

УДК 532.526.3

## **Особенности нестационарных процессов в области фронтов продольных структур в пограничном слое прямого крыла\***

**В.Н. Горев<sup>1,2</sup>, М.М. Катасонов<sup>1,2</sup>, В.В. Козлов<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: gorev\_vasily@ngs.ru

В условиях модельного эксперимента в пограничном слое прямого крыла в областях потока, предшествующих фронтам продольных структур, получены волновые пакеты — предвестники. Исследован характер нестационарного течения в области фронтов продольных структур. Предложена модель формирования и развития фронтов. Показано, что градиент давления внешнего течения является обязательным условием для нарастания предвестников. Кроме того, исследована пространственная геометрия предвестников и ее динамика в процессе развития волнового пакета вниз по потоку.

**Ключевые слова:** пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, продольные структуры, волны Толлмина–Шлихтинга, предвестники, волновые пакеты,  $\lambda$ -структуры, аэродинамическая труба.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Среди объектов исследования аэрофизики процесс перехода течения от ламинарного состояния к турбулентному является, пожалуй, одним из интереснейших и сложных явлений. Ламинарно-турбулентный переход имеет место в различных сдвиговых течениях, таких как пограничные слои, струи, течения в каналах [1]. Интерес исследователей к процессу перехода объясняется как желанием получить новые фундаментальные знания, которые позволят дополнить известную на сегодняшний день физическую картину явления, так и технической стороной вопроса, в частности, снижением аэродинамического сопротивления и шумности летательных аппаратов.

Потенциальная возможность существенного снижения сопротивления путем затягивания ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое обтекаемых тел методами активного управления пристенным течением хорошо известна.

---

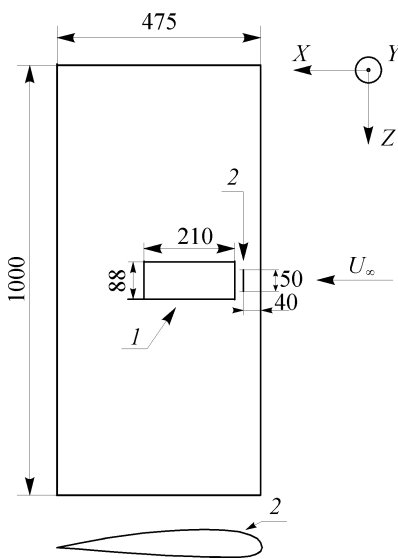
\* Работа выполнена при финансовой поддержке Президента РФ (гранты № НШ-454.2008.1, МК-101.2007.1), РФФИ (грант № 08-01-00027), Министерства образования и науки РФ (проект № РНП.2.1.2.3370), и гранта INTAS (Ref. Nr 06-1000014-6297).

Такие методы, например, с использованием микроэлектромеханических систем (Microelectromechanic systems — MEMS), предполагают локальное импульсное воздействие на вихревые возмущения, присутствующие в слое сдвига на ранних этапах их развития [2, 3]. Однако в случае импульсного воздействия в пограничный слой вводится возмущение с широким спектром частот, часть из которых попадает в область неустойчивости течения (если таковая имеется). В результате в пограничном слое возникает волновой пакет, который будет нарастать ниже по потоку и может привести к образованию турбулентного пятна. Таким образом, смещение точки перехода вниз по потоку не будет достигнуто. Возникновение волновых пакетов неоднократно наблюдалось в экспериментах по исследованию нестационарных продольных структур в пограничных слоях плоской пластины [4, 5] и прямого крыла [6–8], возбуждаемых с помощью мембраны или методом вдува (отсоса). Явление получило название “предвестник”, поскольку предшествует фронту продольной структуры. Как было показано ранее [8], в пограничном слое прямого крыла предвестники являются пакетами волн Толлмина–Шлихтинга. Измерения в пограничном слое скользящего крыла [7] также показали присутствие подобных возмущений.

В настоящей работе рассмотрены особенности возникновения и развития вниз по потоку волновых пакетов — предвестников и порождающих их продольных структур в пограничном слое прямого крыла. Исследуется структура и механизм возникновения переходных явлений в областях течения, соответствующих фронтам продольных возмущений. Предложен механизм формирования фронтов продольных структур, полученных методом вдува (отсоса). Рассмотрено влияние градиента давления внешнего течения на возникновения и развитие волновых пакетов — предвестников.

#### МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

Эксперимент проводился в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики СО РАН с поперечным сечением рабочей части  $1000 \times 1000$  мм и длиной 4000 мм. Скорость набегающего потока  $U_\infty = 3,7$  м/с, степень турбулентности потока не превышала 0,03 %. В качестве модели использовался профиль прямого крыла с хордой  $c = 475$  мм (рис. 1). Возмущения вводились в пограничный слой методом вдува (отсоса) через



щель в поверхности модели длиной 50 мм, которая располагалась параллельно передней кромке на расстоянии 40 мм от нее. Толщина пограничного слоя в области измерений составляла 2–6 мм ( $Re_\delta \approx 280-820$ ). Число Рейнольдса по хорде крыла —  $Re \approx 2,7 \cdot 10^5$ .

Вдув (отсос) производился с помощью компрессора (форвакуумного насоса), длительность регулировалась быстродействующим электромагнитным клапаном, синхронизированным с системой записи сигнала. Компрессор (насос) подключался к источнику возмущений (щель) пневмотрассой.

Рис. 1. Схема эксперимента, 1 — область измерения, 2 — источник возмущений (щель).

В случае необходимости импульс вдува (отсоса) сглаживался путем добавления в пневмотрассу демпфирующей емкости (демпфера).

Измерения проводились однониточным датчиком термоанемометра постоянной температуры. Диаметр нити датчика составлял 6 мкм, длина — около 1 мм. Скорость набегающего потока в рабочей части аэродинамической трубы измерялась насадком Пито–Прандтля, который соединялся с электронным манометром.

Измерения проводились с использованием автоматического координатного устройства, способного перемещать датчик с точностью до 5 мкм. Для изучения пространственной геометрии рассматриваемых возмущений применялась методика термоанемометрической визуализации [9]. Измерялись  $2D$  поля продольной компоненты скорости в плоскости, нормальной к поверхности модели и проходящей через центр щели ( $XY$ ), а также вдоль поверхности, огибающей модель на уровне максимума возмущений. Кроме того, для некоторых случаев проводились измерения  $3D$  полей скорости, охватывающие участок пограничного слоя в области измерений. Надо заметить, что датчик термоанемометра измеряет компоненту скорости, перпендикулярную нити. При рассмотрении средней скорости течения можно считать что преобладает продольная составляющая. Для пульсационной составляющей это допустимо при измерениях в окрестности максимума продольной компоненты скорости возмущений. Случай, в котором важна  $v$  — компонента скорости, будет рассмотрен отдельно.

Начало координат было выбрано в центре щели. Ось  $X$  направлена вдоль потока, ось  $Z$  — параллельна передней кромке крыла, ось  $Y$  — перпендикулярна осям  $X, Z$ . По причине конструктивных особенностей координатного устройства использовалась левосторонняя система координат.

## РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

### Фронты продольных структур

Фронт продольного возмущения представляет собой область нестационарного течения, которая распространяется вниз по потоку. В настоящей работе рассматриваются продольные структуры, время существования которых (продолжительность импульса вдува/отсоса) в несколько раз превышает время пролета хорды крыла потоком ( $\tau = c/U_\infty$ ). Поэтому передний и задний фронты таких возмущений не взаимодействуют (рис. 2), поскольку в момент прекращения вдува или отсоса и появления заднего фронта передний фронт уже пролетел крыло.

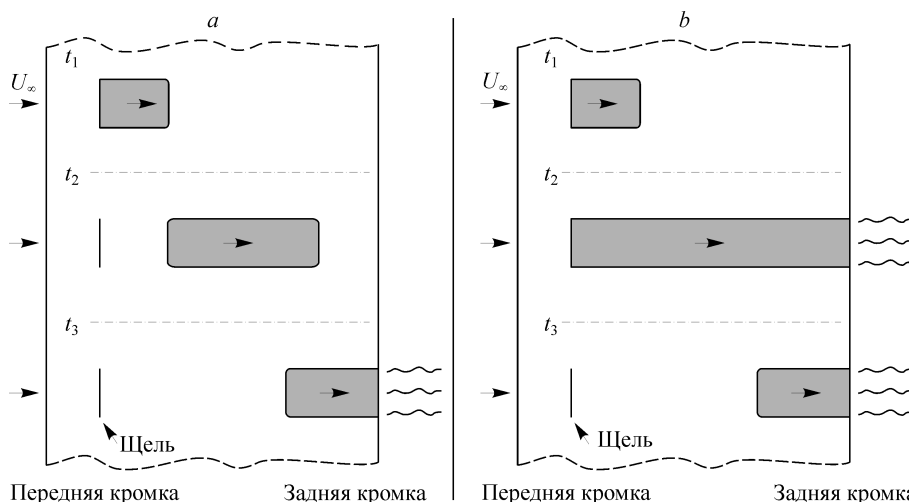


Рис. 2. Схема развития продольной структуры, полученной коротким (а) и длинным (б) импульсами.

Для анализа геометрии фронтов проводились измерения поля скорости (векторной суммы  $u$  и  $v$  компонент в силу особенностей термоанемометрии) в плоскости  $XY$ , проходящей через точку  $Z = 0$ . Течение в плоскости симметрии можно считать близким к двумерному течению, если величина  $\partial W/\partial z$  мала по сравнению с величиной  $\partial U/\partial x$ . В этом случае допустимо пренебречь производной  $\partial W/\partial z$  в уравнении неразрывности и вычислить поля скоростей  $u$  и  $v$  компонент скорости.

Оценим отношение частных производных  $\left(\frac{\partial W}{\partial z}\right)/\left(\frac{\partial U}{\partial x}\right)$ , используя мгновенное поле продольной компоненты скорости в плоскости  $XZ$  (рис. 3). Измерения проводились на уровне максимума возмущения, где преобладает продольная составляющая скорости. Вдоль линии симметрии величина продольной скорости  $u$  на половине длины волны меняет знак (см. рис. 3), при этом амплитуда этого периода волнового пакета  $u_0 \approx 0,02U_\infty$ , то есть

$$\frac{\partial u}{\partial x} \approx \frac{2u_0}{\lambda/2} = \frac{4 \cdot 0,02U_\infty}{\lambda},$$

считаем, что мгновенные значения  $\frac{\partial W}{\partial z} = \frac{\partial w}{\partial z}$  и  $\frac{\partial U}{\partial z} = \frac{\partial u}{\partial z}$ .

В трансверсальном направлении фронт волны изгибается и, таким образом, вблизи краев волнового фронта величина  $w = 2u_L \operatorname{tg}(\alpha)$ , где  $u_L \approx 0,01U_\infty$  — продольная скорость в точке с трансверсальной координатой, соответствующей краю щели,  $\alpha$  — угол между перпендикуляром к фронту волны и продольной скоростью (см. рис. 3).

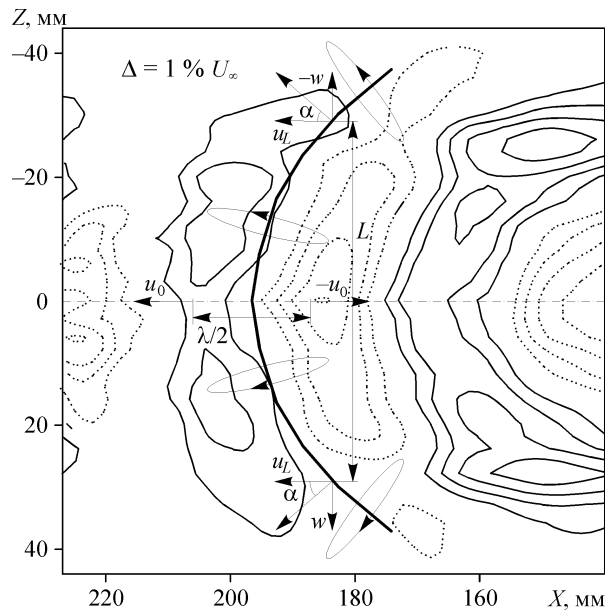


Рис. 3. Волновой пакет на переднем фронте продольной структуры, полученной методом отсоса. Геометрическое построение выполнено для оценки величины отношения производ-

$$\text{ных } \left(\frac{\partial W}{\partial z}\right)/\left(\frac{\partial U}{\partial x}\right).$$

В результате имеем производную  $w$  компоненты

$$\frac{\partial W}{\partial z} \approx \frac{2w}{L} = \frac{2u_L \cdot \operatorname{tg}(\alpha)}{L} = \frac{2 \cdot 0,01U_\infty \cdot \operatorname{tg}(\alpha)}{L}$$

и отношение производных

$$\left(\frac{\partial W}{\partial z}\right) / \left(\frac{\partial U}{\partial x}\right) \approx \frac{0,02U_\infty \cdot \operatorname{tg}(\alpha)}{L} \frac{\lambda}{0,08U_\infty} = \frac{\lambda \cdot \operatorname{tg}(\alpha)}{4L}.$$

Если подставить значения  $\lambda \approx 0,04$  м,  $\alpha \approx 40^\circ$  и  $L = 0,05$  м, то получается величина

$$\left(\frac{\partial W}{\partial z}\right) / \left(\frac{\partial U}{\partial x}\right) \approx 0,16.$$

Таким образом, используя данные измерений ( $U_{\text{exp}}$ ) в плоскости симметрии возмущения, изображенного на рис. 4, *a*, можно получить качественное решение системы уравнений:

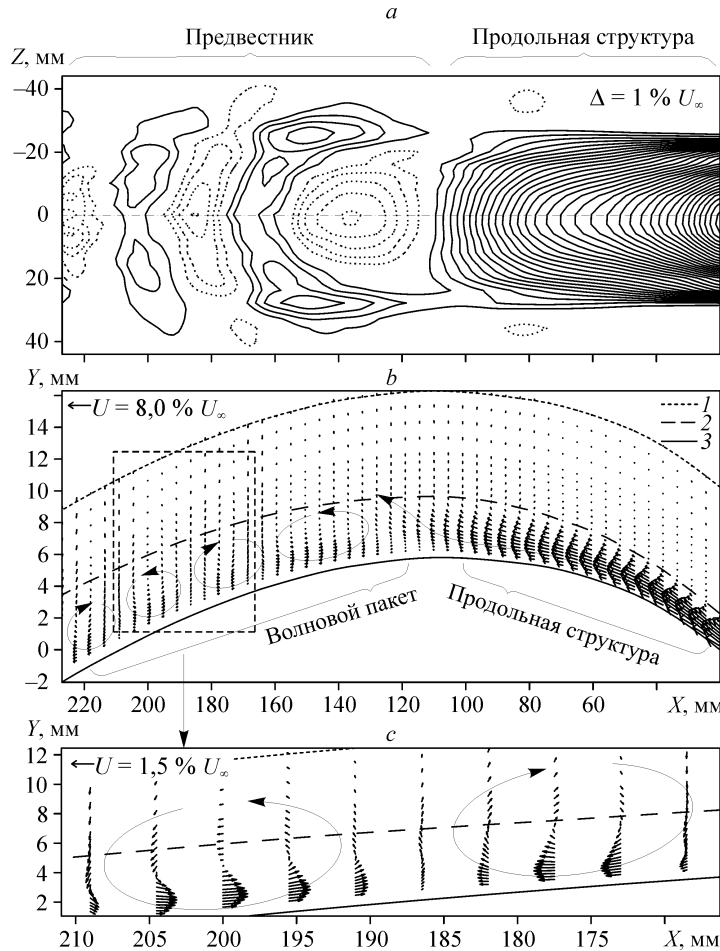


Рис. 4. Изолинии поля пульсаций продольной составляющей скорости полосчатой структуры, полученной методом отсоса, и предвестника на ее переднем фронте (*a*). Мгновенное поле пульсаций продольной  $u$  и по нормали к поверхности  $v$  скоростей в плоскости симметрии структуры, тот же момент времени, что и в (*a*). Наблюдается передний фронт продольной структуры и порожденный им предвестник (*b*). Поле скоростей одного периода волны предвестника в увеличенном масштабе (*c*).

*b, c* — область измерений (1), пограничный слой (2), поверхность модели (3).

$$\begin{cases} \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\partial V}{\partial y} = 0, \\ U^2 + V^2 = U_{\text{exp}}^2. \end{cases}$$

Если вычесть из результата среднее невозмущенное поле скоростей, то получается приближенная картина течения (поля  $u$  и  $v$  компонент), образующего продольную структуру, ее фронты и волновые пакеты в их окрестности. В области переднего фронта (см. рис. 4, *b*) наблюдается натекание быстрого газа на медленную область невозмущенного пограничного слоя. В результате векторы пульсационной составляющей скорости в области фронта продольного возмущения направлены от поверхности. Перед фронтом виден предвестник, представляющий собой пакет, состоящий из пар противовращающихся вихрей (см. рис. 4, *c*), что соответствует течению, образующему волну Толлмина–Шлихтинга. В области заднего фронта картина течения иная. Поток внутри продольного возмущения имеет большую скорость, чем невозмущенный пограничный слой позади этого фронта. В итоге на заднем фронте происходит втекание в пограничный слой быстрого газа из верхних слоев пристенного потока (рис. 5).

Рассмотрим бесконечное крыло с бесконечной щелью, через которую производится вдув или отсос и в результате получается некоторое двумерное течение. Если производится вдув, то в пристенную область пограничного слоя вводится газ с нулевой продольной скоростью (рис. 6).

Таким образом, во-первых, за щелью образуется течение с менее наполненным профилем, во-вторых, невозмущенный газ натекает на область щели, где в пограничный слой введен медленный газ, и огибает ее сверху, как если бы натекал на препятствие.

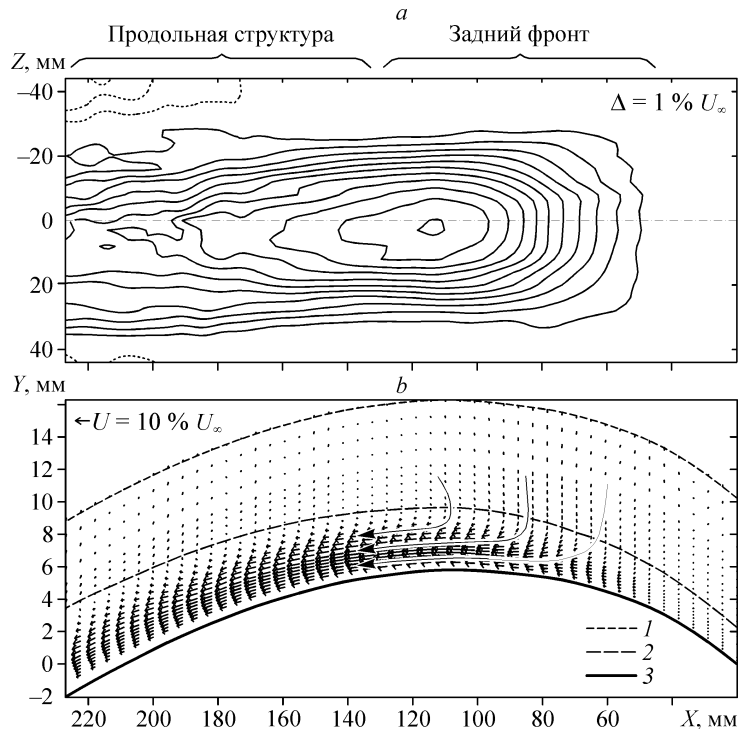
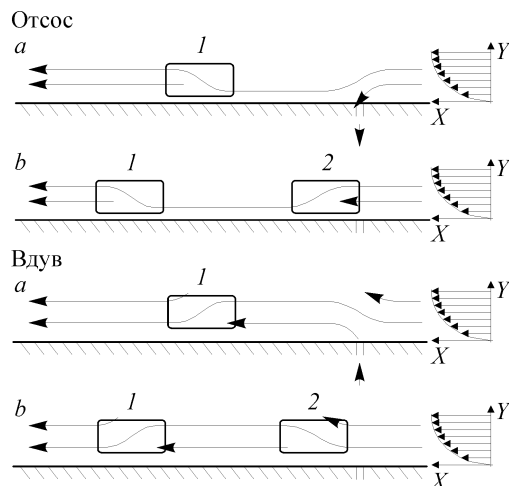


Рис. 5. Изолинии мгновенного поля пульсаций продольной составляющей скорости заднего фронта полосчатой структуры (метод отсоса) (а). Мгновенное поле пульсаций продольной  $u$  и по нормали к поверхности  $v$  скоростей в плоскости симметрии структуры (б), тот же момент времени, что и в (а).

$b$  — область измерений (1), пограничный слой (2), поверхность модели (3).

Рис. 6. Схема течения в области фронтов продольного возмущения при вдуве и отсосе. Возмущение пограничного слоя в процессе вдува/отсоса, импульс не закончен (а). Возмущение свободно распространяется вниз по потоку, импульс закончен (b).

Фронты: передний (1), задний (2).



В окрестности источника возмущений образуется своеобразная стоячая неоднородность потока. Поскольку локальная скорость невозмущенного течения выше скорости течения за щелью, ниже по потоку (в области переднего фронта) более быстрый газ стекает с возмущенной

области пограничного слоя. Область стекания распространяется вниз по потоку и является передним фронтом возмущения. Если импульс вдува (отсоса) достаточно продолжительный, то передний фронт пролетит весь профиль и течение установится. В момент прекращения вдува неоднородность течения в окрестности щели становится задним фронтом и, постепенно диссипируя, смещается вместе с потоком.

В случае отсоса ситуация обратная: из пограничного слоя удаляется наиболее медленный газ, в результате локальные скорости течения в пограничном слое за щелью получаются больше, чем в невозмущенном течении, соответственно профили пограничного слоя становятся более наполненными. Поэтому “натекание на препятствие” происходит в области переднего фронта, а “стекание” — в области заднего фронта. Таким образом, течение на переднем (заднем) фронте возмущения, полученного методом отсоса, подобно течению в области заднего (переднего) фронта при вдуве.

### Влияние градиента давления

Как известно, градиент давления внешнего течения оказывает существенное влияние на развитие как периодической волны Толлмина–Шлихтинга, так и волновых пакетов. Ранее показано, что предвестники являются пакетами волн Толлмина–Шлихтинга, однако развиваются они в специфических условиях. Количество максимумов предвестника в процессе движения вниз по потоку увеличивается и фронты волн, бегущие впереди, отстают достаточно далеко от фронта продольного возмущения. Ближайшие же к фронту максимумы, напротив, фактически находятся внутри фронта продольного возмущения. То есть предвестник, двигаясь вместе с фронтом, в течение всего периода своего существования частично находится в области нестационарного потока.

Динамика развития волновых пакетов сильно зависит от параметров породившей их продольной структуры. На развитие предвестников влияет величина локального градиента скорости в области фронта продольного возмущения. Продольная структура может быть образована областью с дефектом или областью с превышением скорости, что обусловлено методом генерации продольной структуры (вдув или отсос). Этот факт также влияет на развитие волновых пакетов, особенно предвестников задних фронтов продольных структур, которые бегут по возмущенному течению. Поэтому совсем не очевидно, насколько сильно градиент давления внешнего течения влияет на развитие предвестников.

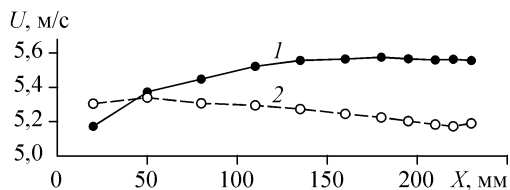


Рис. 7. Распределение скорости на внешней границе пограничного слоя вдоль координаты  $X$ , в условиях благоприятного градиента давления внешнего течения (сплошная линия, градиент 1) и неблагоприятного (пунктирная линия, градиент 2).

Чтобы определить, какое воздействие на предвестники оказывает градиент давления на фоне столь сильно влияющих параметров, проводились измерения при двух различных углах атаки крыла.

В условиях благоприятного и неблагоприятного градиентов давления рассматривался процесс развития предвестников (рис. 7). В случае неблагоприятного градиента давления развитие волновых пакетов обуславливалось вышеперечисленными факторами. В случае вдува интенсивно растет предвестник на заднем фронте, поскольку продольная структура образована областью с дефектом скорости. В таком течении профили пограничного слоя менее наполнены, чем в невозмущенном течении, и, соответственно, течение менее устойчиво.

На заднем фронте в случае генерации продольного возмущения методом отсоса предвестник затухает, поскольку в этом случае профили течения, в котором распространяется волновой пакет, более наполнены и, соответственно, более устойчивы. С другой стороны, на переднем фронте волновой пакет распространяется по невозмущенному пограничному слою и не должен зависеть от профилей скорости течения внутри продольной структуры, а следовательно, и от метода ее генерации (вдув или отсос). Однако динамика развития пакета на переднем фронте продольной структуры, полученной методом вдува, заметно отличается от того же в случае отсоса. Это объясняется различным характером течения на переднем фронте продольных структур при вдуве и при отсосе (рис. 8).

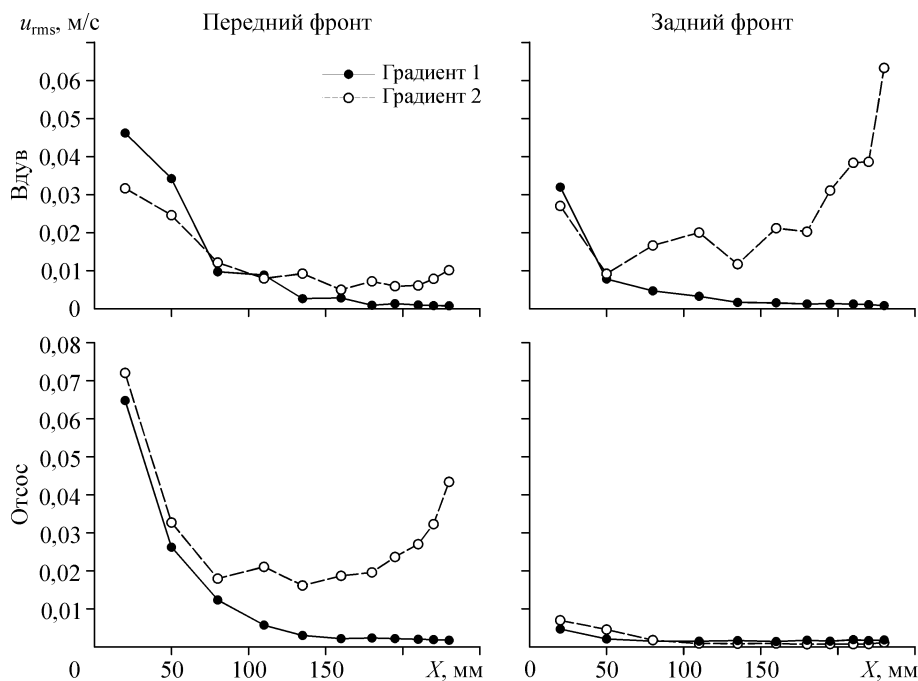


Рис. 8. Распределение среднеквадратичных отклонений пульсационной составляющей скорости волновых пакетов вниз по потоку в зависимости от их локализации (передний/задний фронт продольной структуры), метода генерации продольной структуры (вдув/отсос) и градиентов давления внешнего течения.



В условиях благоприятного градиента давления волновые пакеты затухают независимо от метода генерации продольной структуры или параметров фронта, на котором возник волновой пакет. Таким образом, градиент давления является обязательным условием для нарастания предвестников.

### Геометрия предвестников

Если рассматривать волновой пакет как часть фронта продольной структуры, которая выделилась в результате дисперсии, то в момент начала вдува или отсоса эта частотная составляющая имеет геометрию источника возмущений. То есть фронты волн, входящие в состав пакета, изначально прямые или квазидвумерные. В процессе развития предвестника волновые фронты искривляются, и пакет теряет двумерность (см. рис. 3, 4, *a*). Скорость трансформации волновых фронтов предвестника в процессе развития вниз по потоку несколько отличается для разных методов генерации (вдув или отсос). При генерации продольного возмущения отсосом переход предвестника в трехмерное состояние происходит несколько медленнее, чем в случае вдува.

Предвестник в области заднего фронта продольного возмущения (вдув) на термоанемометрических визуализациях наблюдается в виде перетяжек продольной структуры (рис. 9, *b*), что напоминает варикозную моду вторичной неустой-

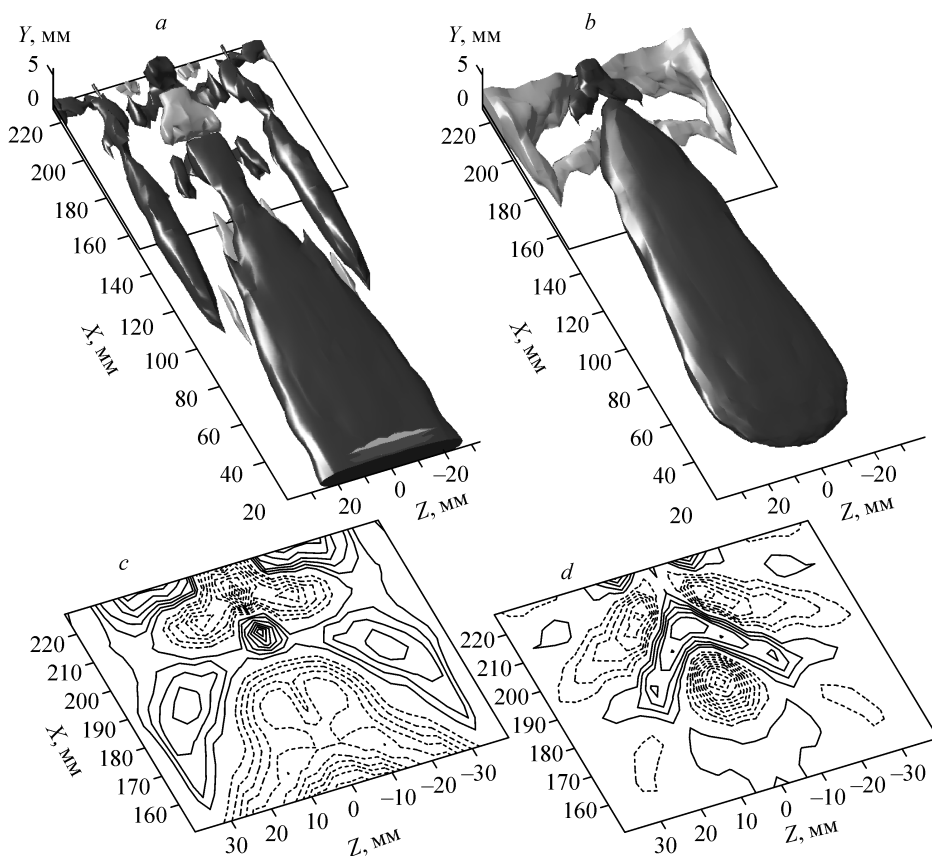


Рис. 9. Передний (*a*) и задний (*b*) фронты продольной структуры (вдув), светлые изоповерхности — превышение скорости, темные изоповерхности — дефект скорости. В области  $140 \text{ мм} < X < 230 \text{ мм}$  наблюдается появление предвестников.  $\Lambda$ -структуры в составе предвестников на переднем (*c*) и на заднем (*d*) фронтах продольной структуры (низкочастотная составляющая удалена из массива данных).

$u = \pm 0,45$  (*a*),  $\pm 1,2$  (*b*) %  $U_0$  ( $U_0$  при  $X = 20 \text{ мм}$ ) (*a, b*),  $t = 51$  (*a*),  $193$  (*b*) мс;  $\Delta = 0,1$  (*c*),  $0,4$  (*d*) %  $U_0$ .

чивости [10–15]. С ростом амплитуды предвестника кроме перетяжек на визуализации начинают проявляться фронты волнового пакета (см. рис. 9, *b*). Если удалить низкочастотную составляющую пульсаций скорости, то на поздней стадии развития предвестника в области заднего фронта обнаруживается  $\Lambda$ -подобная конфигурация волнового пакета (см. рис. 9, *c*). На переднем фронте при вдуве предвестник принимает  $\Lambda$ -подобную форму (см. рис. 9, *c*). Пространственная структура предвестника на поздней стадии развития может быть довольно сложна и включать в себя как  $\Lambda$ -структуры, так и некоторые продольные образования (см. рис. 9, *a*).

### ВЫВОДЫ

- В пограничном слое прямого крыла получены высокочастотные волновые пакеты — предвестники фронтов продольных структур.
- Предложен механизм формирования и распространения фронтов продольных структур, полученных методом вдува (отсоса).
- Найдено, что градиент давления внешнего течения является важным и определяющим фактором, влияющим на возникновение и развитие предвестников.
- Обнаружено, что предвестники на прямом крыле в условиях неблагоприятного градиента давления внешнего течения в процессе своего развития преобразуются в  $\Lambda$ -структуры.

### ОБОЗНАЧЕНИЯ

$U_\infty$ — скорость набегающего потока,	$u_0$ — пульсационная составляющая скорости в плоскости симметрии возмущений,
$U_{\text{exp}}$ — скорость по нормали к нити датчика,	$u_L$ — пульсационная составляющая скорости в области с трансверсальной координатой, соответствующей краю источника возмущений,
$U$ — продольная компонента локальной скорости,	$c$ — длина хорды прямого крыла,
$W$ — трансверсальная компонента локальной скорости,	$L$ — длина источника возмущений,
$V$ — компонента локальной скорости, перпендикулярная $U$ и $W$ ,	$X, Y, Z$ — декартова система координат,
$u, v, w$ — пульсационные составляющие скорости,	$\lambda$ — длина волны предвестника,
$Re$ — число Рейнольдса, рассчитанное по хорде крыла,	$\delta$ — толщина пограничного слоя,
$Re_\delta$ — число Рейнольдса, рассчитанное по толщине пограничного слоя,	$\alpha$ — угол между перпендикуляром к фронту волны и продольной скоростью.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. — М, Ижевск: НИЦ Регулярная и хаотическая динамика, Институт компьютерных исследований, 2006. — 304 с.
2. Gad-el-Hak M. Flow control // Cambridge: Cambridge University Press. — 2000. — P. 421.
3. Haasl S., Mucha D., Chernoray V., Ebefors T., Enoksson P., Löfdahl L., Stemme G. Hybrid-mounted micromachined aluminum hotwires for wall shearstress measurements // J. of Microelectromechanical Systems. — 2005. — Vol. 14, No. 2. — P. 254–260.
4. Альфредссон П.Х., Катасонов М.М., Козлов В.В. Генерация и развитие “пассивных” возмущений в пограничном слое Блазиуса // Теплофизика и аэромеханика. — 2001. — Т. 8, № 3. — С. 363–370.
5. Katasonov M.M., Park S.-H., Sung H.J., Kozlov V.V. Instability of streaky structures in a Blasius boundary layer // Experiments in Fluids. — 2005. — Vol. 38. — P. 363–371.
6. Чернорай В.Г., Спиридонов А.Н., Катасонов М.М., Козлов В.В. Генерация возмущений локализованным вибратором в пограничном слое прямого крыла // Прикладная механика и техническая физика. — 2001. — Т. 42, № 5. — С. 365–373.

7. **Горев В.Н., Катасонов М.М., Козлов В.В.** Волновые предвестники продольных структур на прямом и скользящем крыле // ДАН. — 2006. — Т. 410, № 1. — С. 53–56.
8. **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.
9. **Чернорай В.Г., Козлов В.В., Лефдаль Л., Пратт П.Р.** Термоанемометрическая визуализация турбулизации сложных течений // Теплофизика и аэромеханика. — 2006. — Т. 13, № 2. — С. 229–237.
10. **Park D.S., Huerre P.** Primary and secondary instabilities of the asymptotic suction boundary layer on a curved plate // J. Fluid Mech. — 1995. — Vol. 283. — P. 249–272.
11. **Bottaro A., Klingmann V.G.V.** On the linear breakdown of Görtler vortices // Europ. J. Mech. B/Fluids. — 1996. — Vol. 15(3). — P. 301–330.
12. **Литвиненко Ю.А., Чернорай В.Г., Козлов В.В., Лефдаль Л., Грек Г.Р., Чун Х.В.** О нелинейной синусоидальной и варикозной неустойчивости в пограничном слое (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. — 2004. — Т. 11, № 3. — С. 339–365.
13. **Козлов В.В., Грек Г.Р., Лефдаль Л.Л., Чернорай В.Г., Литвиненко М.В.** Роль продольных локализованных структур в процессе перехода к турбулентности в пограничных слоях и струях (обзор) // ПМТФ. — 2002. — Т. 43, № 2. — С. 62–76.
14. **Yu X., Liu J.T.C.** The secondary instability in Görtler flow // Phys. Fluids A. — 1991. — Vol. 3(7). — P. 1845–1847.
15. **Li F., Malik M.R.** Fundamental and subharmonic secondary instabilities of Görtler vortices // J. Fluid Mech. — 1995. — Vol. 297. — P. 77–100.

*Статья поступила в редакцию 7 ноября 2007 г.*