

УДК 532.526

Устойчивость пространственно периодического течения с отрывом ламинарного пограничного слоя*

А.В. Бойко^{1,2}, А.В. Довгаль¹, А.М. Сорокин¹

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

²Тюменский государственный университет

E-mail: boiko@itam.nsc.ru, dovgal@itam.nsc.ru, am_sorokin@ngs.ru

Исследовано неустойчивое ламинарное течение над волнистым участком поверхности продольно обтекаемой пластины. Результаты получены термоанемометрическим методом в малотурбулентной аэродинамической трубе при низких дозвуковых скоростях воздушного потока. Рассмотрено обтекание стенки с поперечной волнистостью, амплитуда которой достаточно велика и может способствовать возникновению локальных областей отрыва пограничного слоя. Внешнее гармоническое (акустическое) воздействие на периодическое течение приводит к подавлению возмущений, доминирующих в спектре пульсаций скорости вблизи поверхности экспериментальной модели. Результаты работы могут быть полезны при разработке методов управления пространственно неоднородными течениями.

Ключевые слова: отрыв пограничного слоя, пространственно периодическое течение, гидродинамическая устойчивость.

Введение

При анализе устойчивости сдвигового течения, подверженного быстрым квазипериодическим изменениям в продольном и/или трансверсальном ему направлениях, необходимо принимать во внимание существенную зависимость скорости потока от нескольких пространственных координат. К быстрым квазипериодическим изменениям относятся изменения поля скорости, масштаб которых сравним с характерной длиной волны его нарастающих возмущений или меньше нее. Связанные с поставленной задачей вопросы включают определение характеристик течения вблизи технологических неровностей поверхности, при отсосе внешней среды через систему близко расположенных поперечных щелей на поверхности тела, при управлении пограничным слоем с использованием риблет и т.д. Одна из упрощенных физических моделей подобных течений — обтекание стенки с поперечной волнистостью — дает возможность экспериментально и численно выявить эффекты неустойчивости, вызванные пространственной неоднородностью потока.

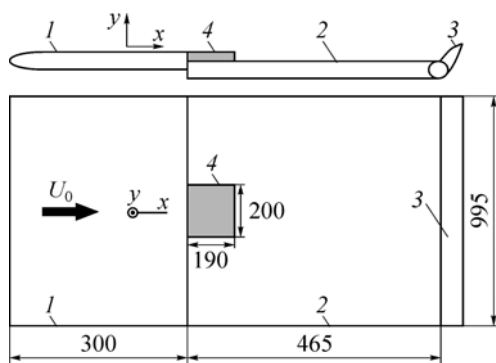
* Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610128-8).

Течения над волнистой стенкой при малых и больших скоростях потока исследуются в двумерной и трехмерной постановках на протяжении последних десятилетий [1–8]. Решение задачи устойчивости пограничного слоя на волнистой пластине относительно двумерных колебаний было получено теоретически в работе [9], а соответствующие опытные данные приведены в работе [10]. В условиях волнистости малой амплитуды (без образования локальных областей отрыва пограничного слоя) в эксперименте было получено хорошее согласование с результатами расчетов в предположении локальной «замороженности» потока на одном периоде пространственных колебаний и с привлечением теории Флоке для анализа периодических течений. Было показано, что волнистость стенки приводит к уменьшению критического числа Рейнольдса потери устойчивости пограничного слоя и в целом обладает дестабилизирующим влиянием. В других работах по этой тематике теоретически и численно изучалась устойчивость слоя сдвига скорости с учетом сжимаемости среды [11], пространственной ориентации волнистости и ее формы [12], рассматривалось развитие колебаний пространственно периодического течения в каналах [13, 14]. Генерация волн неустойчивости пограничного слоя над волнистой поверхностью обсуждалась в публикациях [15, 16]. В целом результаты исследований подтвердили и расширили вывод о том, что пространственно периодическое изменение формы поверхности оказывает заметное влияние на характеристики устойчивости присоединенного пограничного слоя.

В настоящей работе изучается обтекание стенки, волнистость которой достаточно велика, что предполагает возникновение местных областей оторвавшегося потока. Известное авторам численное исследование пристенного течения в подобных условиях [17] было выполнено для сжимаемой среды; при этом характеристики его устойчивости в цитируемой работе не обсуждались. В данном случае приводятся экспериментальные данные по развитию возмущений ламинарного течения, которые модулируются мелко-масштабными областями отрыва пограничного слоя на волнистой поверхности в поперечном потоку направлении. Тематически близкие экспериментальные результаты по устойчивости локального отрывного течения, подверженного низкочастотной модуляции во времени, были изложены в работе авторов [18].

Методика эксперимента

Исследование проводилось в малотурбулентной дозвуковой аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. Данная установка имеет закрытую рабочую часть размером $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$, степень турбулентности свободного потока в которой не превышает 0,04 %. Экспериментальная модель представляла собой две стыкованные пластины из полированного оргстекла, толщина каждой равнялась 10 мм. Схема модели и ее основные размеры приведены на рис. 1. Носовая часть передней пластины выполнена в виде двух сопряженных полуэллипсов с соотношением полуосей 2 мм/138 мм на ее рабочей стороне и 8 мм/138 мм — на противоположной. Модель располагалась под нулевым углом атаки к потоку. Хвостовая часть задней пластины была оборудована дросселем, выполненным в виде отклоняемого закрылка, с помощью которого регулировалось положение точки растекания потока на передней кромке модели и, таким образом, минимизировался уровень пульсаций пограничного слоя на начальном участке течения.

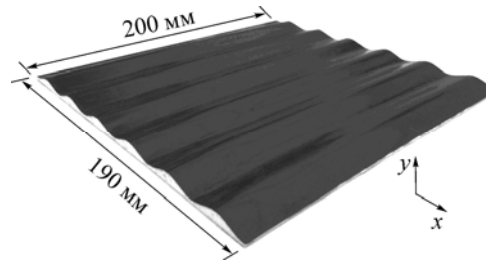


помощью которого регулировалось положение точки растекания потока на передней кромке модели и, таким образом, минимизировался уровень пульсаций пограничного слоя на начальном участке течения.

Рис. 1. Схема экспериментальной модели.

1 — передняя пластина, 2 — задняя пластина,
3 — закрылок, 4 — волнистая накладка;
размеры приведены в миллиметрах.

Рис. 2. Вид волнистой накладки на поверхности экспериментальной модели.



За уступом поверхности модели на стыке пластин, помещалась прямоугольная в плане волнистая накладка размерами 190×200 мм (рис. 2). Накладка была изготовлена с помощью 3D-принтера с последующим сглаживанием ее мелкомаштабных неровностей полиэфирной смолой и нанесением на сформированную поверхность самоклеющейся пленки. В результате была получена близкая к синусоидальной форма поверхности с длиной волны в направлении потока, равной $31,4 \pm 0,02$ мм (рис. 3). Координата волнистой стенки по нормали к плоскости модели определялась с использованием индикатора часового типа ИЧ 0-10, предназначенного для измерения линейных размеров с шагом 0,01 мм. Регулируемая высота уступа на стыке пластин подбиралась таким образом, чтобы обеспечивался плавный переход от передней пластины к волнистому участку поверхности.

Влияние пространственной периодической модуляции течения на его устойчивость определялось в «естественных» условиях экспериментальной установки и при генерации контролируемых гармонических во времени возмущений завихренности. Последние возбуждались на волнистой накладке звуковыми колебаниями динамического громкоговорителя, установленного в рабочей части аэродинамической трубы ниже по потоку экспериментальной модели.

В ходе эксперимента измерялась продольная компонента скорости течения в центральном сечении волнистого участка поверхности. Для этого использовался термоанемометр постоянной температуры AN 1003 компании A.A. Lab Systems Ltd, одноточечный датчик которого с вольфрамовым чувствительным элементом диаметром 5 мкм и длиной 1,5 мм тарировался во внешнем потоке по показаниям трубки Прандтля. Датчик закреплялся на автоматическом координатном устройстве, которое обеспечивало программируемое перемещение сенсора в области измерений с точностью 10 мкм вдоль потока и 5 мкм — в ортогональном направлении. Сигнал датчика оцифровывался 14-разрядным аналого-цифровым преобразователем L-card E14-440 с последующей обработкой на персональном компьютере в среде MATLAB. В каждой точке измерений записывалась единичная реализация термоанемометрического сигнала длиной 2 секунды при частоте считывания 10 кГц. Первая половина реализации фиксировала состояние течения в отсутствие гармонического возбуждения, вторая — при акустической генерации его возмущений.

Исходные данные получены при двух величинах скорости внешнего потока U_0 в хвостовой части передней пластины, равных 3 и 4 м/с. В этих условиях на большей части

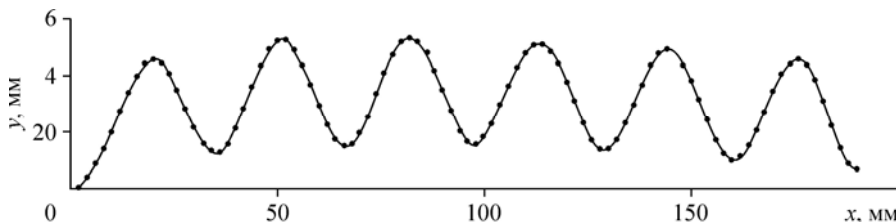


Рис. 3. Координаты поверхности накладки в ее центральном сечении, измеренные с шагом 2 мм в продольном потоку направлении.

волнистой поверхности можно было наблюдать нарастание возмущений неустойчивого течения, при том что переход к турбулентности завершился в конце области измерений. В используемой ниже системе координат ось x направлена вдоль основного потока с началом отсчета на стыке пластин, ось y ортогональна плоскости модели с началом отсчета на поверхности передней пластины.

Результаты экспериментов

Обтекание модели в естественных условиях аэродинамической установки (без акустического возбуждения течения) иллюстрируют рис. 4–7. Распределения осредненной во времени продольной компоненты скорости течения, измеренные над волнистой стенкой при $U_0 = 3$ м/с, показаны на рис. 4. В приведенных на рисунке сечениях по координате x минимальное расстояние от датчика термоанемометра до стенки варьировалось в диапазоне 0,16–0,26 мм. Очевидна корреляция профилей скорости с формой поверхности, обтекаемой воздушным потоком (рис. 3). Над ее выступами пограничный слой присоединен к поверхности модели. Между ними формируются локальные зоны отрыва потока, которые отличает близкая к нулевой скорости пристенного течения на протяженных участках по координате y .

В принятых экспериментальных условиях обтекание волнистой поверхности сопровождается развитием гидродинамической неустойчивости. На рис. 5 показаны амплитудные профили нарастающих колебаний продольной компоненты скорости в двух характерных сечениях потока по продольной координате: во впадине между выступами стенки и над одним из них. В области отрыва пограничного слоя (рис. 5а, 5б) максимум возмущений локализован в слое сдвига скорости на границе зоны циркуляции, тогда как в присоединенном пограничном слое (рис. 5с, 5д) он расположен вблизи поверхности. В целом приведенные выше амплитудные распределения пульсаций соответствуют имеющимся представлениям об устойчивости пристенных сдвиговых течений. При $U_0 = 4$ м/с получены аналогичные изображенным на рис. 4 и 5 пространственно периодические профили средней во времени продольной компоненты скорости течения и его возмущений.

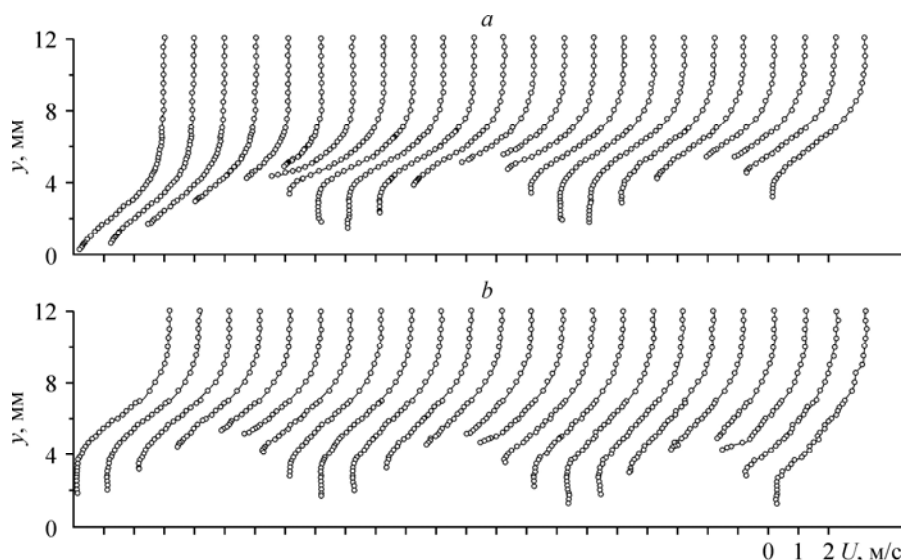


Рис. 4. Профили средней продольной компоненты скорости течения над волнистым участком поверхности, измеренные с шагом 4 мм по продольной координате в диапазонах $x = 0-92$ (а), $96-188$ (б) мм при $U_0 = 3$ м/с.

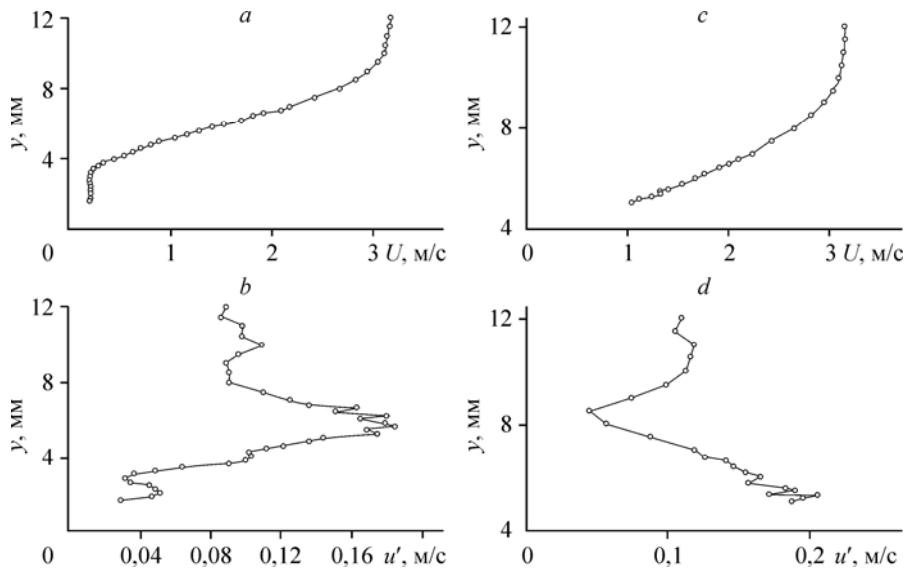


Рис. 5. Профили осредненной во времени продольной компоненты скорости течения (*a, c*) и ее пульсаций, интегрированных на частотах до 5 кГц (*b, d*), в сечениях $x = 128$ (*a, b*), 144 (*c, d*) мм при $U_0 = 3$ м/с.

Изменение максимального уровня возмущений продольной компоненты скорости в направлении потока иллюстрирует рис. 6 (положение выступов волнистого участка поверхности на этом и последующих рис. 8 и 9 отмечено стрелками). Нарастающие колебания выделяются из пульсационного фона в начале области измерений. Ниже по потоку наблюдается корреляция их амплитуды с чередованием участков оторвавшегося и присоединенного пограничного слоя. В областях отрыва потока между выступами стенки, где неустойчивость течения сравнительно велика, происходит усиление возмущений, которое сменяется их затуханием в окрестности выступов обтекаемой поверхности. В конце области измерений амплитуда пульсаций достигает 10–20 % U_0 , характерной для турбулентного пограничного слоя.

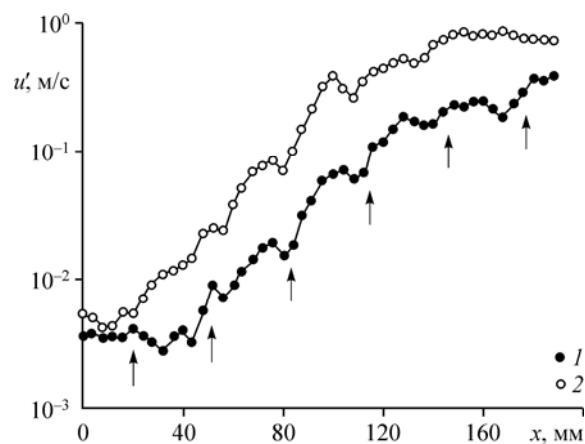


Рис. 6. Нарастание вдоль потока возмущений продольной компоненты скорости, интегрированных на частотах до 5 кГц при $U_0 = 3$ (1), 4 (2) м/с.

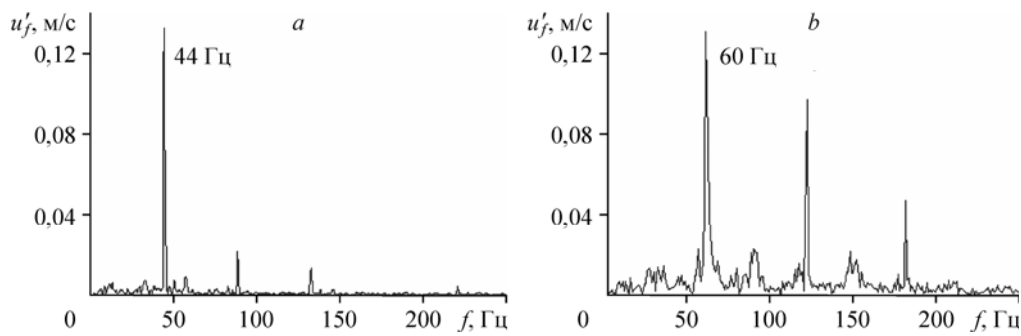


Рис. 7. Спектры пульсаций продольной компоненты скорости, измеренные в максимуме амплитуды возмущений при $U_0 = 3$ м/с, $x = 144$ мм (а) и $U_0 = 4$ м/с, $x = 112$ мм (б).

В частотном спектре нарастающих возмущений скорости доминируют колебания, основная частота которых составляет 44 Гц при $U_0 = 3$ м/с (рис. 7а), возрастая до 60 Гц при $U_0 = 4$ м/с (рис. 7б). Генерация выделенных компонент пульсаций и их гармоник — спектральный образ возникновения регулярных вихрей в пристенной зоне течения. Обратим внимание на постоянное, в пределах погрешности измерений, отношение основной частоты колебаний к скорости внешнего потока в обоих экспериментальных режимах: 44/3 и 60/4. Таким образом, усиление возмущений происходит при фиксированном числе Струхала аналогично развитию вихревого движения при возбуждении автоколебаний в следе за плохообтекаемыми телами.

Неустойчивое течение, основные характеристики которого приведены на рис. 4–7, возбуждалось звуковым источником на частоте 70 Гц. Данная величина была выбрана по результатам предварительных тестов, в ходе которых оценивался спектральный диапазон волн неустойчивости, нарастающих над волнистым участком поверхности при их акустической генерации. Изменение амплитуды продольной компоненты скорости возбужденных возмущений завихренности в направлении потока показано на рис. 8. В целом пространственное развитие возмущений на частоте акустического возбуждения согласуется с поведением интегральных возмущений по спектру пульсаций скорости, изображенном на рис. 6.

Основной результат настоящей работы иллюстрирует рис. 9. Здесь представлены амплитудные распределения спектральных компонент пульсаций продольной компоненты скорости, которые выделяются в «естественных» условиях аэродинамической установки и при звуковом воздействии на обтекание экспериментальной модели. Акустическая генерация возмущений приводит к подавлению вихреобразования в пристенной

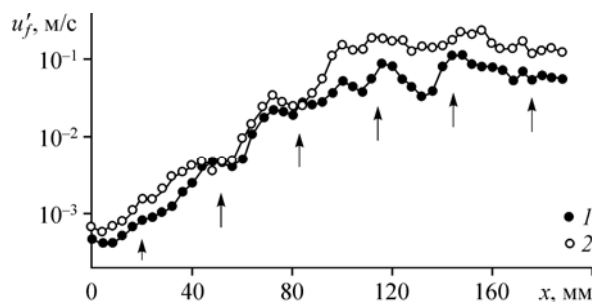


Рис. 8. Пространственное нарастание вихревых возмущений на частоте акустической генерации 70 Гц, измеренное в полосе 1 Гц в максимуме интегральных пульсаций скорости при $U_0 = 3$ (1), 4 (2) м/с.

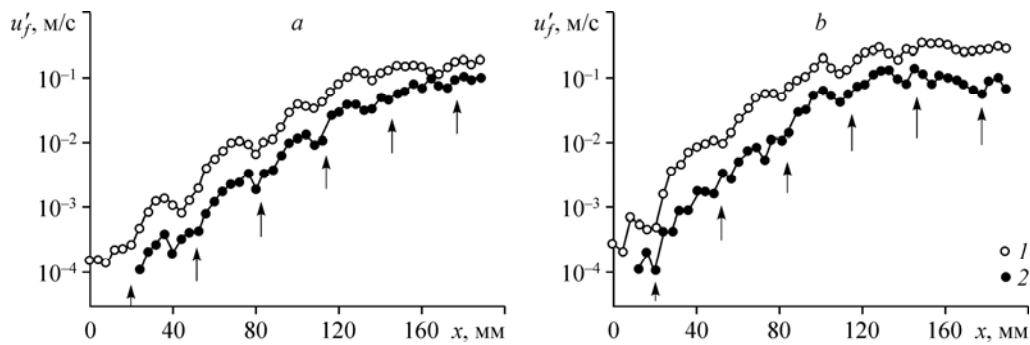


Рис. 9. Изменение в направлении потока максимальной амплитуды пульсаций на частотах 44 Гц при $U_0 = 3$ м/с (а) и 60 Гц при $U_0 = 4$ м/с (б) в спектральной полосе 1 Гц без акустического воздействия (1) и при генерации колебаний на частоте 70 Гц (2).

зоне течения. Ранее схожий эффект наблюдался при исследовании обтекания двумерного выступа поверхности плоской пластины, расположенной продольно низкоскоростному воздушному потоку (см. раздел 6.5 монографии [19]). Искусственное возбуждение волн неустойчивости отрывного течения сопровождалось уменьшением амплитуды низкочастотных пульсаций. Результаты наблюдений были истолкованы как следствие нелокального взаимодействия нарастающих возмущений зоны отрыва с ее полем скорости. Подавление фоновых пульсаций в следе за продольно обтекаемой тонкой пластиной при его акустическом возбуждении, которое интерпретировалось как результат нелинейного взаимодействия спектральных компонент, было зафиксировано в экспериментах [20, 21]. Аналогично в работе [22] наблюдалось подавление сплошного спектра на низких частотах и энергонесущих вихрей в струях и слое смешения, подверженных внешнему гармоническому воздействию. В этом отношении результаты настоящего исследования коррелируют с данными упомянутых выше экспериментов, демонстрируя возможность управления состоянием неустойчивого течения рассмотренной конфигурации с использованием его контролируемого периодического во времени возбуждения.

Заключение

Изложенные в настоящей статье экспериментальные результаты показывают, что пространственно периодическое течение с образованием локальных областей отрыва пограничного слоя оказывается неустойчивым при предельно низких скоростях внешнего потока. Неустойчивость ламинарного течения вызывает усиление его возмущений с последующим переходом к турбулентности. Полученные спектральные данные дают основание полагать, что нестационарность течения на участке перехода определяется динамикой когерентных вихрей, нарастающих на фоне нерегулярных пульсаций скорости. Интенсивность вихревого движения удастся сократить, используя внешнее гармоническое воздействие, в данном случае акустическое, на пристенную зону потока в частотном диапазоне ее неустойчивости.

Список литературы

1. Görtler H. Einfluß einer schwachen Wandwelligkeit auf den Verlauf der laminaren Grenzschichten. Teil I // Zeitschrift für Angew. Math. Mech. 1947. Vol. 25/27, No. 8/9. P. 233–244.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М., Л.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1950. 676 с.
3. Benjamin T.B. Shearing flow over a wavy boundary // J. Fluid Mech. 1959. Vol. 6, No. 2. P. 161–205.
4. Баринов В.А., Зубцов А.В. Течение вязкой жидкости на волнистой поверхности скользящего крыла // Учен. зап. ЦАГИ. 1970. Т. 1, № 6. С. 75–81.

5. **Tsangaris S., Potamitis D.** On laminar small Reynolds-number flow over wavy walls // *Acta Mech.* 1986. Vol. 61, No. 1–4. P. 109–115.
6. **Patel V.C., Chon J.T., Yoon J.Y.** Laminar flow over wavy walls // *J. Fluids Engineering.* 1991. Vol. 113, No. 4. P. 574–578.
7. **Bountin D., Chimitov T., Maslov A., Novikov A., Egorov I., Fedorov A., Utyuzhnikov S.** Stabilization of a hypersonic boundary layer using a wavy surface // *AIAA J.* 2013. Vol. 51. P. 1203–1210.
8. **Бунтин Д.А., Маслов А.А.** Анализ развития возмущений в гиперзвуковом пограничном слое за волнистой поверхностью // *Письма в Журн. техн. физики.* 2017. Т. 43, вып. 13. С. 65–72.
9. **Левченко В.Я., Соловьев А.С.** Устойчивость пограничного слоя на волнистой поверхности // *Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа.* 1972. № 6. С. 11–16.
10. **Качанов Ю.С., Козлов В.В., Левченко В.Я.** Экспериментальное исследование устойчивости ламинарного пограничного слоя на волнистой поверхности // *Изв. СО АН СССР. Серия технических наук.* 1974. № 13, вып. 3. С. 3–6.
11. **Lekoudis S.G., Nayfeh A.H., Saric W.S.** Compressible boundary layers over wavy walls // *Phys. Fluids.* 1976. Vol. 19, No. 4. P. 514–519.
12. **Белов И.А., Енютин Г.В., Литвинов В.Н.** Влияние продольного и поперечного оребрения плоской пластины на ламинарно-турбулентный переход // *Учён. зап. ЦАГИ.* 1990. Т. 21, № 6. С. 107–111.
13. **Sabal A., Szumbariski J., Floryan J.M.** Stability of flow in a wavy channel // *J. Fluid Mech.* 2002. Vol. 457. P. 191–212.
14. **Kowalewski T.A., Szumbariski J., Blonski S.** Low-Reynolds-number instability of the laminar flow between wavy walls // *Proc. of the ASME 2008 6th Int. Conf. on Nanochannels, Microchannels, and Minichannels.* June 23–25 2008, Darmstadt, Germany. 2008. Paper No. ICNMM2008-62070. P. 1473–1480.
15. **Завольский Н.А., Реутов В.П., Рыбушкина Г.В.** Возбуждение волн Толлмина–Шлихтинга при рассеянии акустических и вихревых возмущений в пограничном слое на волнистой поверхности // *Прикл. механика и технич. физика.* 1983. Т. 23, № 3. С. 79–86.
16. **Wiegel M., Wlezien R.W.** Acoustic receptivity of laminar boundary layers over wavy walls // *AIAA Paper.* 1993. No. 93–3280. 15 p.
17. **Polak A., Werle M.J., Vatsa V.N., Bertke S.D.** Numerical study of separated laminar boundary layers over multiple sine-wave protuberances // *J. Spacecraft.* 1976. Vol. 13, No. 3. P. 168–173.
18. **Бойко А.В., Довгаль А.В., Сорокин А.М.** Устойчивость периодического во времени течения с отрывом ламинарного пограничного слоя // *Теплофизика и аэромеханика.* 2018. Т. 25, № 5. С. 693–699.
19. **Boiko A.V., Grek G.R., Dovgal A.V., Kozlov V.V.** The origin of turbulence in near-wall flows. Berlin: Springer, 2002. 267 p.
20. **Sato H., Kuriki K.** The mechanism of transition in the wake of a thin flat plate placed parallel to a uniform flow // *J. Fluid Mech.* 1961. Vol. 11. P. 321–352.
21. **Sato H., Saito H.** Fine structure of energy spectra of velocity fluctuations in the transition region of a two-dimensional wake // *J. Fluid Mech.* 1975. Vol. 67. P. 539–559.
22. **Zaman K.B.M.Q., Hussain A.K.M.F.** Turbulence suppression in free shear flows by controlled excitation // *J. Fluid Mech.* 1981. Vol. 103. P. 133–159.

*Статья поступила в редакцию 22 мая 2019 г.,
после доработки — 22 мая 2019 г.,
принята к публикации 4 июня 2019 г.*