степени турбулентности начинается раньше, чем при низкой степени турбулентности набегающего потока. Чем больше начальная амплитуда предвестников, тем раньше наступает ламинарно-турбулентный переход из-за разрушения последних. Предвестники и продольные структуры в пограничном слое скользящего крыла за счет трехмерности течения становятся асимметричными, однако их поведение вниз по потоку аналогично случаю прямого крыла.

### ОБОЗНАЧЕНИЯ

$U_\infty$ — скорость свободного потока,	$L$ — длина щели,
$U$ — локальная скорость невозмущенного потока,	$\delta$ — толщина пограничного слоя,
$u$ — отклонение локальной скорости от скорости невозмущенного потока (пульсации скорости),	$Tu$ — степень турбулентности,
$X, Y, Z$ — декартовы координаты,	$H$ — ширина рабочей части аэродинамической трубы,
$t$ — время,	$C$ — хорда крыла,
$f$ — частота,	$Re_c$ — число Рейнольдса, $U_\infty C/\nu$ .

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Boiko A.V., Grek G.R., Dovgal A.V.** The origin of turbulence in near – wall flows. Berlin: Springer, 2002. 263 p.
2. **Горев В.Н., Катасонов М.М.** Возникновение и развитие предвестников на фронтах продольных структур в пограничном слое прямого крыла // Теплофизика и аэромеханика. 2004. Том 11, № 3. С. 403–415.
3. **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. МЖГ. 1990. № 2. С. 52–58.
4. **Boiko A.V., Westin K.J.A., Klingmann B.G.B., Kozlov V.V., Alfredsson P.H.** Experiments in boundary layer subjected to free stream turbulence Part 2: The role of TS – waves in the transition process // J. Fluid Mech. 1994. Vol. 281. P. 219–245.

Статья поступила в редакцию 14 ноября 2008 г.