

УДК 532.526.3

## Исследование импульсного воздействия мембраны на пограничный слой прямого крыла\*

М.М. Катасонов<sup>1</sup>, А.М. Павленко<sup>1</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: mikhail@itam.nsc.ru

Исследовано развитие контролируемых возмущений в пограничном слое прямого крыла с помощью термоанемометра. Колебания трехмерной поверхности с большой амплитудой генерируют возмущения двух типов: локализованные продольные структуры и волновые пакеты. Вниз по течению, интенсивность продольных локализованных структур уменьшается. Волновые пакеты проявляются в области неблагоприятного градиента давления вблизи фронтов продольной локализованной структуры. В области отрыва потока наблюдается сильный рост амплитуды волновых пакетов. Пространственное развитие исследованных волновых пакетов совпадает с развитием трёхмерной волны Толлмина–Шлихтинга в аналогичных условиях.

**Ключевые слова:** пограничный слой, отрыв, ламинарно-турбулентный переход, продольная локализованная структура, волновой пакет.

### Введение

При исследовании ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое широко применяется метод введения контролируемых возмущений. В работах [1–4] как при дозвуковых, так и сверхзвуковых скоростях набегающего потока были проведены экспериментальные исследования по возбуждению в пограничном слое контролируемых продольных локализованных структур и волновых пакетов. Такой подход дает возможность детально исследовать характеристики искусственно введенных возмущений с сохранением фазовой информации, то есть количественно проследить динамику развития конкретного возмущения на всех этапах его развития. В работах [4, 5] для моделирования возмущений, возникающих в пограничном слое под действием повышенной степени турбулентности набегающего потока, использовалась методика вдува-отсоса газа в пристенную зону течения. Другой метод введения возмущений — с помощью импульсных колебаний трехмерной поверхности — применялся для исследований в пограничном слое Блазиуса [6] и на прямом крыле [7]. В этих экспериментах было установлено, что в пограничном слое также генерируются продольные локализованные (полосчатые)

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 16-19-10330).

структуры. В исследовании [7], которое носило качественный характер, в области неблагоприятного градиента давления на крыле были замечены быстро нарастающие высокочастотные волновые пакеты. Настоящая работа является продолжением исследования [7] по моделированию возмущений, возникающих в пограничном слое под действием вихрей набегающего потока. Возмущения пограничного слоя моделируются с помощью импульсного воздействия ограниченного участка поверхности. В эксперименте количественно изучено развитие продольных локализованных структур и волновых пакетов в областях благоприятного и неблагоприятного градиентов давления, а также в области отрыва потока.

### Методика эксперимента

Исследования проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН с размером рабочей части  $4 \times 1 \times 1 \text{ м}^3$ . Изучалось течение на прямом крыле с хордой  $C = 0,476 \text{ м}$  и размахом  $L = 1 \text{ м}$  (рис. 1). Угол атаки составлял  $\alpha = 1^\circ$ , скорость набегающего потока  $U_\infty = 7,5 \text{ м/с}$ , степень турбулентности набегающего потока не превышала  $Tu = 0,04 \% U_\infty$ . Источником контролируемых возмущений служила гибкая мембрана квадратной формы размером  $14 \times 14 \text{ мм}$ , наклеиваемая на поверхность крыла в области благоприятного градиента давления. Мембрана приводилась в действие пульсациями давления, создаваемыми динамическим громкоговорителем, который был герметично соединен с ней пневмотрассой. На динамический громкоговоритель подавались импульсы длительностью  $200 \text{ мс}$ , повторяющиеся каждые  $500 \text{ мс}$ . В результате мембрана циклически отклонялась от поверхности на  $0,35 \text{ мм}$  и затем возвращалась в исходное положение. В процессе эксперимента термоанемометром постоянной температуры АН-1003 с одноточечным датчиком измерялись продольная составляющая средней скорости  $U$  и пульсации скорости  $u$ . Датчик термоанемометра перемещался в области измерений автоматическим координатным устройством. Точность перемещений составляла  $20 \text{ мкм}$  по координатам  $x$  и  $z$  и  $5 \text{ мкм}$  — по координате  $y$ . Размерные координаты  $y$  и  $z$  были нормированы на локальную толщину пограничного слоя. Измерение скорости набегающего потока осуществлялось трубкой Прандтля, соединенной с дифференциальным электронным датчиком давления. Сигнал термоанемометра сохранялся в памяти персонального компьютера с помощью аналого-цифрового преобразователя NI-6023 и синхронизировался с генератором импульсов, подаваемых на источник возмущений. Подробнее методика сбора и обработки результатов представлена в [8, 9].

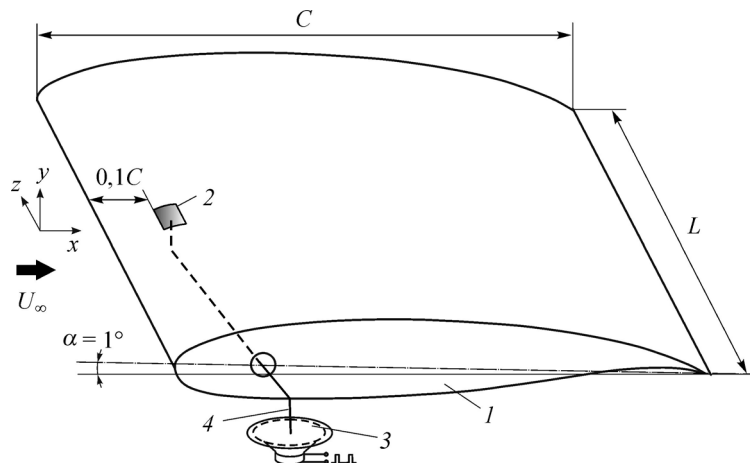


Рис. 1. Схема эксперимента.

1 — прямое крыло, 2 — мембрана,  
3 — динамический громкоговоритель, 4 — пневмотрасса.

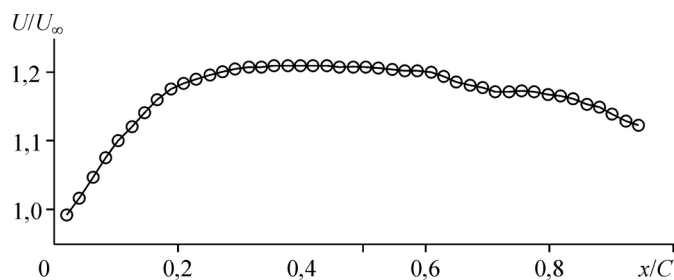


Рис. 2. Распределение средней скорости вдоль хорды крыла.  
Измерения проведены вне пограничного слоя.

### Результаты

Исследование потока вне пограничного слоя модели выявило характерные области течения на крыле (рис. 2). На участке от  $x/C = 0$  до  $x/C = 0,4$  наблюдается область благоприятного градиента давления, соответствующего ускоряющемуся течению; при  $x/C \geq 0,4$  происходит торможение потока в зоне неблагоприятного градиента давления. В районе  $x/C = 0,7$  в распределении средней скорости прослеживается горизонтальный участок, характерный для отрыва потока.

На рис. 3 представлены распределения средней скорости вдоль координаты  $y$  внутри пограничного слоя для различных координат  $x$ . Видно, что при  $x/C = 0,71$  профиль скорости имеет точку перегиба, что также подтверждает наличие отрыва потока. Профили скорости при  $x/C = 0,64$ – $0,85$  демонстрируют отрывную область течения. Наличие отрыва является характерным для обтекания крыла под небольшим углом атаки при малых числах Рейнольдса. В рассматриваемом случае  $Re_C = 2,3 \cdot 10^5$ .

Отклоняясь от поверхности модели, мембрана оказывает воздействие на пограничный слой. Результат этого воздействия показан в виде изолиний пульсаций скорости в плоскостях  $z/\delta-t$  (рис. 4a) и  $y/\delta-t$  (рис. 4b) для  $x/C = 0,22$ . Серые линии отражают превышение скорости по сравнению с ее величиной в невозмущенном потоке, а черные — дефект скорости. Уровни отклонений указаны в процентах от скорости набегающего потока ( $u_{\min}$  — минимальный дефект,  $u_{\max}$  — максимальное превышение, шаг — шаг по амплитуде пульсаций). Локальное воздействие мембраны приводит к образованию характерного возмущения в пограничном слое. Длительность возмущения соответствует

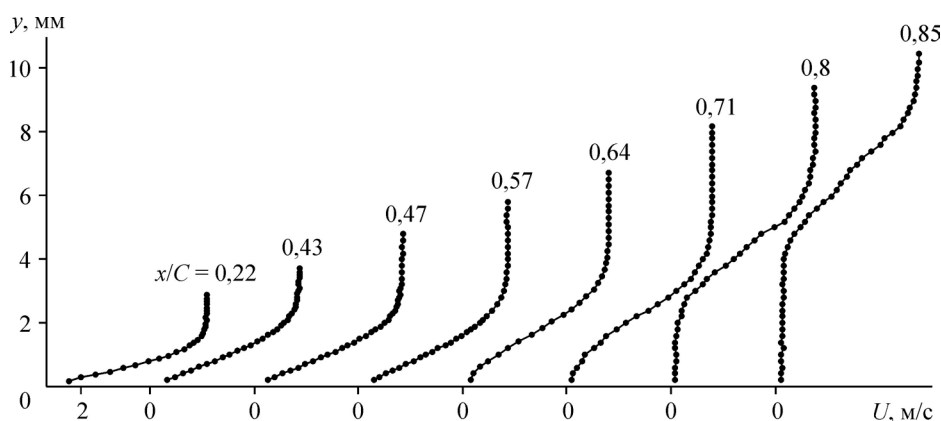


Рис. 3. Профили средней скорости.

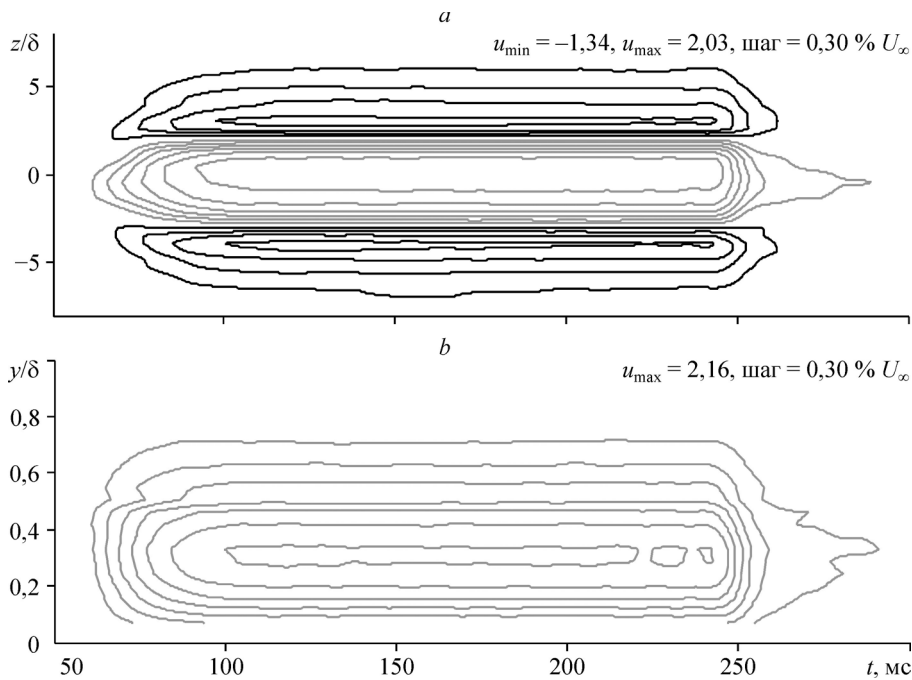


Рис. 4. Изолинии пульсации скорости при  $x/C = 0,22$ ,  $\delta = 2,2$  мм  
 а — в плоскости  $z/\delta-t$  при  $y = y_{u_{\max}}$ , б — в плоскости  $y/\delta-t$  при  $z/\delta = 0$ .

продолжительности импульса, задаваемого мембраной (200 мс). Это возмущение по своим параметрам соответствует продольным локализованным структурам, так называемым полосчатым или пафф-структурам, которые подробно исследовались в работах [3–11]. Такие возмущения наблюдаются на картинах визуализации, иллюстрирующих течение внутри пограничного слоя в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока. На рис. 5 представлено распределение интенсивности продольной локализованной структуры по мере ее развития вниз по течению. Видно, что амплитуда продольной структуры уменьшается на исследуемом участке (от  $x/C = 0,22$  до  $x/C = 0,57$ ) с 3,2 до 1,8 %  $U_\infty$ . Снижение амплитуды (затухания) продольных локализованных структур также отмечалось в предыдущих исследованиях [8–11].

В экспериментах [7, 8] были обнаружены волновые пакеты вблизи фронтов продольных локализованных структур при их импульсном введении в пограничный слой. В настоящем исследовании волновые пакеты появляются, начиная с  $x/C = 0,71$ . На рис. 6а и 6с они показаны в виде изолиний пульсации скорости после применения процедуры фильтрации, состоящей из прямого и обратного преобразований Фурье [8] в диапазоне частот  $70 < f < 360$  Гц. Видно, что волновые пакеты разнесены по времени, соответствующему длительности продольного возмущения (200 мс), и располагаются вблизи

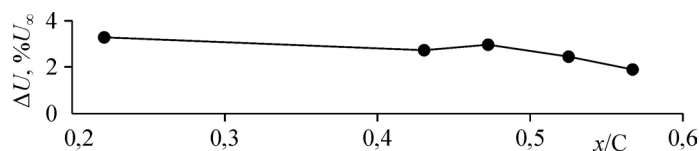


Рис. 5. Распределение амплитуды продольной локализованной структуры вниз по потоку при  $y = y_{u_{\max}}$

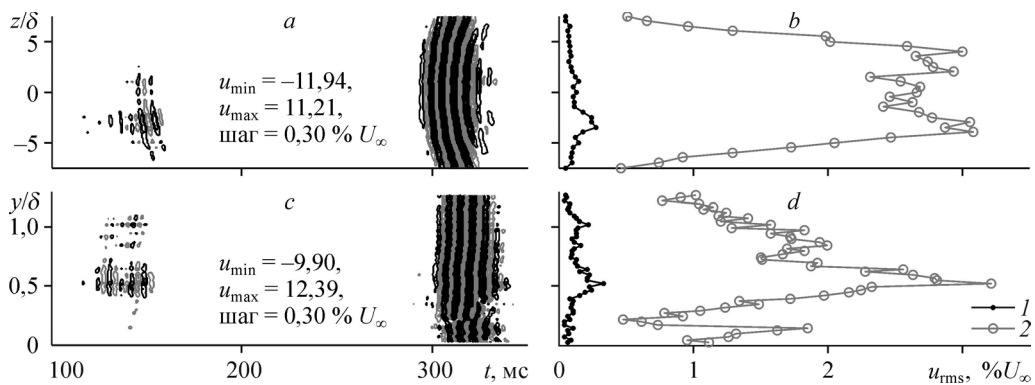


Рис. 6. Изолинии пульсации скорости в плоскости  $z/\delta-t$  при  $y = y_{u_{\max}}$  (a) и в плоскости  $y/\delta-t$  при  $z/\delta = 0$  (c); распределение пульсаций скорости  $u_{\text{rms}}$  вдоль размаха крыла при  $y = y_{u_{\max}}$  (b) и вдоль оси  $y$  при  $z/\delta = 0$  (d).

1, 2 — волновой пакет на переднем и заднем фронтах продольного возмущения соответственно при  $x/C = 0,8$ ; частотный диапазон  $70 < f < 360$  Гц,  $\delta = 8$  мм.

переднего ( $120 < t < 160$  мс) и заднего ( $300 < t < 340$  мс) фронтов продольной локализованной структуры. В работе [11] такие высокочастотные возмущения были идентифицированы как пакеты волн Толлмина–Шлихтинга. На рис. 6b, 6d показаны распределения пульсаций скорости  $u_{\text{rms}}$  для волновых пакетов вдоль координат  $z$  и  $y$  соответственно. Видно, что амплитуда волнового пакета вблизи переднего фронта в 10 раз меньше, чем вблизи заднего. Такой результат можно объяснить особенностью работы источника возмущений. Как видно из рис. 4, мембрана движется вверх медленнее, а вниз быстрее. Чтобы прийти к такому заключению достаточно сравнить время перехода пограничного слоя в возмущенное состояние и обратно ( $\Delta t$ ). В области переднего фронта продольной структуры  $\Delta t \approx 35$  мс, а заднего —  $\Delta t \approx 20$  мс. В предыдущих исследованиях [8] было показано, что величина  $\Delta u/\Delta t$  напрямую влияет на образование и развитие волнового пакета. Чем меньше время  $\Delta t$ , тем интенсивнее волновой пакет.

Распределения  $u_{\text{rms}}$  в трансверсальном направлении (рис. 6b) неоднородны, здесь присутствуют два максимума при  $z/\delta = \pm 3$ , особенно заметные для второго волнового пакета с большей интенсивностью. Возможно данный факт связан с характерной формой продольной локализованной структуры, имеющей в данных местах большой градиент скорости в трансверсальном направлении (переход от области превышения к области с дефектом скорости) (рис. 4a). В распределениях  $u_{\text{rms}}$  вдоль координаты  $y$  (рис. 6d) выделяются три ярко выраженных максимума. Первый максимум находится у границы области циркуляции в зоне отрыва пограничного слоя вблизи поверхности при  $y/\delta = 0,18$ . Второй максимум расположен в области наибольшего градиента скорости при  $y/\delta = 0,5$  и превышает по амплитуде остальные максимумы. Третий максимум находится вблизи внешней границы оторвавшегося пограничного слоя: при  $y/\delta = 0,8$  — для второго волнового пакета и при  $y/\delta = 1$  — для первого. Данные экстремумы хорошо различимы для обоих волновых пакетов. Такое распределение пульсаций в пограничном слое совпадает с результатами исследований развития волн Толлмина–Шлихтинга в отрывных течениях [12].

Характерные спектры мощности возмущений показаны на рис. 7a. Волновым пакетам вблизи переднего и заднего фронтов соответствуют пики при  $f \approx 160$  Гц. Пики вблизи  $f = 0$  соответствуют низкочастотным колебаниям потока в области отрыва. На рис. 7b показано распределение амплитуды волновых пакетов ( $u_{\text{rms}}$ ) по продольной координате  $x$  вблизи максимального уровня колебаний по координате  $y$ . Видно, что в области неблагоприятного градиента давления в начале зоны отрыва, т.е. от  $x/C = 0,7$ ,

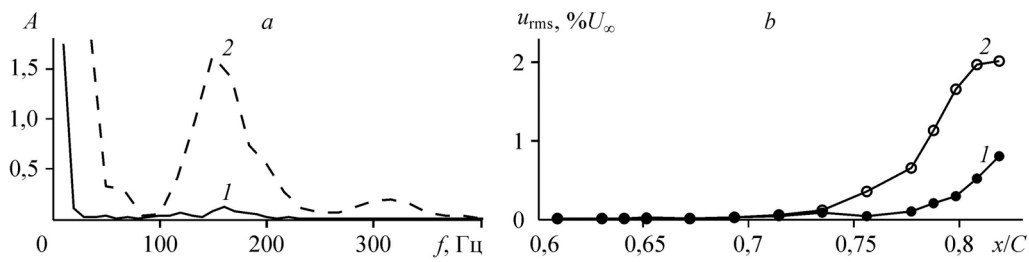


Рис. 7. Амплитудный спектр возмущений при  $x/C = 0,8, z/\delta = 0, y = y_{u_{\max}}$  (a) и распределение пульсаций скорости  $u_{\text{rms}}$  вниз по потоку для волновых пакетов (b) на переднем (1) и заднем (2) фронтах.

амплитуда волновых пакетов резко нарастает. Сравнение скоростей нарастания пакета на переднем и заднем фронтах указывает на то, что амплитуда волнового пакета на переднем фронте начинает расти с  $x/C = 0,7$ , а на заднем — с  $x/C = 0,76$ . Это может быть связано с особенностью работы источника возмущений, отмеченной ранее. В данном случае волновой пакет с бóльшей интенсивностью начинает нарастать раньше.

В работе [13] исследовалось пространственное развитие волны Толлмина–Шлихтинга, генерируемой точечным источником на этой же модели крыла при схожих внешних условиях. На рис. 8 показаны результаты настоящих экспериментов и данные работы [13]. Здесь сравниваются распределения изолиний пульсаций скорости в плоскости  $z-x$ . Несмотря на различие в источнике и скорости внешнего потока поведение волновых пакетов, образующихся вблизи фронтов продольной локализованной структуры в настоящем эксперименте, и трехмерной волны Толлмина–Шлихтинга, генерируемой вдувом-отсосом через отверстие, качественно совпадает. В работе [13] было получено, что в области благоприятного градиента давления возмущения затухают, а в настоящем эксперименте их интенсивность близка к нулю. В области отрыва происходит нарастание рассматриваемых возмущений с образованием двух максимумов в распределении пульсаций скорости в трансверсальном ( $z$ ) направлении.

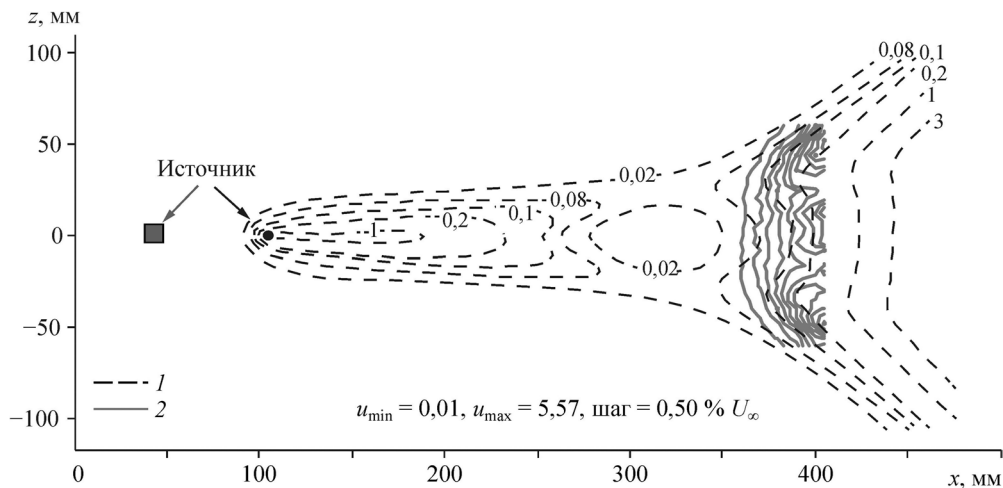


Рис. 8. Изолинии пульсаций скорости  $u_{\text{rms}}$  для волновых пакетов внутри пограничного слоя при  $y = y_{u_{\max}}$ . 1 — эксперимент [13], 2 — результаты настоящего исследования.

### Выводы

Показано, что колебания трехмерной поверхности с большой амплитудой приводят к образованию в пограничном слое возмущений двух типов: продольных локализованных структур и волновых пакетов, расположенных вблизи их фронтов. Обнаружено, что интенсивность продольных локализованных структур вниз по течению уменьшается. Амплитуды волновых пакетов быстро нарастают в области отрыва потока. Пространственное развитие волновых пакетов совпадает с развитием трехмерной волны Толлмина–Шлихтинга в аналогичных условиях.

### Список литературы

1. Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семенов Н.В., Яцких А.А. К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 45–50.
2. Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Эволюция волновых пакетов в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т. 22, № 1. С. 17–28.
3. Westin K.J.A., Bakchinov A.A., Kozlov V.V., Alfredsson P.H. Experiments on localized disturbances in a flat plate boundary layer. Part I: The receptivity and evolution of a localized free stream disturbances // Eur. J. Mech. B/Fluids. 1998. Vol. 17, No. 6. P. 823–846.
4. Katsanov M.M., Park S.H., Sung H.J., Kozlov V.V. Instability of streaky structure in a Blasius boundary layer // Exp. Fluids. 2005. Vol. 38, No. 3. P. 363–371.
5. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 328 с.
6. Чернорай В.Г., Грек Г.Р., Катасонов М.М., Козлов В.В. Генерация локализованных возмущений вибрирующей поверхностью // Теплофизика и аэромеханика. 2000. Т. 7, № 3. С. 339–351.
7. 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. 37–45.
8. Катасонов М.М., Мотырев П.А., Сбоев Д.С., Козлов В.В., Эверс К.Б. Развитие волновых пакетов-предвестников в пограничном слое прямого крыла // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2012. Т. 7, вып. 1. С. 28–37.
9. Катасонов М.М., Козлов В.В., Никитин Н.В., Сбоев Д.С. Возникновение и развитие локализованных возмущений в круглой трубе и пограничном слое: учеб. пособие. Новосибирск: РИЦ НГУ, 2014. 222 с.
10. 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. 337–344.
11. 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.
12. Dovgal A.V., Kozlov V.V. Hydrodynamic instability and receptivity of small scale separation regions / Eds. D. Arnal, R. Michel // Laminar-Turbulent Transition. Berlin, Heidelberg, New York: Springer, 1990. P. 523–531.
13. Kozlov V.V. Interrelation of the flow separation and stability // Laminar-Turbulent Transition, IUTAM Symp. Novosibirsk. Springer-Verlag, 1984. P. 349–366.

*Статья поступила в редакцию 21 июня 2018 г.,  
после переработки — 12 июля 2018 г.*