

Управление ламинарно-турбулентным переходом на крыловом профиле путем распределенного отсоса через мелкоперфорированную поверхность

Г. Р. Грек¹, М. М. Катасонов^{1,2}, В. В. Козлов^{1,2}
В. И. Корнилов¹, А. В. Крюков¹, И. А. Садовский^{1,2}

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

² Новосибирский государственный университет
Новосибирск, Россия

Аннотация

Представлены результаты экспериментальных исследований влияния распределенного отсоса через перфорированный вкладыш на пространственное развитие возмущений пограничного слоя прямого крыла. Обнаружено, что распределенный отсос снижает в 10 раз интенсивность естественных возмущений пограничного слоя и в 20 раз интенсивность искусственных возмущений, генерируемых внешним акустическим полем. Спектральный анализ возмущений показал, что отсос снижает интенсивность высокочастотных пульсаций как для естественных, так и для вынужденных возмущений. Найдено, что распределенный отсос воздействует на среднее течение – при включенном отсосе устраняется отрыв пограничного слоя вблизи задней кромки крыла.

Ключевые слова

пограничный слой, линейная устойчивость, волны Толлмина – Шлихтинга, распределенный отсос, спектр возмущений

Источник финансирования

Работа частично выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610128-8) и при государственной поддержке научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских вузах, соглашение № 075-15-2019-1923

Для цитирования

Грек Г. Р., Катасонов М. М., Козлов В. В., Корнилов В. И., Крюков А. В., Садовский И. А. Управление ламинарно-турбулентным переходом на крыловом профиле путем распределенного отсоса через мелкоперфорированную поверхность // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 4. С. 28–54. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-4-28-54

Control of the Laminar-Turbulent Transition on the Wing Profile by Distributed Suction through a Finely Perforated Surface

G. R. Grek¹, M. M. Katasonov^{1,2}, V. V. Kozlov^{1,2}
V. I. Kornilov¹, A. V. Kryukov¹, I. A. Sadovskiy^{1,2}

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation

² Novosibirsk State University
Novosibirsk, Russian Federation

Abstract

The results of experimental investigations of the influence of distributed suction through a finely perforated section of a symmetric airfoil on the spatial development of disturbances in the boundary layer are presented. It was found that distributed suction reduces by 10 times the intensity of natural disturbances of the boundary layer and by 20 times

the intensity of artificial disturbances generated by an external acoustic field. A spectral analysis of disturbances showed that suction reduces the intensity of high-frequency fluctuations for both natural and forced disturbances. It was found that the distributed suction affects the average flow – when the suction is on, the separation of the boundary layer near the trailing edge of the wing is eliminated. It was found that distributed suction significantly affects the mean flow, up to eliminating the boundary-layer separation near the trailing edge of the wing.

Keywords

boundary layer, linear stability, Tollmien – Schlichting waves, distributed suction, disturbance spectrum

Funding

The work was partially completed (with distributed suction) within the framework of the program of fundamental scientific research of the state academies of Sciences for 2013–2020 (project AAAA17-117030610128-8) and with state support of scientific research conducted under the guidance of leading scientists in Russian universities, agreement No. 075-15-2019-1923

For citation

Грек Г. Р., Катасонов М. М., Козлов В. В., Корнилов В. И., Крюков А. В., Садовский И. А. Control of the Laminar-Turbulent Transition on the Wing Profile by Distributed Suction through a Finely Perforated Surface. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 4, p. 28–54. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-4-28-54

Введение

Линейная теория гидродинамической устойчивости

Если выделить главные моменты процесса перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние при малой интенсивности внешних возмущений, то его можно представить в виде трех определяющих этапов [1]:

- 1) генерация волн неустойчивости (волн Толлмина – Шлихтинга) (*ТШ*) и проблема восприимчивости (*receptivity*);
- 2) усиление волн *ТШ* по законам линейной теории устойчивости;
- 3) нелинейное разрушение ламинарного течения, сопровождаемое взаимодействием возмущений, образованием нелинейных волновых пакетов, турбулентных пятен и других структур (рис. 1).

О важной роли линейной теории устойчивости в проблеме ламинарно-турбулентного перехода говорит тот факт, что в настоящее время эта теория представляет собой глубоко и полно разработанный раздел механики жидкости, газа и плазмы. При исследовании устойчивости ламинарного течения согласно линейной теории [1] среднее течение рассматривается как основное, устойчивость которого исследуется, и возмущающее, наложенное на основное. Для плоскопараллельного течения несжимаемой жидкости полная функция тока представляется в виде суммы функций тока основного потока и возмущения:

$$\Psi(x, y, t) = \Psi_0(x, y, t) + \Psi'(x, y, t). \quad (1)$$

Основная задача линейной теории устойчивости состоит в том, чтобы определить, будут малые возмущения основного ламинарного потока нарастать или затухать во времени и пространстве и с какими скоростями будут происходить эти процессы. В случае плоскопараллельного течения возмущение рассматривается в виде бегущих гармонических волн, так называемых волн Толлмина – Шлихтинга, функция тока каждой из которых может быть представлена в виде

$$\Psi'(x, y, t) = \varphi e^{i\alpha(x - ct)}, \quad (2)$$

где c – фазовая скорость волны, $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ – комплексное число, в котором α_r – волновое число, а α_i – скорость нарастания возмущений по пространству. При $\alpha_i > 0$ возмущение при его распространении вниз по потоку затухает, тогда как при $\alpha_i < 0$, наоборот, нарастает. В последнем случае течение считается неустойчивым. Подставив функцию тока в двумерные

уравнения Навье – Стокса для несжимаемой жидкости, получим обыкновенное дифференциальное уравнение относительно функции $\varphi(y)$, которое называется уравнением Орра – Зоммерфельда:

$$(u - c)(\varphi'' - \alpha^2 \varphi) - u''\varphi = (t/\alpha \text{Re})(\varphi^4 - 2\alpha^2 \varphi'' + \alpha^4 \varphi). \quad (3)$$

Основной задачей линейной теории гидродинамической устойчивости для плоскопараллельных течений является решение этого уравнения с соответствующими граничными условиями. Исследование устойчивости ламинарного течения представляет собой задачу на собственные значения уравнения (3) с заданными граничными условиями. Решение данной задачи приводит к характеристическому уравнению, определяющему собственные значения $\alpha = \alpha(\omega, \text{Re})$. Значения $\alpha = 0$ в плоскости ω, Re дают кривую нейтральной устойчивости. Расчет нейтральных кривых (рис. 2) и, в частности, критических чисел Рейнольдса, является одной из основных задач теории гидродинамической устойчивости.

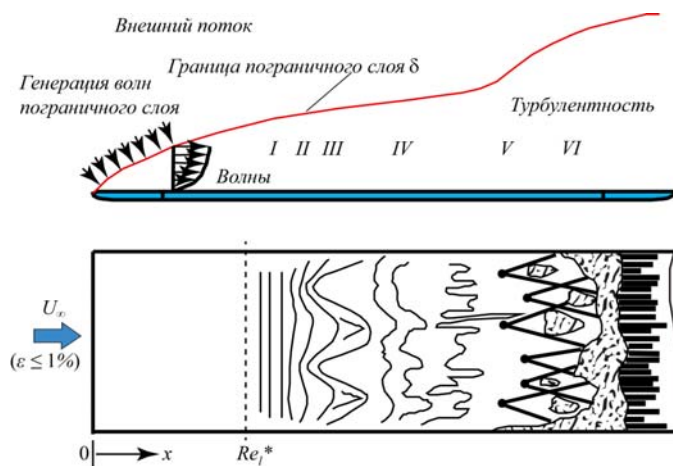


Рис. 1. Сценарий ламинарно-турбулентного перехода при низкой степени турбулентности набегающего потока: I – стадия линейного усиления волн ТШ; II – развитие трехмерных Λ -вихрей; III – образование продольных вихревых структур; IV – появление слоев сильного сдвига; V – область образования турбулентных пятен; VI – взаимодействие и слияние турбулентных пятен [2]

Fig. 1. Stages of the transition process at low free-stream turbulence: I – linear instability stage of the Tollmien – Schlichting waves; II – development of three-dimensional Λ -structures; III – formations of the streamwise vortical structures; IV – appearance of strong shear layers; V – region of the turbulent spots origination; VI – interaction and merging of turbulent spots [2]

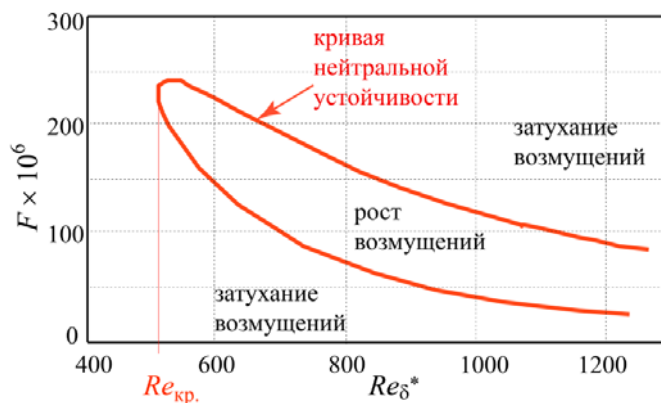


Рис. 2. Пример графического изображения кривой нейтральной устойчивости [2]

Fig. 2. An example of a graphic image of the neutral stability curve [2]

Основные выводы линейной теории устойчивости были впервые подтверждены экспериментами Г. Б. Шубауэра и Х. К. Срэмстеда [3].

При достижении амплитуд возмущений порядка одного процента от скорости набегающего потока начинается область нелинейного развития и взаимодействия волн. Нелинейную стадию перехода можно представить в виде последовательности отдельных ее этапов:

- 1) слабонелинейное нарастание двумерных волн ТШ;

- 2) включение в процесс эффектов трехмерности;
- 3) образование нелинейных волновых пакетов (Λ -структур);
- 4) трансформация Λ -структур в турбулентные пятна и образование полностью турбулентного пограничного слоя.

Классические эксперименты [4; 5] по переходу продемонстрировали возможность существования так называемых гармонического (основная волна с кратными гармониками в частотном спектре) и субгармонического (основная волна и субгармоника в частотном спектре) сценариев перехода, где нелинейные волновые пакеты (Λ -структуры) генерируются в тандемном порядке в первом случае и в шахматном порядке во втором случае.

Основные факторы, влияющие на переход к турбулентности

Существует большое число факторов, влияющих на линейную устойчивость течений и переход к турбулентности. В целом, следуя физическим представлениям о природе ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое, основные факторы можно разделить на две группы. В первую входят те, которые непосредственно влияют на начальные возмущения ламинарного течения, вызывающие его турбулизацию. Например, волновые и частотные спектры волн неустойчивости можно изменить путем уменьшения внешних акустических возмущений, турбулентности набегающего потока, вибраций и неровностей поверхности. В другую группу входят факторы, изменяющие характеристики устойчивости исходного течения; именно на их основе развиты основные методы управления переходом к турбулентности.

Неровности поверхности. С уменьшением высоты неровности (например, препятствия) переход постепенно перемещается вниз по потоку. В зависимости от формы, места расположения неровности на поверхности обтекаемого тела и параметров течения имеется критическая высота шероховатости h^* , ниже которой никакого влияния на переход нет, т. е. он происходит так же, как на гладкой поверхности. С другой стороны, по мере увеличения высоты неровности может быть достигнута такая величина h , при которой переход реализуется сразу за элементом шероховатости.

Кривизна поверхности. Продольные градиенты давления оказывают существенное влияние на устойчивость течений и, как следствие, на положение перехода к турбулентности и сопротивление трения. Поэтому контур обтекаемого тела должен быть подобран таким образом, чтобы распределение давления во внешнем потоке обеспечивало максимально протяженный участок ламинарного течения. Отрицательный градиент давления $dp/dx < 0$ является в этом отношении благоприятным фактором, а положительный $dp/dx > 0$ неблагоприятным, поэтому указанная цель достигается смещением наиболее широкой части крыла вниз по потоку.

Нагревание поверхности. Результаты расчетов линейной устойчивости и экспериментальные данные показывают, что в определенных условиях нагревание стенки также можно использовать для подавления нарастания волн неустойчивости пограничного слоя в газе. К числу первых теоретических работ, в которых было показано стабилизирующее влияние неравномерного нагревания поверхности на течение в пограничном слое, относятся [6–8]. Результаты теории получили подтверждение в последующих экспериментах [9]. Было установлено, что локальное нагревание пластины вблизи ее передней кромки либо участков поверхности ниже по потоку действительно задерживает нарастание волн TSH и приводит к увеличению числа Рейнольдса перехода.

Оребрение поверхности. Успешное применение риблет для управления турбулентным пограничным слоем инициировало работы по использованию аналогичного метода для воздействия на процесс перехода к турбулентности. В экспериментах [10–12] было показано, что риблеты, расположенные на плоской пластине в области развития линейной волны TSH , дестабилизируют течение и ускоряют переход, тогда как такие же риблеты, расположенные в области образования и развития Λ -структур или стационарных вихрей, существенно задер-

живают переход к турбулентности. Такие риблеты также затягивают переход к турбулентности, при этом высота и ширина вихревого следа становится значительно меньше над оребренной поверхностью по сравнению с гладкой поверхностью. Таким образом, риблеты могут значительно затягивать поздние или трехмерные стадии перехода к турбулентности, но в то же время ускорять его начальную или двумерную фазу. Эти результаты можно объяснить подавлением трансверсальной компоненты скорости продольных структур, что, в свою очередь, способствует замедлению их нарастания и предотвращает генерацию вторичных возмущений. Экспериментальные данные хорошо согласуются с результатами расчетов, согласно которым пограничный слой дестабилизируется в области линейной неустойчивости [13; 14]. Однако в области нелинейного развития возмущений продольные риблеты уменьшают амплитуду локализованных возмущений и задерживают их преобразование в турбулентные пятна. Оптимизация треугольных риблет по их влиянию на развитие уединенного локализованного возмущения, аналогичного Λ -вихрю, была проведена в [15]. Размеры риблет оказались близкими к тем, которые используются для управления турбулентными течениями. Еще одна задача, в которой могут найти применение риблеты, – управление процессом перехода в течение с продольными стационарными вихрями, где один из механизмов турбулизации заключается в развитии высокочастотной вторичной неустойчивости. Эта проблема изучалась в [12] для пограничного слоя плоской пластины, возмущенного продольными вихрями, которые генерировались трехмерными элементами шероховатости, расположенными с равным шагом в трансверсальном направлении. В управляемом потоке уменьшаются как трансверсальная модуляция среднего течения, так и амплитуда бегущих возмущений, распространяющихся вдоль вихрей.

Отсасывание пограничного слоя. Основной результат отсасывания потока аналогичен действию продольного градиента давления и заключается в уменьшении сопротивления трения за счет смещения вниз по потоку ламинарно-турбулентного перехода. Хотя отсасывание и привносит некоторое увеличение сопротивления трения, оно незначительно по сравнению с турбулентным, даже в случае асимптотического профиля средней скорости. При этом возможности метода не исчерпываются подавлением волн $TIII$. В трехмерном пограничном слое его можно использовать для управления неустойчивостью поперечного течения [16; 17], а в экспериментах на скользящем крыле [18] наблюдалась задержка перехода, вызванная неустойчивостью течения у передней кромки. Определенного эффекта можно достичь и на нелинейных стадиях развития возмущений: отсасывание приводит к полному подавлению субгармоники нарастающих колебаний в пограничном слое плоской пластины [19] и способствует предотвращению развития вторичных возмущений на скользящем крыле [20]. Эксперименты на моделях скользящего крыла [21–23] имели целью оптимизировать форму участка поверхности, на котором производится равномерное отсасывание. Рассматривались поверхности, оборудованные поперечными щелями и перфорированные отверстиями двух диаметров с постоянной пористостью 1 % и коэффициентом отсасывания $c_q = 0,1$. Было показано, что бегущие возмущения подавляются сильнее, чем стационарные моды, причем щелевое отсасывание оказывается более эффективным.

В определенной степени альтернативой равномерному отсасыванию может служить локализованное отсасывание пограничного слоя через щель, расположенную в трансверсальном направлении по отношению к потоку. При этом амплитуда возмущений в потоке уменьшается поперек всего пограничного слоя в окрестности щели; следовательно, возмущения остаются линейными на значительно большем расстоянии вниз по потоку, и переход к турбулентности не происходит.

Результаты исследования пограничного слоя с продольно ориентированными стационарными вихрями [24; 25] показали, что локализованное отсасывание через миниатюрное отверстие в обтекаемой поверхности способно заметно ослабить вторичную неустойчивость такого течения. Эффект достигается воздействием на структуру первичных вихрей и максимален при отсасывании непосредственно под вихрем, на котором развивается вторичная неустой-

чивость. В целом эксперименты показывают, что отсос газа наиболее эффективен для управления ламинарно-турбулентным переходом по сравнению с другими методами управления данным процессом.

Целью настоящей работы является анализ эффективности различных способов управления, основанных на отсосе воздуха из пограничного слоя через проницаемую стенку, и поиск такой проницаемой поверхности, которая обладала бы свойством некой универсальности, позволяющей использовать достоинства указанных способов воздействия на пограничный слой как на линейной, так и на нелинейной стадиях перехода в различных течениях.

Результаты экспериментальных исследований управления переходом с помощью различных методов отсоса газа

Управление развитием возмущений с помощью щелевого отсоса на плоской пластине

В работе [24] исследован процесс развития первоначально синусоидальных возмущений в ламинарном пограничном слое при наличии отсасывания через узкую щель. На рис 3, *a* показано изменение максимума в профиле возмущений вдоль пластины для различных начальных амплитуд без отсоса и с отсосом пограничного слоя. Отсутствие зависимости процесса развития возмущений от величины начальной амплитуды свидетельствует о том, что он протекает в соответствии с линейной теорией гидродинамической устойчивости. С другой стороны, рис 3, *b* демонстрирует, что при различных интенсивностях отсоса развитие возмущений протекает плавно, без каких-либо резких изменений в окрестности щели. При этом амплитуда возмущений в потоке уменьшается поперек всего пограничного слоя в окрестности щели; следовательно, возмущения остаются линейными на значительно большем расстоянии вниз по потоку, и переход к турбулентности не происходит. Таким образом, эффективность отсоса как средства затягивания перехода к турбулентности зависит не от интенсивности пульсаций внутри пограничного слоя, а от стадии протекания процесса перехода, а именно линейной и слабо нелинейной стадий.

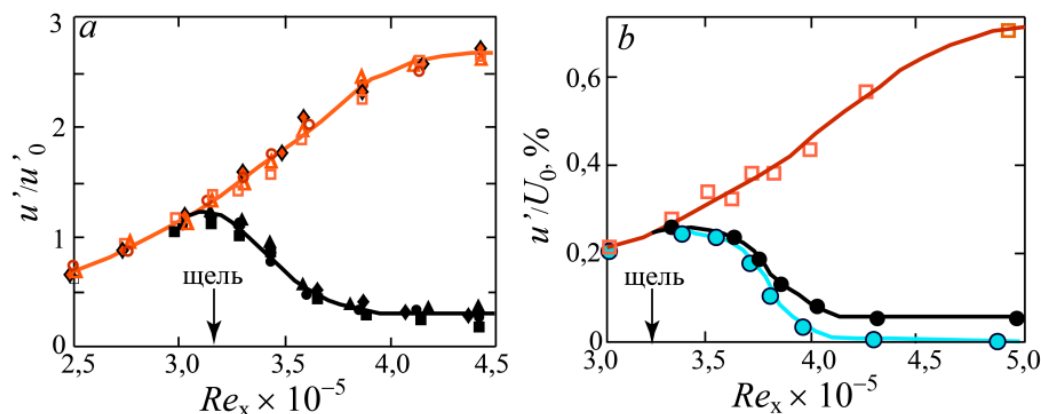


Рис. 3. Влияния отсасывания потока через щель в поверхности плоской пластины на амплитуды возмущений пограничного слоя при варьировании различных начальных амплитуд отсасывания (*a*) и степени отсасывания (*b*) [24]

Fig. 3. The influence of the flow suction through a slot in the flat plate surface on the perturbation amplitudes of the boundary layer with varying of different initial suction amplitudes (a) and suction degree (b) [24]

Управление развитием вторичной неустойчивости продольного стационарного вихря с помощью отсоса через отверстие на обтекаемой поверхности

Результаты исследования пограничного слоя с продольно ориентированными стационарными вихрями [25] показали, что локализованное отсасывание через миниатюрное отверстие в обтекаемой поверхности способно заметно ослабить вторичную неустойчивость такого течения. Эффект достигается воздействием на структуру первичных вихрей и максимален при отсасывании непосредственно под вихрем, на котором развивается вторичная неустойчивость (рис. 4).

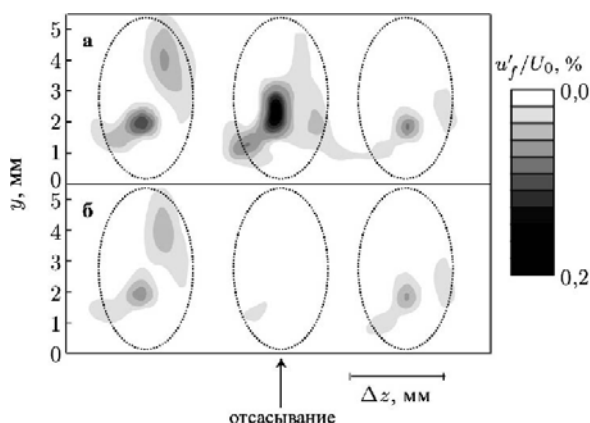


Рис. 4. Влияние отсасывания на развитие бегущих возмущений в стационарных полосчатых структурах в пограничном слое [25]. Амплитуды возмущений без отсоса (а) и при отсасывании (б)

Fig. 4. The effect of suction on the development of traveling disturbances in stationary streaky structures in the boundary layer [25]. The amplitude of the disturbance without suction (a) and suction (b) is presented

Управление развитием вторичной неустойчивости продольных структур в пограничном слое скользящего крыла с помощью локализованного и распределенного отсоса

Результаты экспериментальных исследований возможности управления развитием возмущений в пограничном слое скользящего крыла (рис. 5) с помощью локализованного и распределенного отсоса через ряд отверстий на обтекаемой поверхности [26] можно кратко сформулировать следующим образом.

1. Турбулизация течения в пограничном слое скользящего крыла связана с развитием вторичных высокочастотных возмущений на полосчатых структурах, модулирующих течение в трансверсальном направлении.

2. Локализованный отсос (рис. 6) в трансверсальном направлении не оказывает существенного влияния на подавление интенсивности вторичных возмущений.

3. Распределенный отсос (рис. 7) через несколько локализованных в трансверсальном направлении отверстий (при той же величине отсасываемого газа, что и через одно отверстие) снижает как интенсивность полосчатой структуры, так и интенсивность вторичных возмущений, и коэффициент этого снижения растет с увеличением количества отверстий, через которые ведется отсос.

4. Распределенный отсос (см. рис. 7) через ряд отверстий, общая протяженность которых занимает весь трансверсальный размер полосчатой структуры, подавляет интенсивность развития вторичных возмущений примерно в три раза и, таким образом, затягивает турбулизацию течения.

Рис. 5. Схема эксперимента
Fig. 5. Sketch of experiment

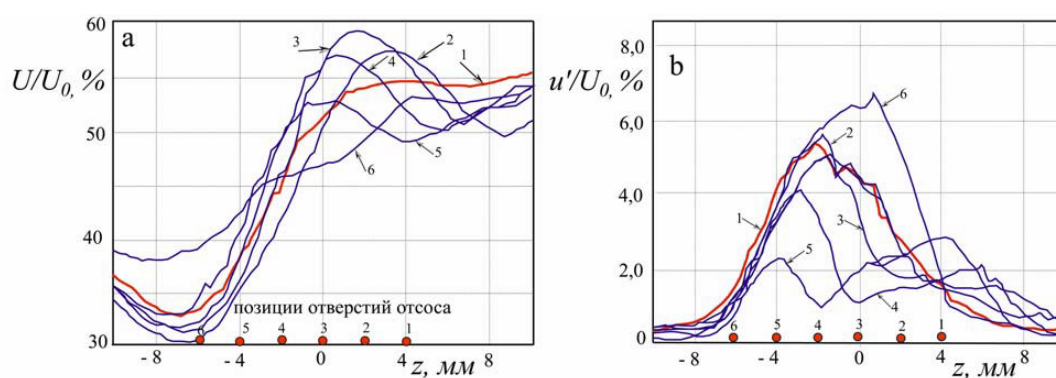
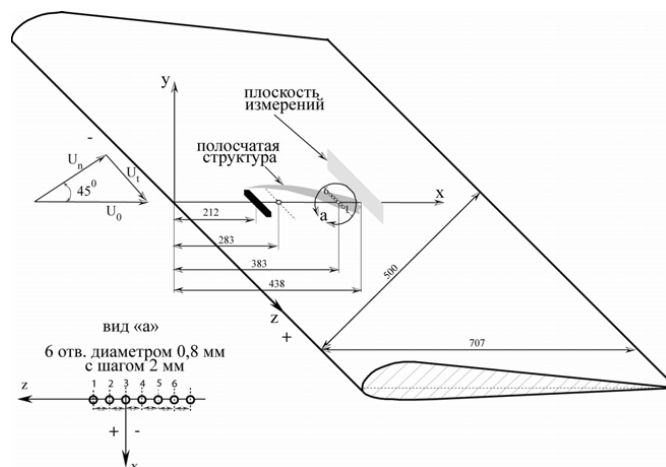


Рис. 6. Влияние локализованного отсоса на распределения средней скорости (а) и пульсаций скорости (b) при развитии возмущения в пограничном слое скользящего крыла:
1 – без отсоса; 2–6 –отсос через отверстия 1–5 соответственно

Fig. 6. The effect of localized suction on the mean velocity distribution (a) and velocity pulsations (b) during the development of a disturbance in the boundary layer of the swept wing:
1 – with no suction; 2–6 suction through the holes 1–5 respectively

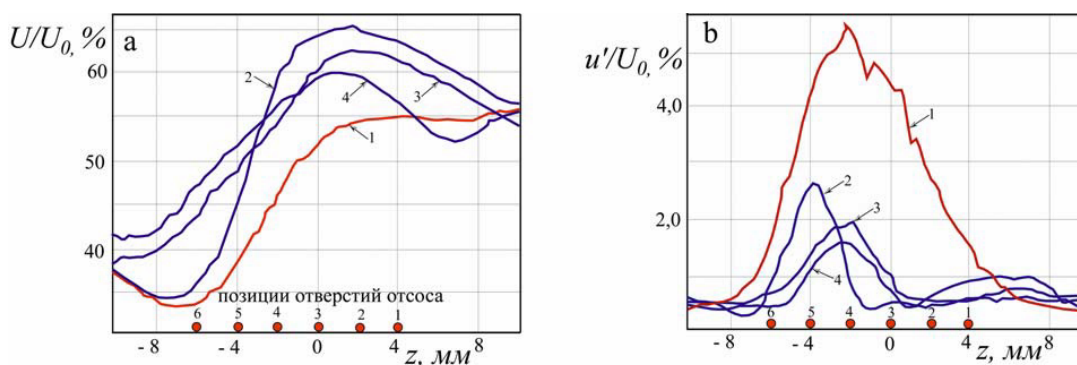


Рис. 7. Влияние распределенного отсоса на распределения средней скорости (а) и пульсаций скорости (b) при развитии возмущения в пограничном слое скользящего крыла:
1 – без отсоса; 2 – отсос через отверстия 1–4; 3 – отсос через отверстия 1–6; 4 –отсос через отверстия 3–6

Fig. 7. The effect of distributed suction on the of mean velocity distribution (a) and velocity fluctuations (b) during the development of disturbances in the boundary layer of the swept wing:
1 – with no suction; 2 – suction through the holes 1–4; 3 – suction through holes 1–6; 4 – suction through holes 3–6

Экспериментальная установка. Модель. Методика эксперимента

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 10,5 \text{ м/с}$, что соответствовало числам Рейнольдса по хорде крыла $Re_c = 0,35 \times 10^6$.

Исследуемая модель представляет собой прямоугольное крыло, составленное из профильных сечений НАСА 0012 с относительной толщиной $t = t/c = 0,12$. Крыло изготовлено из влагостойкой древесины и имеет симметричный профиль с хордой $c = 501 \text{ мм}$, размахом $z = 950 \text{ мм}$ и максимальной толщиной $t = 60 \text{ мм}$. Качество отделки соответствует уровню шлифованной поверхности. Поперечные координаты верхней y_v и нижней y_n образующих профиля в прямоугольной системе координат с началом на носике крыла определяются в соответствии со следующей формулой:

$$y_{v,n} = t^* (0,2969x^{0,5} - 0,1260x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1015x^4)/0,2,$$

где t^* – относительная толщина профиля, равная 0,12. Схема модели крыла для отсоса пограничного слоя представлена на рис. 8 и 9.

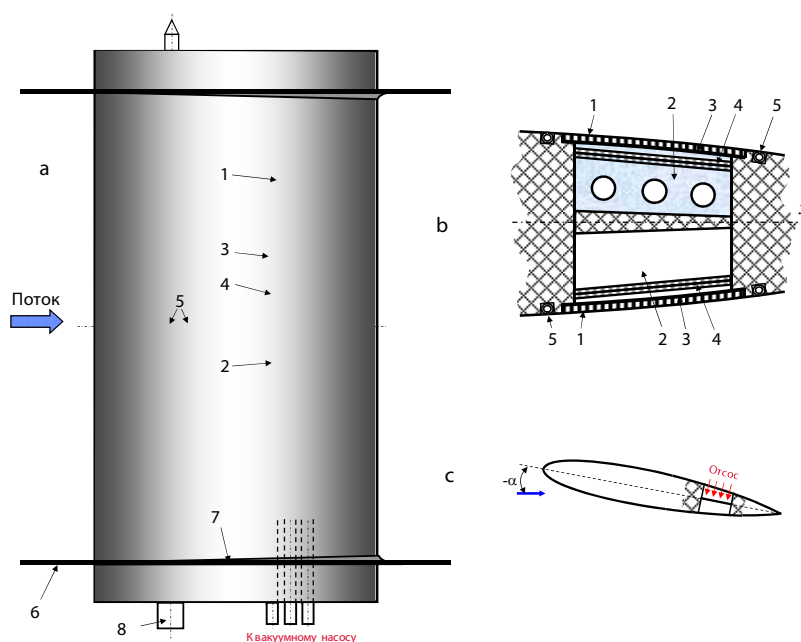


Рис. 8. Основные конструктивные элементы модели крыла для отсоса пограничного слоя: *a* – вид в плане; *b* – вид в продольном сечении; *c* – схема отсоса. 1 – перфорированный вкладыш, 2 – камера отсоса, 3 – мелкоячеистый фильтр, 4 – двухслойный регулируемый хонейкомб, 5 – приемники давления, 6 – концевая шайба, 7 – зализ, 8 – ось поворота крыла по углу атаки

Fig. 8. The main structural elements of the wing model for suction of the boundary layer: *a* – plan view; *b* – view in longitudinal section; *c* – suction circuit. 1 – perforated surface section, 2 – suction chamber, 3 – fine-mesh filter, 4 – two-layer adjustable honeikomb, 5 – pressure orifices, 6 – end plate, 7 – fillet, 8 – wing rotation axis along the angle of attack



Рис. 9. Фотография модели прямого крыла с перфорированным вкладышем (а) и параметры проницаемости перфорированной поверхности (б): пористость 17,1 %, средний диаметр пор (отверстий), расположенных в шахматном порядке, $d = 0,17$ мм, толщина стенки 1,1 мм, удлинение пор 6,7

Fig. 9. Photo of the straight wing model with a perforated surface part (a) and (b) permeability parameters of a perforated surface: porosity 17.1 %, average diameter of pores (holes) $d = 0.17$ mm, wall thickness 1.1 mm, elongation of pores 6.7

Выполненное выше сравнение методов управления ламинарно-турбулентным переходом с помощью отсоса указывает на необходимость поиска поверхности, обладающей достоинствами отмеченных подходов. В этой связи в настоящих экспериментах использовалась заделанная заподлицо с основной поверхностью мелкоперфорированная секция длиной 90 мм и размахом 400 мм, изготовленная по технологии 2-го поколения, которая служит для организации равномерного стационарного отсоса воздуха из пограничного слоя. Положение передней и задней границ перфорированных участков составляет 0,623с и 0,775с от передней кромки крыла. Степень проницаемости собственно перфорированного материала составляла около 17 %. Следующие соображения были приняты за основу при выборе параметров перфорированной секции. Известно, что перфорированная поверхность должна удовлетворять комплексу минимальных требований: высокое качество отделки, необходимая относительная толщина t/d , повышенная равномерность расположения отверстий и оптимальный диаметр, а также достаточная степень проницаемости. Лишь при соблюдении указанных требований можно надеяться, что исходный пограничный слой (при отсутствии отсоса) будет иметь свойства классического, являющегося стартовой основой для изучения характеристик модифицированного течения на крыле. При этом здесь очень важно, чтобы обтекание перфорированной стенки было эквивалентно обтеканию гидравлически гладкого аналога.

В качестве характеристики вдуваемого или отсасываемого воздуха нередко используется безразмерный коэффициент C_μ , равный $(\rho_j h_j U_j^2) / (0,5 \rho_\infty U_\infty^2 c)$, где $\rho h U$ – произведение плотности воздуха, ширины струи и скорости, в котором индексы j и ∞ относятся соответственно к струе и к набегающему потоку, а c – хорда крыла. В случае использования перфорированной поверхности понятие ширины струи становится неопределенным. Поэтому нами выполнены достаточно подробные измерения средней скорости отсасываемого воздуха над поверхностью вкладыша на расстоянии $y = 1,5$ мм от стенки при помощи термоанемометра и в отсутствие основного потока. В среднем эта величина составила $U_s = 0,2$ м/с. Безразмерный коэффициент отсоса $C_s = \rho_s v_s / \rho_\infty U_\infty$ в этом случае оказался равным 0,019. Здесь $\rho_s v_s$ – произведение плотности и осредненной по площади скорости вдуваемого воздуха, а $\rho_\infty U_\infty$ – произведение плотности и скорости набегающего потока.

Исследования проводились как с естественными, так и с искусственными возмущениями, генерируемыми с помощью акустики на частоте 169 Гц с интенсивностью звука 92 дБ.

Средняя скорость U и пульсации скорости u' регистрировались в потоке термоанемометром постоянной температуры AN-1003. Тарировка одноточечного датчика и сбор данных производились по стандартной методике. Перемещение датчика в пограничном слое осуществлялось с помощью полностью автоматизированного координатного устройства с тремя степенями свободы (x, y, z). Искусственное внешнее акустическое поле создавалось громкоговорителем, помещенным в рабочую часть аэродинамической трубы позади модели крыла.

Результаты исследований

Влияние распределенного по поверхности отсоса на развитие волн малой амплитуды

Важно отметить, что за счет использования данного проницаемого материала удается получить достаточно равномерное распределение скорости отсасываемого воздуха U_s как по продольной координате X , так и в направлении размаха Z крыла (рис. 10). Видно, что на основной части вкладыша, которая составляет 60 мм по хорде крыла и 250 мм в направлении размаха, неравномерность величины U_s при отсутствии основного потока не превышает 0,05 м/с.

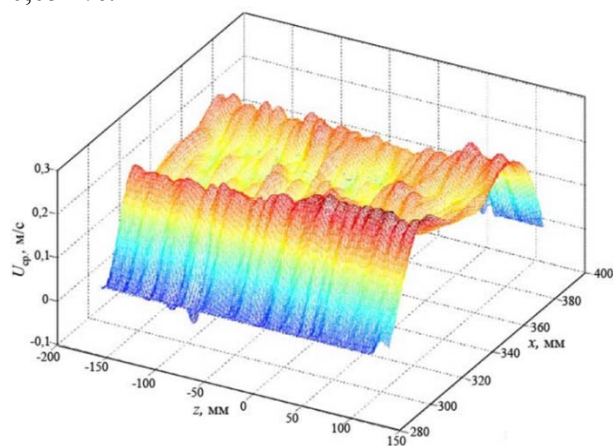


Рис. 10. Распределение скорости отсоса через перфорированный вкладыш в плоскости xz на высоте $Y = 2$ мм

Fig. 10. Distribution of the suction velocity through a perforated surface area in the xz plane at the height $Y = 2$ mm

На рис. 11 показано распределение средней скорости вне пограничного слоя вдоль прямого крыла при отсутствии отсоса при $Z = 50$ мм и угле атаки $\alpha = -6^\circ$. Видно, что перфорированный вкладыш расположен в области слабого неблагоприятного градиента давления, что обычно ассоциируется с нарастанием интенсивности возмущений в данной области пограничного слоя. Здесь буквами $a-e$ показаны позиции точек термоанемометрических измерений, которые находятся как перед вкладышем (a, b), т. е. в области практически безградиентного течения, так и за ним (c, d, e), т. е. в области неблагоприятного градиента давления.

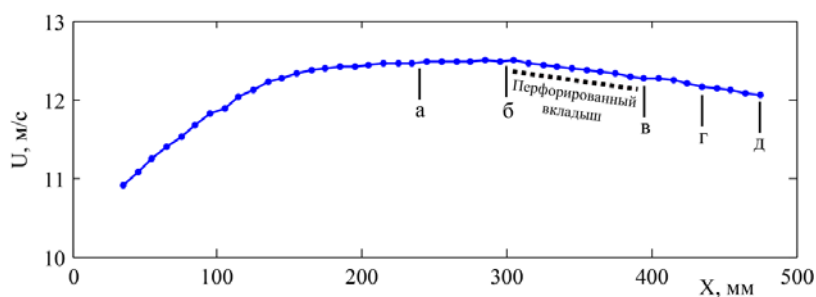


Рис. 11. Распределение средней скорости вне пограничного слоя вдоль хорды прямого крыла в отсутствии отсоса
Fig. 11. Mean velocity distribution outside the boundary layer along the airfoil chord with no suction

Распределение дефекта скорости потока (разность скоростей с отсосом и без отсоса) за перфорированным вкладышем ($X = 395$ мм) в пограничном слое прямого крыла (рис. 12), демонстрирует достаточно равномерное распределение скорости, что должно указывать на одинаковость степени воздействия отсоса на всей протяженности вкладыша вдоль оси Z .

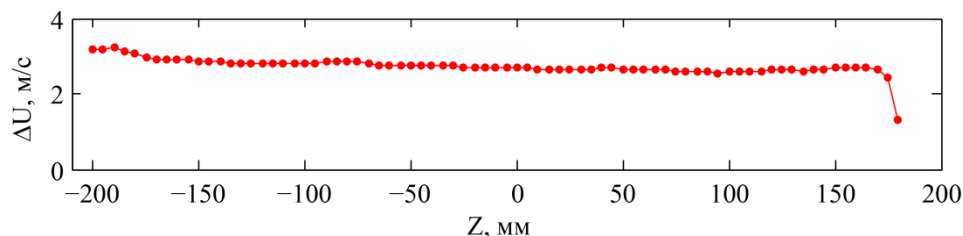


Рис. 12. Распределение дефекта скорости потока (разность скоростей с отсосом и без отсоса) в пограничном слое прямого крыла на высоте 1,5 мм от поверхности вдоль оси Z

Fig. 12. Distribution of the flow velocity defect (difference of velocity between the suction and without suction) in the boundary layer of the straight wing at a height of 1.5 mm from the surface along Z axis

На рис. 13, 14 показаны профили скорости $U_i(y)$ и пульсации скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша ($x = 240$ и 290 мм соответственно) при наличии естественных возмущений и отсутствии отсоса. Как видно, пограничный слой на поверхности прямого крыла имеет ламинарный характер течения. Это подтверждают также профили средней скорости в пограничном слое, интегральные параметры которого (толщина вытеснения δ^* и потери импульсов δ^{**} и формпараметр H) составляют 0,9 и 0,98; 0,3 и 0,4; 2,84 и 2,76 при $x = 240$ и 290 мм соответственно. Профили пульсаций скорости демонстрируют наличие пульсаций естественных возмущений по всей толщине пограничного слоя с достаточно низкой их интенсивностью в обоих сечениях. При толщине пограничного слоя порядка 4 мм максимум интенсивности естественных фоновых возмущений расположен в области близкой к стенке, а именно на расстоянии 0,5–0,7 мм от нее, так же как и в сечении позади перфорированного вкладыша (рис. 15).

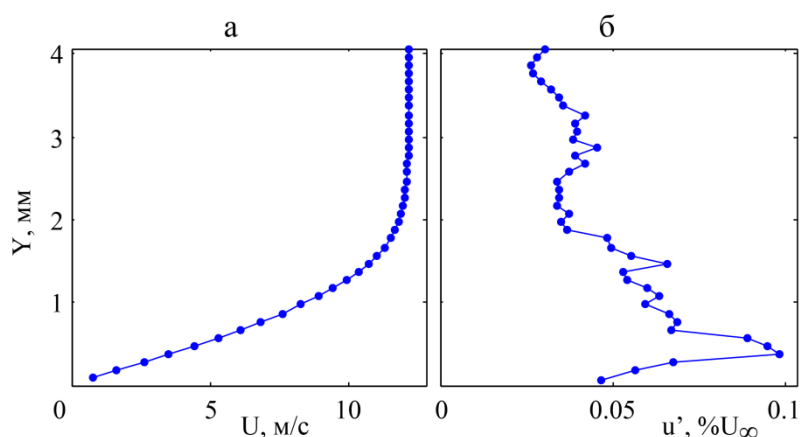


Рис. 13. Профиль скорости $U_i(Y)$ (а) и пульсации скорости $u'(Y)$ (б) в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при наличии естественных возмущений и отсутствии отсоса, $X = 240$ мм

Fig. 13. The velocity profile $U_i(Y)$ (a) and the velocity fluctuations $u'(Y)$ (b) in the airfoil boundary layer in front of the perforated surface in the presence of natural disturbances and with no suction, $X = 240$ mm

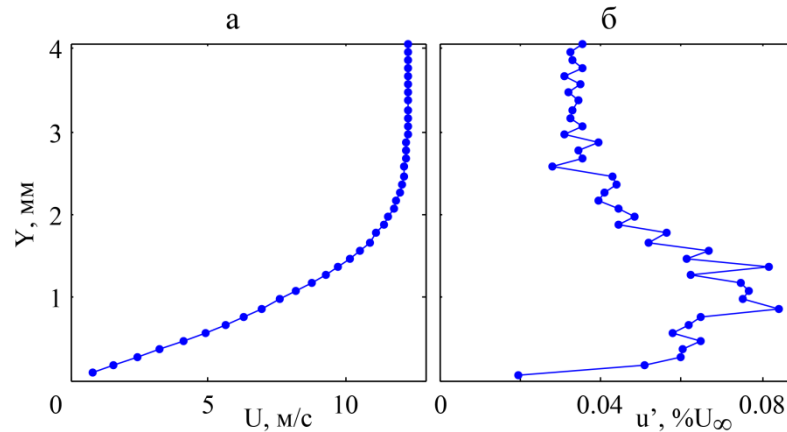


Рис. 14. Профиль скорости $U_i(y)$ (а) и пульсации скорости $u'(y)$ (б) в пограничном слое крыла впереди перфорированного вкладыша при наличии естественных возмущений и отсутствии отсоса, $x = 290$ мм

Fig. 14. The velocity profile $U_i(y)$ (a) and the velocity fluctuations $u'(y)$ (b) in the airfoil boundary layer in front of the perforated surface in the presence of natural disturbances and with no suction, $x = 290$ mm

На рис. 15–17 показаны профили скорости $U_i(y)$ и пульсации скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при наличии естественных возмущений с отсосом и без отсоса при $x = 395, 435$ и 475 мм. Как видно, распределенный отсос существенно влияет на профили скорости, уменьшая толщину ламинарного пограничного слоя и заметно снижая уровень пульсаций фоновых возмущений по всей высоте пограничного слоя. Обращает также на себя внимание тот важный факт, что отсос способствует присоединению оторвавшегося пограничного слоя при $x = 435$ и 475 мм (см. рис. 16, а, 17, а).

На рис. 18 показаны кривые нарастания интенсивности естественных возмущений вниз по потоку без отсоса и при наличии отсоса со скоростью $U_s = 0,2$ м/с через перфорированный вкладыш в пограничном слое прямого крыла. Можно отчетливо наблюдать гашение интенсивности пульсаций с помощью отсоса в 10 раз при $X = 475$ мм.

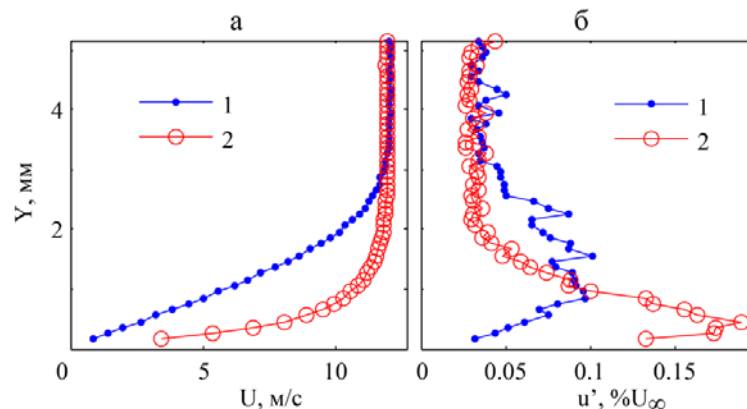


Рис. 15. Профили средней скорости $U_i(y)$ (а) и пульсации скорости $u'(y)$ (б) в пограничном слое крыла позади перфорированного вкладыша при наличии естественных возмущений без отсоса (1) и при отсосе (2), $x = 395$ мм

Fig. 15. The mean velocity profiles $U_i(y)$ (a) and the velocity fluctuations $u'(y)$ (b) in the airfoil boundary layer behind the perforated surface area in the presence of natural disturbances with no suction (1) and with suction (2), $x = 395$ mm

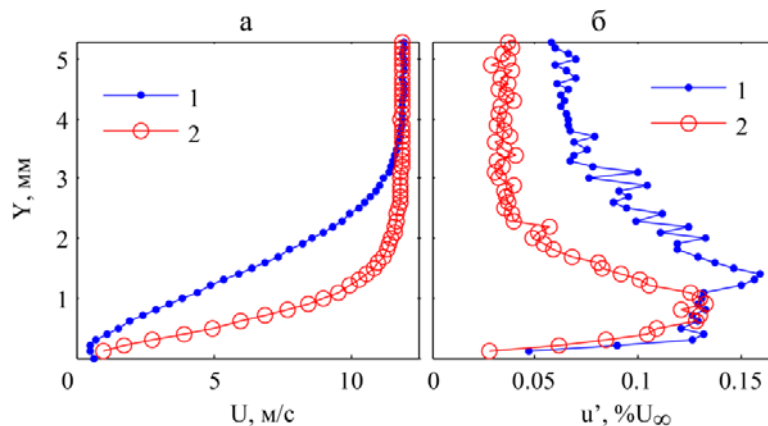


Рис. 16. Профили средней скорости $U_i(y)$ (а) и пульсации скорости $u'(y)$ (б) в пограничном слое позади перфорированного вкладыша при наличии естественных возмущений без отсоса (1) и при отсосе (2), $x = 435$ мм

Fig. 16. The mean velocity profiles $U_i(y)$ (a) and the velocity fluctuations $u'(y)$ (b) in the boundary layer behind the perforated surface area in the presence of natural disturbances with no suction (1) and with suction (2), $x = 435$ мм

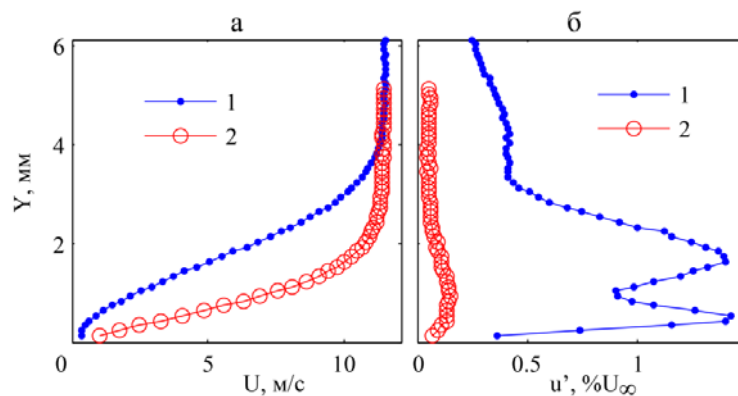


Рис. 17. Профили средней скорости $U_i(y)$ (а) и пульсации скорости $u'(y)$ (б) в пограничном слое позади перфорированного вкладыша при наличии естественных возмущений без отсоса (1) и при отсосе (2), $x = 475$ мм

Fig. 17. The mean velocity profiles $U_i(y)$ (a) and the velocity fluctuations $u'(y)$ (b) in the boundary layer behind the perforated surface area in the presence of natural disturbances with no suction (1) and with suction (2), $x = 475$ мм

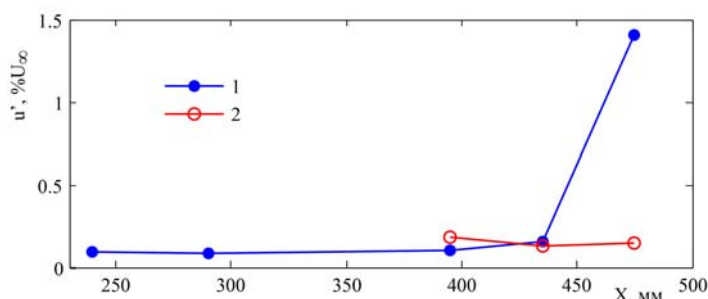


Рис. 18. Кривые распределения интенсивности естественных возмущений вниз по потоку без отсоса (1) и при наличии отсоса через перфорированный вкладыш (2) в пограничном слое прямого крыла

Fig. 18. Distribution curves of the intensity of natural disturbances downstream with no suction (1) and in the presence of suction through a perforated surface (2) in the boundary layer of the straight wing

На рис. 19 показан пример распределения по пространственной координате Y амплитудных спектров пульсаций пограничного слоя. На рис. 20 – те же частотные спектры пульсаций пограничного слоя от естественного акустического шума в отсутствие отсоса, но в плоскости Y – f , амплитуда представлена цветом для координаты X . Видно, как в спектре пульсаций пограничного слоя выделяются две характерные частоты. При $X = 240, 290$ мм, характерная частота $f = 361$ Гц, т. е. в области почти безградиентного течения впереди перфорированного вкладыша. В области неблагоприятного градиента давления при $X = 395, 435$ и 475 мм характерная частота $f = 361$ Гц исчезает, но зато возникает и усиливается возмущение с частотой $f = 169$ Гц по всей толщине пограничного слоя. Данный факт хорошо согласуется с известным сценарием перехода на прямом крыле, когда сначала в пограничном слое возникает собственное возмущение (волна $TIII$) с основной частотой (в нашем случае это 361 Гц), затем ниже по потоку, происходит интенсивный рост субгармоники (у нас это 169 Гц), приводящий к ламинарно-турбулентному переходу. Спектры пульсаций после воздействия отсоса показаны на рис. 21. Пульсации сосредоточены внутри пограничного слоя в области низких частот, рис. 21, *а*. Ниже по потоку происходит равномерное заполнение спектра, а возмущения на основной частоте и ее субгармонике не выделяются, рис. 21, *в*.

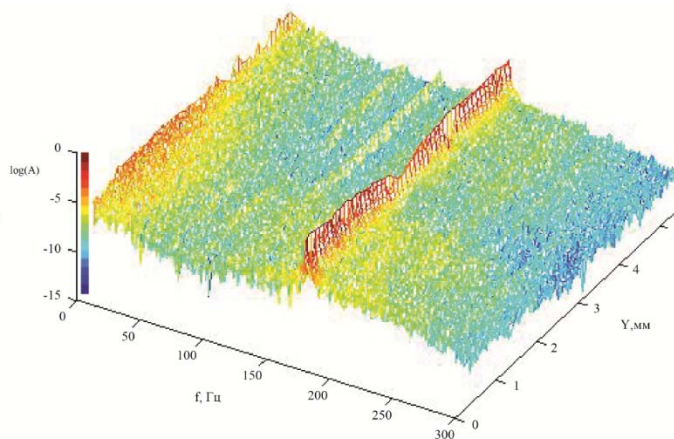


Рис. 19. Пространственный амплитудно-частотный спектр возмущений пограничного слоя от естественного акустического шума в отсутствие отсоса, $X = 435$ мм

Fig. 19. The spatial amplitude-frequency spectrum of the boundary fluctuations from natural acoustic noise in the absence of suction, $X = 435$ mm

На каждом из рис. 22–26 показаны профили скорости $U_x(Y)$ (*а*) и пульсации скорости $u'(Y)$ в выделенном диапазоне частот $f = 169 \pm 20$ Гц (*б*) внутри пограничного слоя прямого крыла при $X = 240, 290, 395, 435$ и 475 мм, а также амплитудно-частотные спектры, распределенные по координате Y (*с*) и для фиксированной координаты Y (*д*), соответствующей максимуму возмущения. Результаты представлены без воздействия отсоса в условиях наложенного акустического поля с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб. Частота акустического воздействия $f = 169$ Гц выбрана не случайно, поскольку именно она была обнаружена ранее при исследовании естественных возмущений как наиболее растущая в области неблагоприятного градиента давления за перфорированным вкладышем. Интенсивность акустического воздействия 92 дБ является минимально необходимой для устойчивого проявления эффекта усиления данной гармоники. Предварительно исследовались и другие частоты с разной амплитудой акустического воздействия. Преобразование внешних акустических колебаний в собственные возмущения пограничного слоя наблюдалось и для частоты акустики $f = 361$ Гц. Профили средней скорости (рис. 22, *а* – 26, *а*) демонстрируют наличие ламинарного течения во всей области измерений, а профили пульсаций скорости (рис. 22, *б* – 26, *б*) показывают наличие возмущения типа волны $TIII$ с двумя максимумами вблизи стенки и в области внешней границы пограничного слоя. Таким образом, в данной ситуации мы имеем дело с процессом развития линейной волны $TIII$ с основной частотой $f = 169$ Гц. При $X = 240$ и 290 мм (рис. 22, *с, д* и 23, *с, д*) в спектрах появляется частота $f = 361$ Гц, которую можно назвать кратной гармоникой для искусственно генерируемой волны 169 Гц. Далее,

частота 361 Гц пропадает из спектров при $X = 395$ и 465 мм (рис. 24, c, d и 25, c, d), и затем снова появляется при $X = 475$ мм (рис. 26, c, d).

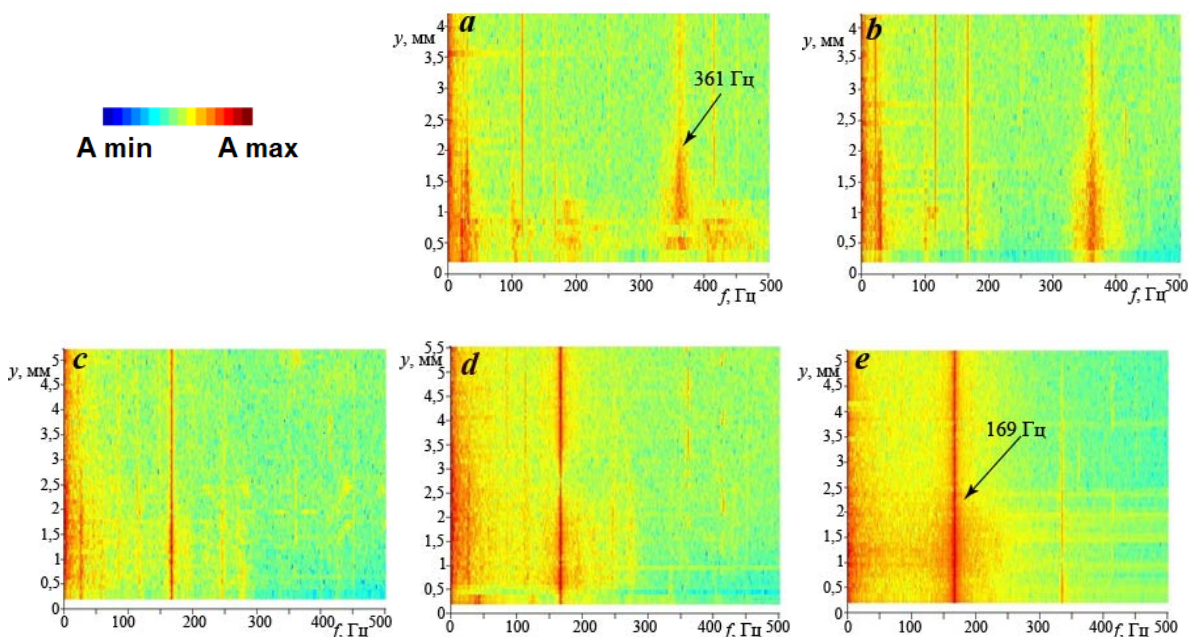


Рис. 20. Пространственные амплитудно-частотные спектры возмущений пограничного слоя от естественного акустического шума в отсутствие отсоса, измеренные при X : $a - 240$ мм, $b - 290$ мм, $c - 395$ мм, $d - 435$ мм, $e - 475$ мм

Fig. 20. The spatial amplitude-frequency spectra of the boundary fluctuations from natural acoustic noise in the absence of suction, measured at X : $a - 240$ мм, $b - 290$ мм, $c - 395$ мм, $d - 435$ мм, $e - 475$ мм.

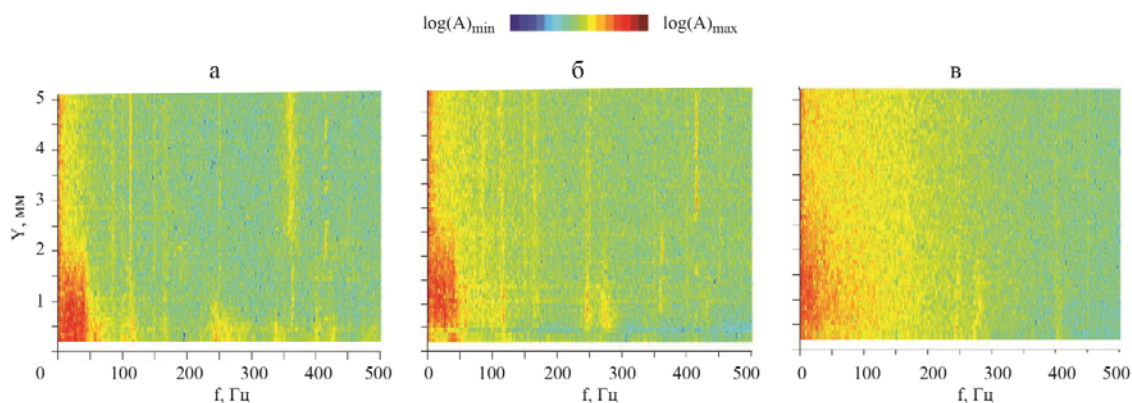


Рис. 21. Пространственные амплитудно-частотные спектры возмущенности пограничного слоя от естественного акустического шума при отсосе, измеренные при X : $a - 395$ мм, $б - 435$ мм, $в - 475$ мм

Fig. 21. The spatial amplitude-frequency spectra of the boundary fluctuations from natural acoustic noise in the absence of suction, measured at X : $a - 395$ мм, $б - 435$ мм, $в - 475$ мм

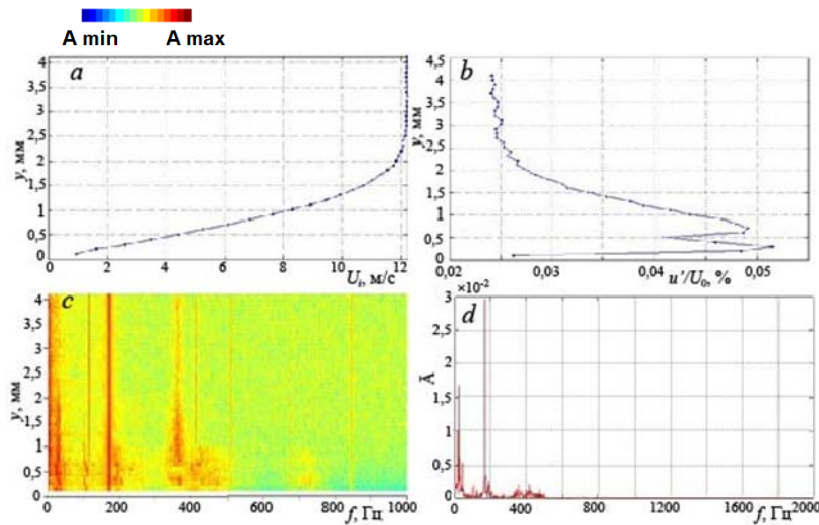


Рис. 22. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла перед перфорированным вкладышем при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб в отсутствие отсоса, $X = 240$ мм

Fig. 22. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing in front of perforated surface with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB in the absence of suction, $X = 240$ mm

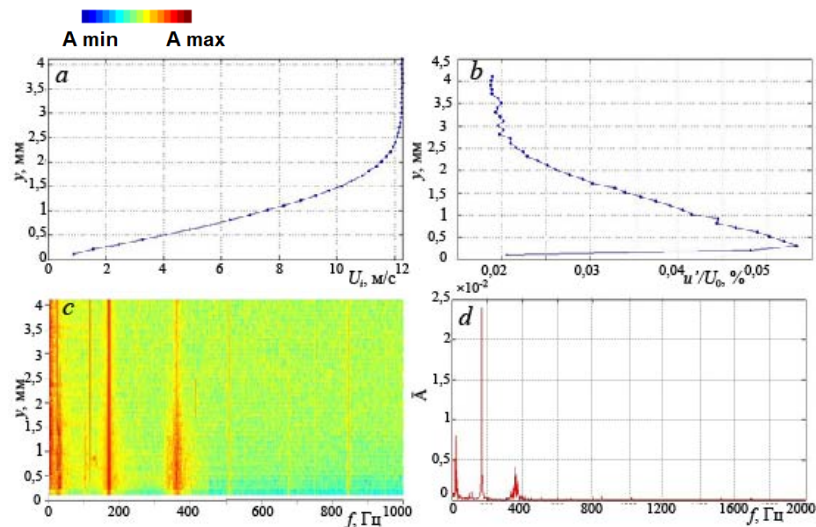


Рис. 23. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла перед перфорированным вкладышем при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб в отсутствие отсоса, $X = 290$ мм

Fig. 23. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing in front of perforated surface with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB in the absence of suction, $X = 290$ mm

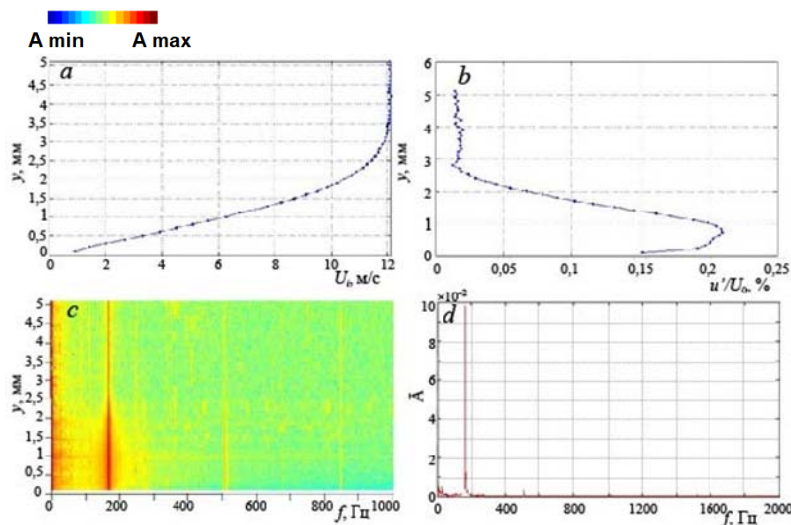


Рис. 24. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла за перфорированным вкладышем при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб в отсутствие отсоса, $X = 395$ мм

Fig. 24. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing behind perforated surface with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB in the absence of suction, $X = 395$ mm

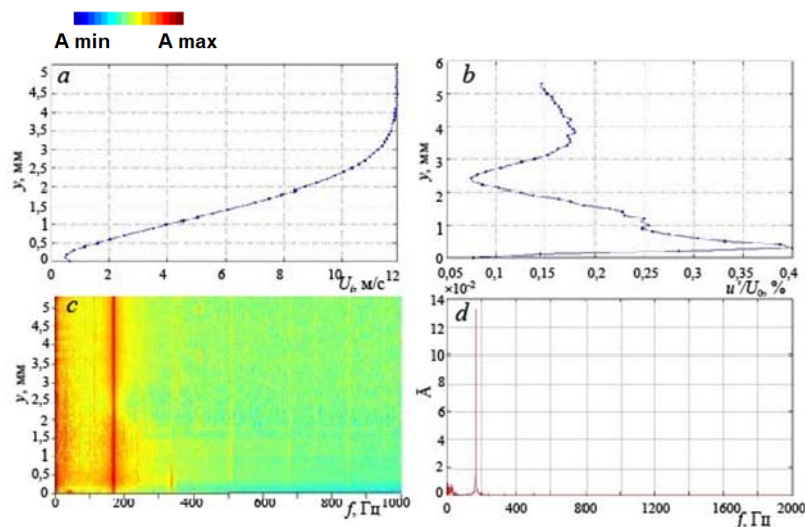


Рис. 25. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб в отсутствие отсоса за перфорированным вкладышем, $X = 435$ мм

Fig. 25. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing behind perforated surface with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB in the absence of suction, $X = 435$ mm

Таким образом, повторился сценарий для случая естественных возмущений, рассмотренного выше, хотя мы генерируем не основную частоту, а только ее субгармонику. Развиваясь в области неблагоприятного градиента давления интенсивность возмущения на частоте $f = 169$ Гц нарастает и достигает 2,4 % от U_∞ при $X = 475$ мм. С другой стороны, можно наблюдать появление кратных основной частоте гармоник, рис. 26, *c, d*, т. е. процесс, постепенно переходит на нелинейную стадию развития.

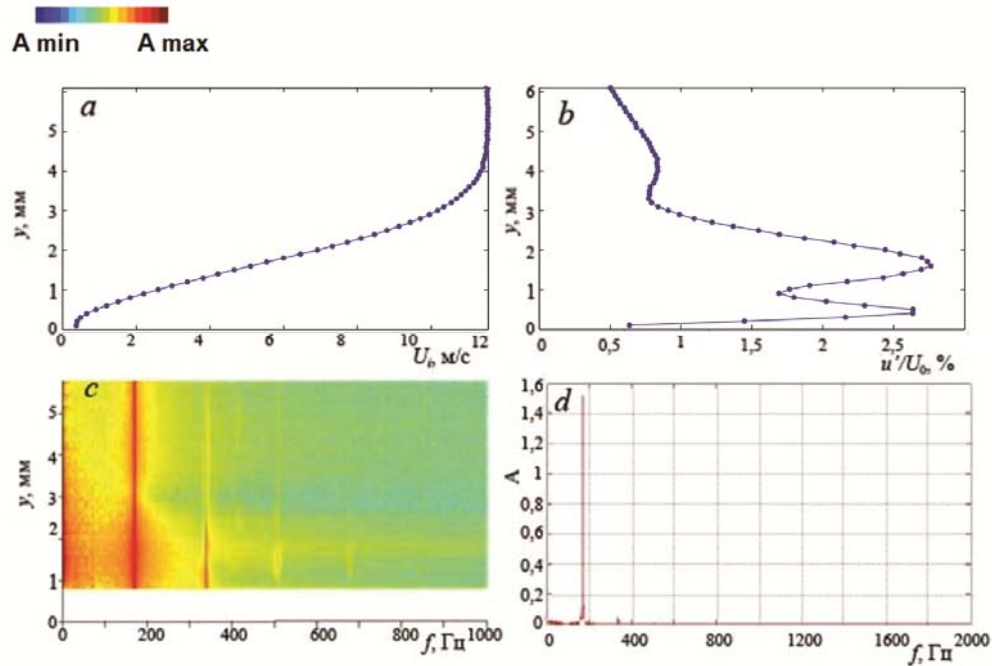


Рис. 26. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб в отсутствие отсоса за перфорированным вкладышем, $X = 475$ мм

Fig. 26. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing behind perforated surface with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB in the absence of suction, $X = 475$ mm, $Z = 50$ mm

На рис. 27–29 показаны профили скорости $U_i(Y)$ (a) и пульсации скорости $u'(Y)$ в выделенном диапазоне частот $f = 169 \pm 20$ Гц (b) за перфорированным вкладышем при $X = 395$, 435 и 475 мм, а также амплитудно-частотные спектры, распределенные по координате Y (c) и для фиксированной координаты Y (d), соответствующей максимуму возмущения. Исследования проведены при включенном отсосе через перфорированный вкладыш в условиях такого же, что и в предыдущем случае, наложенного акустического поля с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб. Отсос пограничного слоя, как уже отмечалось, оказывает существенное влияние как на профиль средней скорости, так и на профиль ее пульсаций по всей

толщине пограничного слоя, при этом в спектрах пульсаций видно подавление кратных гармоник и субгармоники, но зато подросла интенсивность низкочастотной части спектра ($f < 100$ Гц), рис. 26, в, г и 29, в, г). На рис. 30 представлена общая картина, показывающая эволюцию профилей средней скорости и пульсаций скорости. Как и для естественных возмущений, воздействие отсоса, помимо снижения пульсаций скорости, способствовало присоединению оторвавшегося пограничного слоя. На рис. 31 показаны кривые изменения интенсивности возмущений на частоте 169 Гц вниз по потоку без отсоса и при наличии отсоса $U_s = 0,2$ м/с через перфорированный вкладыш в пограничном слое прямого крыла. Что касается воздействия отсоса на гашение интенсивности возмущений, то, как видно из рис. 31, интенсивность пульсаций снизилась в 20 раз при $X = 475$ мм.

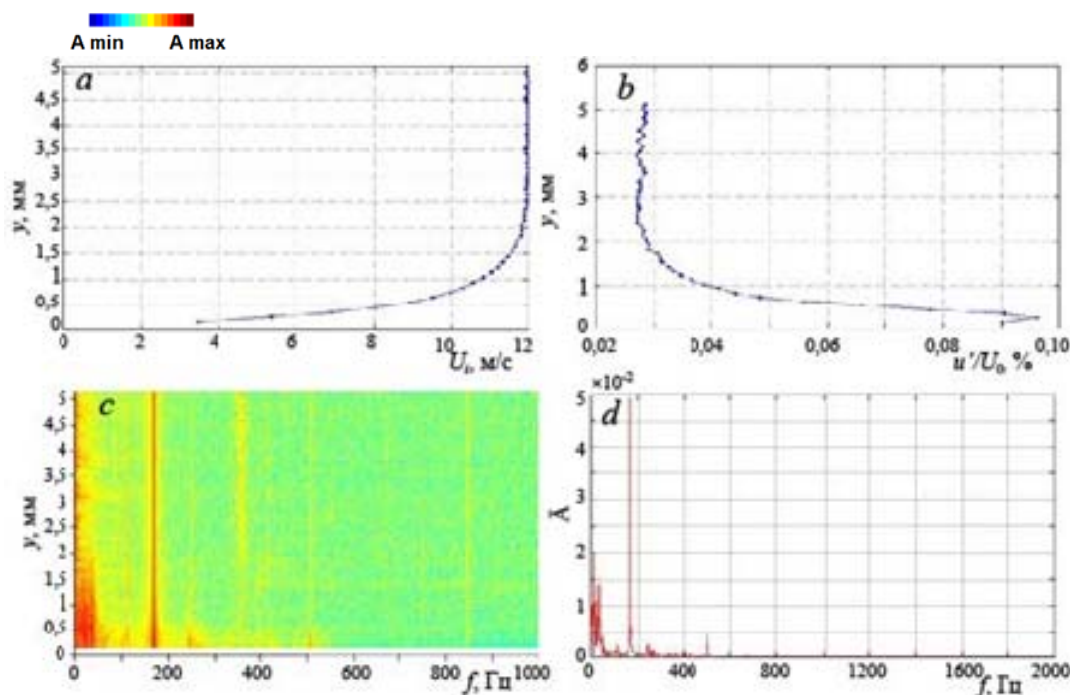


Рис. 27. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб с отсосом через перфорированный вкладыш, $X = 395$ мм

Fig. 27. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB behind with suction through the perforated surface, $X = 395$ mm

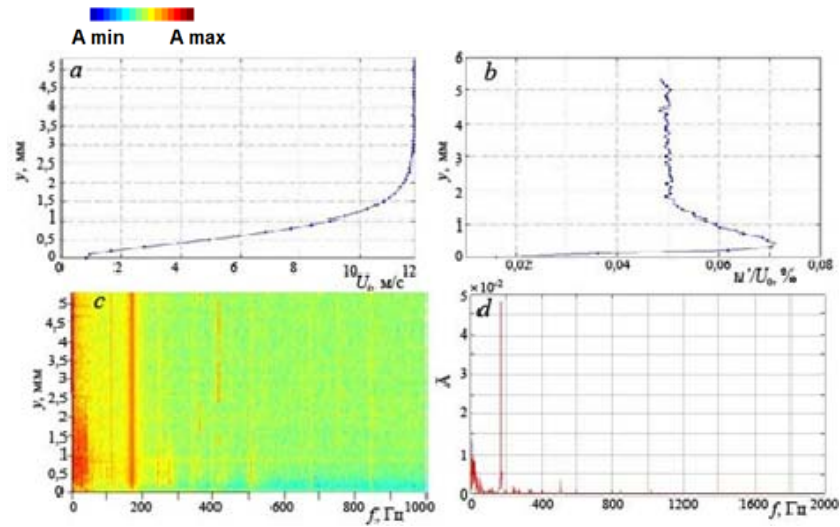


Рис. 28. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб с отсосом через перфорированный вкладыш, $X = 435$ мм.

Fig. 28. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB behind with suction through the perforated surface, $X = 435$ mm.

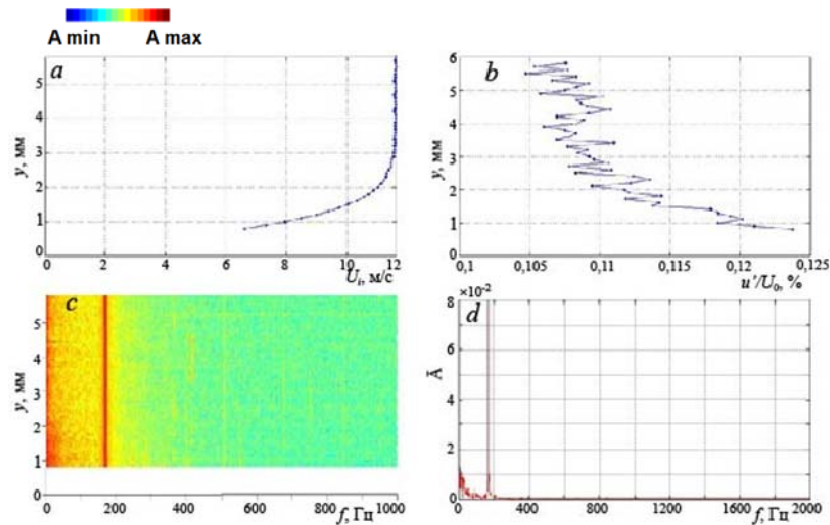


Рис. 29. Профиль средней скорости $U_i(Y)$ (a), пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (b), пространственные амплитудно-частотные спектры (c) и амплитудно-частотный спектр в области максимума возмущения по Y (d) в пограничном слое прямого крыла при наложенном акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб с отсосом через перфорированный вкладыш, $X = 475$ мм

Fig. 29. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a), velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b), spatial amplitude-frequency spectra (c) and amplitude-frequency spectrum in the region of the disturbance maximum on Y (d) in the boundary layer of the straight wing with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB behind with suction through the perforated surface, $X = 475$ mm

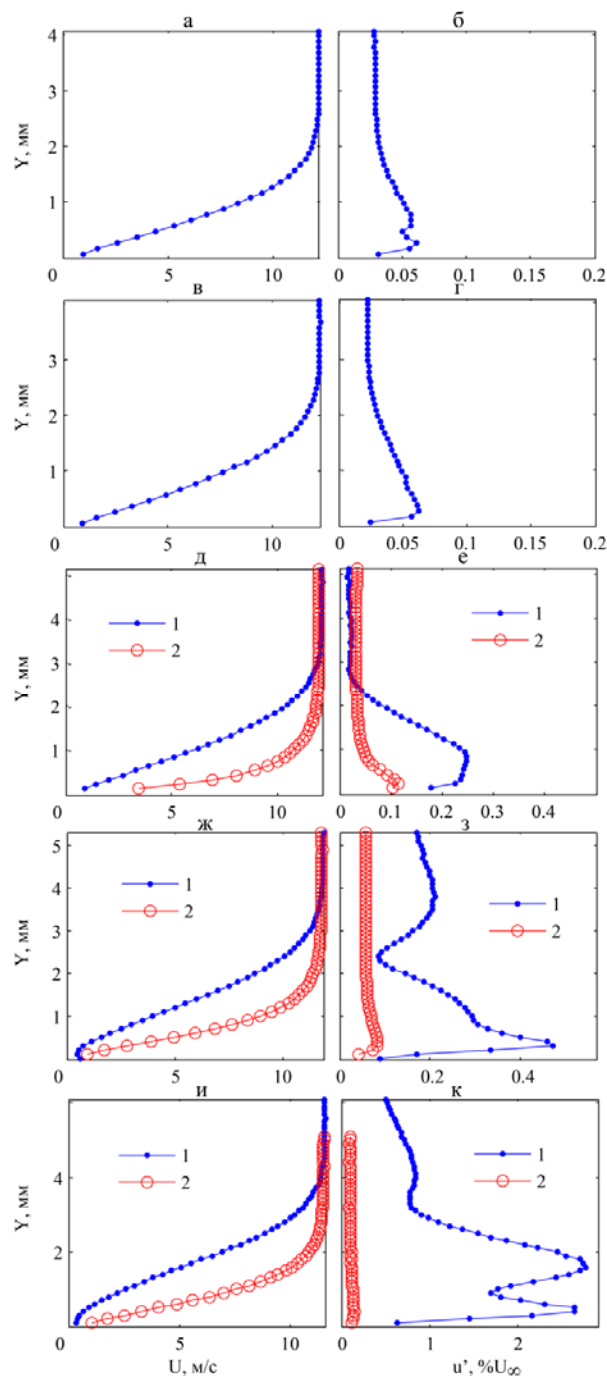


Рис. 30. Профили средней скорости $U_i(Y)$ (а, в, д, ж, и) и пульсаций скорости $u'(Y)$ на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц (б, г, е, з, к) в пограничном слое прямого крыла без отсоса (1) и с отсосом через перфорированный вкладыш (2); при наложенном внешнем акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб, $Z = 50$ мм; при $X = 240$ мм (а, б), 290 мм (в, г), 395 мм (д, е), 435 мм (ж, з), 475 мм (и, к)

Fig. 30. Mean velocity profile $U_i(Y)$ (a, c, e, g, i), and velocity pulsations $u'(Y)$ at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz (b, d, f, h, j), in the boundary layer of the straight wing without suction (1) and with suction through the perforated surface (2 with an applied acoustic field with a frequency of $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB, $Z = 50$ mm; at $X = 240$ mm (a, b), 290 mm (c, d), 395 mm (e, f), 435 mm (g, h), 475 mm (i, j)

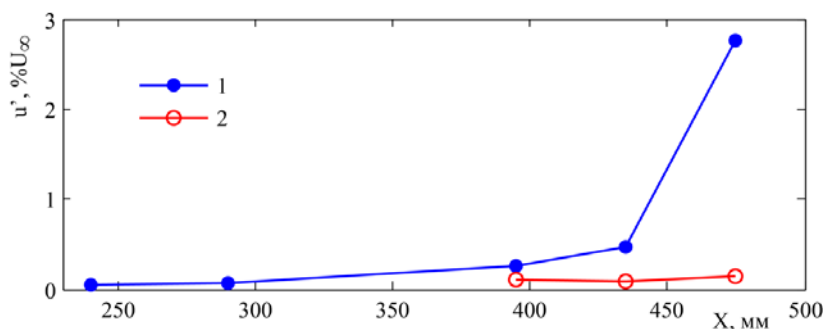


Рис. 31. Изменение интенсивности возмущений на частоте $f = 169 \pm 20$ Гц вниз по потоку без отсоса (1) и при наличии отсоса (2) через перфорированный вкладыш в пограничном слое прямого крыла при наложенном внешнем акустическом поле с частотой $f = 169$ Гц и интенсивностью 92 Дб, при $Z = 50$ мм, $Y = Yu'_{\max}$

Fig. 31. The downstream distribution of the disturbances intensity at the frequency $f = 169 \pm 20$ Hz without suction (1) and in the presence of suction (2) through the perforated surface in the straight wing boundary layer with an external acoustic field with the frequency $f = 169$ Hz and intensity of 92 dB, at $Z = 50$ mm, $Y = Yu'_{\max}$

Выводы

Исследовано влияние распределенного отсоса через перфорированный вкладыш на пространственное развитие возмущений пограничного слоя прямого крыла. Обнаружено, что распределенный отсос снижает в 10 раз интенсивность естественных возмущений пограничного слоя и в 20 раз интенсивность искусственных возмущений, генерируемых внешним акустическим полем. Спектральный анализ возмущений показал, что отсос снижает интенсивность высокочастотных пульсаций как для естественных, так и для вынужденных возмущений. Распределенный отсос существенно влияет на среднее течение, вплоть до устранения отрыва пограничного слоя вблизи задней кромки крыла. Усиление вниз по потоку амплитуды естественных возмущений происходит на частоте субгармоники.

Список литературы

1. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
2. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях / НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», Ин-т компьютерных исследований. М.; Ижевск, 2005. 304 с.
3. Schubauer G. B., Skramstad H. K. Laminar-boundary layer oscillations and transition on a flat plate. NACA TN 909, 1948.
4. Klebanoff P. S., Tidstrom K. D., Sargent I. M. The three-dimensional nature of boundary layer instability. *J. Fluid Mech.*, 1962, vol. 12, pt. 1, p. 1–34.
5. Козлов В. В., Левченко В. Я., Сарик У. С. Образование трехмерных структур при переходе в пограничном слое. Новосибирск, 1983. 34 с. (Препринт / ИТПМ СО АН СССР, № 10-83)
6. Казаков А. В., Коган М. Н., Купарев В. А. О повышении устойчивости дозвукового пограничного слоя при нагревании поверхности вблизи передней кромки // Докл. АН СССР. 1985. Т. 283, № 2. С. 333–335.

7. Лебедев Ю. В., Фомичев В. М. Устойчивость пограничного слоя на неравномерно нагретой и охлажденной поверхности // *Аэрофизика и геокосмические исследования*. М., 1985. С. 35–41.
8. Струминский В. В., Лебедев Ю. В., Фомичев В. М. Влияние градиента температуры вдоль поверхности на протяженность ламинарного пограничного слоя газа // *Докл. АН СССР*. 1986. Т. 289, № 4. С. 813–816.
9. Dovgal A. V., Levchenko V. Y., Timofeev V. A. Boundary layer control by a local heating of the wall. In: Arnal D., Michel R. (eds.) *Laminar-Turbulent Transition*. IUTAM Symposium. Berlin, Springer-Verlag, 1990, p. 113–121.
10. Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V. Effects of riblets on vortex development in the wake behind a single roughness element in the laminar boundary layer on a flat plate. *Rech. Aerospac.*, 1996, vol. 1996, no. 1, p. 1–9.
11. Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V. An experimental study on the influence of riblets on transition. *J. Fluid Mech.*, 1996, vol. 315, p. 31–49.
12. Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V., Klingmann B. G. B. The influence of riblets on a boundary layer with embedded streamwise vortices. *Phys. Fluids A*, 1995, vol. 7, no. 10, p. 2504–2506.
13. Luchini, P. Asymptotic analysis of laminar boundary-layer flow over finely grooved surfaces. *Eur. J. Mech. B/Fluids*, 1995, vol. 14, no. 2, p. 169–195.
14. Luchini P., Manzo M., Pozzi A. Resistance of a grooved surface to parallel flow and cross-flow. *J. Fluid Mech.*, 1991, vol. 228, p. 87–109.
15. Грек Г. Р., Козлов В. В., Титаренко С. В. Исследование влияния оребрения поверхности на процесс развития уединенного волнового пакета (Λ -вихря) в ламинарном пограничном слое // *Сиб. физ.-техн. журн.* 1993. Т. 35, № 2. С. 29–36.
16. Bippes H., Wiegel M., Bertolotti F. Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls. In: Meier G. E. A., Viswanath P. R. (eds.). *Mechanics of Passive and Active Flow Control*. Dordrecht, Kluwer, 1999, p. 165–170.
17. Michel R., Arnal D., Coustols E. Stability calculations and transition criteria on two and three-dimensional flows. In: Kozlov V. V. (ed.) *Laminar-Turbulent Transition*. IUTAM Symposium. Berlin, Springer-Verlag, 1985, p. 455–461.
18. Arnal D., Juillen J. C., Reneaux J., Gasparian G. Effect of wall suction on leading edge contamination. *Aerosp. Sci. Technol.*, 1997, vol. 8, p. 505–517.
19. Forest A. E. Engineering predictions of transitional boundary-layers: CP 224: AGARD, 1977.
20. Evert F., Ronneberger D., Grosche F.-R. Application of linear and nonlinear adaptive filters for the compensation of disturbances in the laminar boundary layer. *Z. Angew. Math. Mech.*, 2000, vol. 80, no. 1, p. 85–88.
21. Abegg C., Bippes H., Boiko A., Krishnan V., Lerche T., Pothke A., Wu Y., Dallmann U. Transitional flow physics and flow control for swept wings: Experiments on boundary-layer receptivity, instability excitation and HLF-technology. In: *Proc. CEAS/DragNet European Drag Reduction Conf.* Potsdam, 2000, p. 675–680.
22. Abegg C., Bippes H., Janke E. Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction. In: Fasel H. F., Saric W. S. (eds.) *Laminar-Turbulent Transition*. IUTAM Symposium. Berlin, Springer-Verlag, 2000, p. 607–612.
23. Abu-Ghanamm B. J., Shaw R. Natural transition of boundary layers – the effects of turbulence, pressure gradient, and flow history. *J. Mech. Eng. Sci.*, 1980, vol. 22, p. 213–228.
24. Козлов В. В., Левченко В. Я., Щербаков В. А. Развитие возмущений в пограничном слое при щелевом отсасывании // *Учен. зап. ЦАГИ*. 1978. Т. 9, № 2. С. 99–105.
25. Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А. Активное управление вторичной неустойчивостью в трехмерном пограничном слое // *Теплофизика и аэромеханика*. 1999. Т. 6, № 2. С. 181–192.

26. Литвиненко Ю. А., Козлов В. В., Чернорай В. Г., Грек Г. Р., Лефдаль Л. Л. Управление неустойчивостью поперечного течения скользящего крыла с помощью отсоса // Теплофизика и аэромеханика. 2003. Т. 10, № 4. С. 559–567.

References

1. **Kachanov Yu. S., Kozlov V. V., Levchenko V. Ya.** Occurrence of turbulence in the boundary layer. Novosibirsk: Nauka, 1982, 151 p. (in Russ.)
2. **Boiko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V.** Physical mechanisms of transition to turbulence in open flows. SIC "Regular and chaotic dynamics", Institute of computer research. Moscow, Izhevsk, 2005, 304 p. (in Russ.)
3. **Schubauer G. B., Skramstad H. K.** Laminar-boundary layer oscillations and transition on a flat plate. NACA TN 909, 1948.
4. **Klebanoff P. S., Tidstrom K. D., Sargent I. M.** The three-dimensional nature of boundary layer instability. *J. Fluid Mech.*, 1962, vol. 12, pt. 1, p. 1–34.
5. **Kozlov V. V., Levchenko V. Ya., Sarik U. S.** Formation of three-dimensional structures during transition in the boundary layer. Novosibirsk, 1983, 34 p. (Preprint / ITAM SB as USSR, no. 10-83) (in Russ.)
6. **Kazakov A. V., Kogan M. N., Kuparev V. A.** On increasing the stability of a subsonic boundary layer when the surface is heated near the leading edge. *Docl. USSR Academy of Sciences*, 1985, vol. 283, no. 2, p. 333–335. (in Russ.)
7. **Lebedev Yu. V., Fomichev V. M.** Stability of the boundary layer on an unevenly heated and cooled surface. In: Aerophysics and Geocosmic Research. Moscow, 1985, p. 35–41. (in Russ.)
8. **Struminsky V. V., Lebedev Yu. B., Fomichev V. M.** Influence of the temperature gradient along the surface on the extent of the laminar boundary layer of gas. *Docl. USSR Academy of Sciences*, 1986, vol. 289, no. 4, p. 813–816. (in Russ.)
9. **Dovgal A. V., Levchenko V. Y., Timofeev V. A.** Boundary layer control by a local heating of the wall. In: Arnal D., Michel R. (eds.) Laminar-Turbulent Transition. IUTAM Symposium. Berlin, Springer-Verlag, 1990, p. 113–121.
10. **Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V.** Effects of riblets on vortex development in the wake behind a single roughness element in the laminar boundary layer on a flat plate. *Rech. Aerospac.*, 1996, vol. 1996, no. 1, p. 1–9.
11. **Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V.** An experimental study on the influence of riblets on transition. *J. Fluid Mech.*, 1996, vol. 315, p. 31–49.
12. **Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V., Klingmann B. G. B.** The influence of riblets on a boundary layer with embedded streamwise vortices. *Phys. Fluids A.*, 1995, vol. 7, no. 10, p. 2504–2506.
13. **Luchini P.** Asymptotic analysis of laminar boundary-layer flow over finely grooved surfaces. *Eur. J. Mech. B/Fluids*, 1995, vol. 14, no. 2, p. 169–195.
14. **Luchini P., Manzo M., Pozzi A.** Resistance of a grooved surface to parallel flow and cross-flow. *J. Fluid Mech.*, 1991, vol. 228, p. 87–109.
15. **Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V.** Investigation of the influence of surface finning on the development of a solitary wave packet (Λ -vortex) in a laminar boundary layer. *Sib. Phys.-Tech. Journal*, 1993, vol. 35, no. 2, p. 29–36. (in Russ.)
16. **Bippes H., Wiegel M., Bertolotti F.** Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls. In: Meier G. E. A., Viswanath P. R. (eds.). Mechanics of Passive and Active Flow Control. Dordrecht, Kluwer, 1999, p. 165–170.
17. **Michel R., Arnal D., Coustols E.** Stability calculations and transition criteria on two and three-dimensional flows. In: Kozlov V. V. (ed.) Laminar-Turbulent Transition. IUTAM Symposium. Berlin, Springer-Verlag, 1985, p. 455–461.

18. **Arnal D., Juillen J. C., Reneaux J., Gasparian G.** Effect of wall suction on leading edge contamination. *Aerosp. Sci. Technol.*, 1997, vol. 8, p. 505–517.
19. **Forest A. E.** Engineering predictions of transitional boundary-layers: CP 224: AGARD, 1977.
20. **Evert F., Ronneberger D., Grosche F.-R.** Application of linear and nonlinear adaptive filters for the compensation of disturbances in the laminar boundary layer. *Z. Angew. Math. Mech.*, 2000, vol. 80, no. 1, p. 85–88.
21. **Abegg C., Bippes H., Boiko A., Krishnan V., Lerche T., Pothke A., Wu Y., Dallmann U.** Transitional flow physics and flow control for swept wings: Experiments on boundary-layer receptivity, instability excitation and HLF-technology. In: Proc. CEAS/DragNet European Drag Reduction Conf. Potsdam, 2000, p. 675–680.
22. **Abegg C., Bippes H., Janke E.** Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction. In: Fasel H. F., Saric W. S. (eds.) *Laminar-Turbulent Transition*. IUTAM Symposium. Berlin, Springer-Verlag, 2000, p. 607–612.
23. **Abu-Ghanamm B. J., Shaw R.** Natural transition of boundary layers – the effects of turbulence, pressure gradient, and flow history. *J. Mech. Eng. Sci.*, 1980, vol. 22, p. 213–228.
24. **Kozlov V. V., Levchenko V. Ya., Scherbakov V. A.** Development of perturbations in the boundary layer during slit suction. *Scientist Zap. TSAGI*, 1978, vol. 9, no. 2, p. 99–105. (in Russ.)
25. **Boiko A. V., Kozlov V. V., Syzrantsev V. V., Scherbakov V. A.** Active control of secondary instability in a three-dimensional boundary layer. *Thermophysics and Aeromechanics*, 1999, vol. 6, no. 2, p. 181–192. (in Russ.)
26. **Litvinenko Yu. A., Kozlov V. V., Chernoray V. G., Grek G. R., Lefdal L. L.** Controlling the instability of the cross flow of a sliding wing using suction. *Thermophysics and Aeromechanics*, 2003, vol. 10, no. 4, p. 559–567. (in Russ.)

Материал поступил в редколлегию

Received
13.12.2019

Сведения об авторах / Information about the Authors

Грек Генрих Рувимович, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Genrich R. Grek, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

grek@itam.nsc.ru

Козлов Виктор Владимирович, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия); профессор, Новосибирский государственный университет (ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия)

Viktor V. Kozlov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Principal Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation); Professor, Novosibirsk State University (2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

kozlov@itam.nsc.ru

Катасонов Михаил Михайлович, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Mikhail M. Katasonov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

mikhail@itam.nsc.ru

Корнилов Владимир Иванович, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Kornilov Vladimir Ivanovich, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Chief Scientist, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

kornilov@itam.nsc.ru

Крюков Алексей Владимирович, кандидат технических наук, доцент, научный сотрудник, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия)

Alexey V. Kryukov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

Садовский Иван Алексеевич, магистрант 2-го курса физического факультета, Новосибирский государственный университет (ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия)

Ivan A. Sadovsky, 2nd year master's student, Novosibirsk State University (2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation)

sadovski.ivan@yandex.ru