

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-25-49

Управление нелинейной стадией ламинарно-турбулентного перехода на крыловом профиле путем распределенного отсоса через мелкоперфорированную поверхность

М. М. Катасонов^{1,2}, Г. Р. Грек¹, 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

В работе представлены результаты экспериментальных исследований влияния распределенного отсоса через перфорированный вкладыш на пространственное развитие возмущений пограничного слоя прямого крыла на нелинейной стадии их развития. Обнаружено, что распределенный отсос снижает интенсивность интегральных пульсаций для естественных возмущений в 90 раз. Спектральный анализ возмущений показал уменьшение интенсивности высокочастотных пульсаций в узкой полосе частот на два порядка для естественных и для вынужденных возмущений, генерируемых внешним акустическим полем. Распределенный отсос воздействует на среднее течение: при включенном отсосе устраняется турбулентное состояние пограничного слоя, отрыв вблизи задней кромки крыла смещается ниже по потоку и устанавливается ламинарное течение в пограничном слое.

Ключевые слова

пограничный слой, нелинейная стадия, устойчивость, волны Толлмина – Шлихтинга, распределённый 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

Катасонов М. М., Грек Г. Р., Козлов В. В., Корнилов В. И., Крюков А. В., Садовский И. А. Управление нелинейной стадией ламинарно-турбулентного перехода на крыловом профиле путем распределенного отсоса через мелкоперфорированную поверхность // Сибирский физический журнал. 2020. Т. 15, № 2. С. 25–49. DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-25-49

Control of Nonlinear Stage of the Laminar-Turbulent Transition on an Airfoil by Distributed Suction through a Finely Perforated Surface

M. M. Katasonov^{1,2}, G. R. Grek¹, V. V. Kozlov^{1,2}, V. I. Kornilov¹
A. V. Kryukov¹, I. A. Sadovsky^{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 surface on the spatial development of perturbations of the straight wing boundary layer at the nonlinear stage of its evolution are presented in this article. It was found that distributed suction reduces the intensity of integral pulsations for natural disturbances by 90 times. A spectral analysis of disturbances showed a decrease in the intensity of high-frequency fluctuations in a narrow frequency band by two orders of magnitude for natural and forced disturbances generated by an external acoustic field. It was found that the distributed suction affects the average flow, namely, when the suction is on, the turbulent state of the boundary layer is eliminated, its separation near the trailing edge of the wing and the laminar flow is defined in the boundary layer.

Keywords

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

Funding

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

For citation

Katasonov M. M., Grek G. R., Kozlov V. V., Kornilov V. I., Kryukov A. V., Sadovsky I. A. Control of Nonlinear Stage of the Laminar-Turbulent Transition on an Airfoil by Distributed Suction through a Finely Perforated Surface. *Siberian Journal of Physics*, 2020, vol. 15, no. 2, p. 25–49. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2020-15-2-25-49

Введение

В работе [1] выполнен подробный обзор методов воздействия отсоса на сдвиговое течение и проведены экспериментальные исследования воздействия распределенного отсоса на линейную стадию развития собственных возмущений – волн Толлмина – Шлихтинга (Т-Ш) в пограничном слое прямого крыла. Показана хорошая эффективность воздействия отсоса – снижение на порядок амплитуды собственных возмущений пограничного слоя. Согласно классическому сценарию ламинарно-турбулентного перехода, за линейным развитием собственных возмущений следует нелинейная стадия их развития, где возмущения имеют большую амплитуду и могут воздействовать на основное течение. Развитие нелинейных возмущений в пограничном слое при щелевом отсасывании было подробно исследовано в работе [2]. Здесь рассматривался процесс развития первоначально синусоидальных возмущений в ламинарном пограничном слое при наличии отсасывания газа через узкую щель. Определены условия, при которых щелевое отсасывание как средство ламинаризации течения становится неэффективным. На рис. 1 представлено развитие возмущений без отсасывания и с отсасыванием, когда отсасывание проводится на поздних стадиях перехода к турбулентности. Для пограничного слоя без отсасывания можно выделить четыре основных стадии перехода [3]. Развитие амплитуды основной волны при этом качественно изображено на рис. 1, а, где цифрами 1–4 обозначены характерные стадии процесса, а цифрами II–IV – местоположение щели для отсасывания в режимах, которым соответствуют графики, изображенные на рис. 1, б–г. Изменение местоположения щели относительно каждой стадии

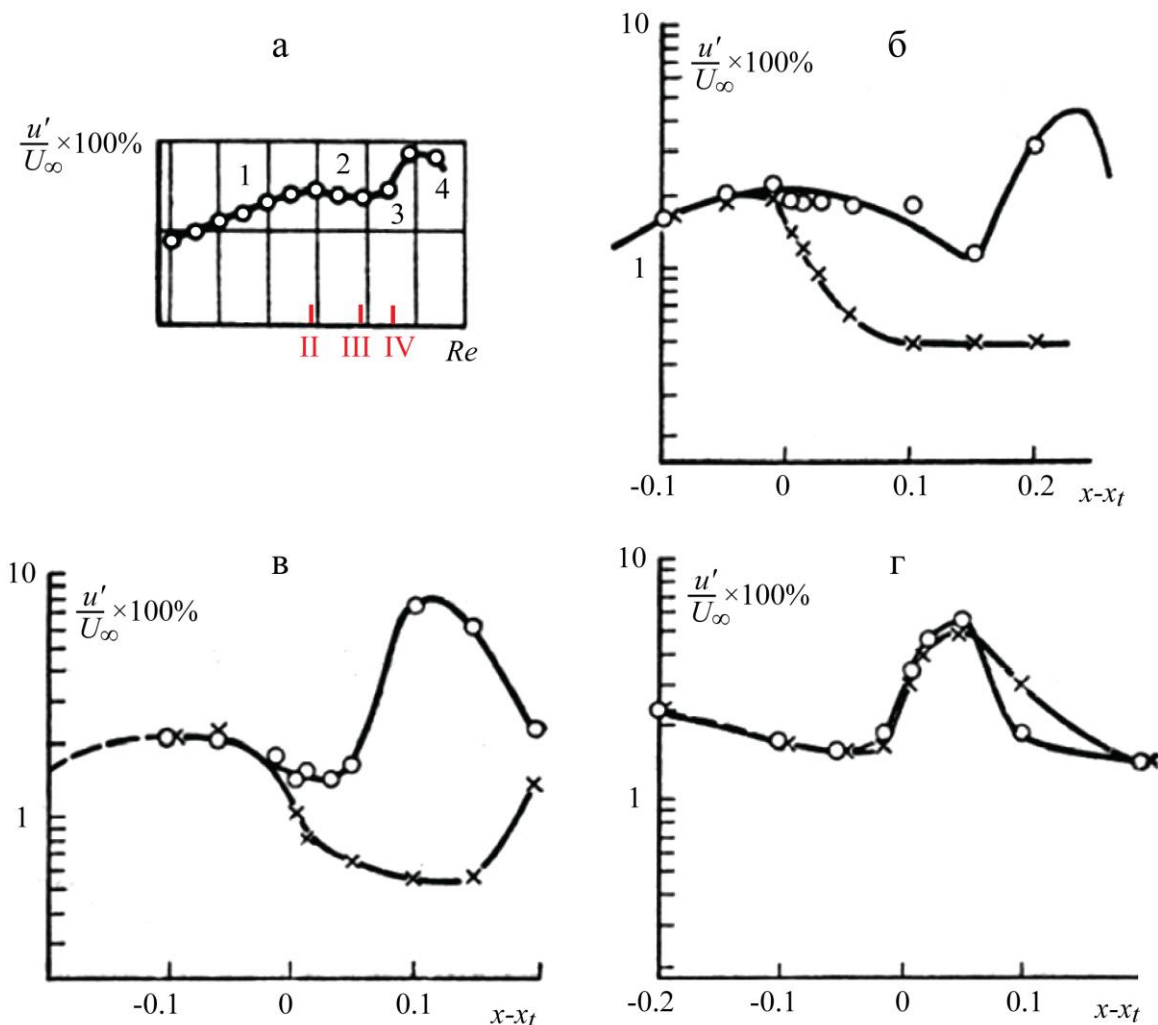


Рис.1. Распределение интенсивности возмущений вниз по потоку без отсоса (o), а; с отсосом (x) для стадий перехода 2–4, б–г соответственно. II–IV – положение щели через которую производился отсос для стадий 2–4 соответственно [2]

Fig.1. The distributions of the disturbances intensity downstream without suction (o), а; with suction (x), for transition stages 2–4, б–d, respectively. I–IV – the position of the slot through which suction was performed for stages 2–4, respectively [2]

достигалось изменением начальной амплитуды волны. Стадия 1 с линейным развитием возмущений уже была рассмотрена ранее, здесь отсасывание эффективно гасит возмущения, поэтому подробнее остановимся на следующих стадиях. Эффективность отсасывания сохраняется, когда оно проводится и при достаточно больших амплитудах, при протекании нелинейных процессов. Это демонстрирует рис. 1, б, на котором изображено развитие возмущения, когда отсасывание проводится в начале стадии 2 перехода. На стадии 2 рост основной волны и ее гармоник прекращается, и возможно даже некоторое уменьшение их амплитуд, эту стадию можно охарактеризовать как слабонелинейную. На этой стадии – стадии относительного равновесия – начинается рост низких частот, в частности субгармоник, зарождаются сложные пространственные вихревые движения, происходит как бы подготовка к стадии 3. Стадия 3 характеризуется бурным взаимодействием основной волны и ее гармоник с низкими частотами, интенсивным ростом всех составляющих спектра возмущений, нали-

чем интенсивных вихрей. На стадии 4 происходит окончательное формирование турбулентного режима течения [3]. Как демонстрирует рис. 1, *в*, отсасывание на стадии 2 малоэффективно. Как и в предыдущих случаях, происходит существенное уменьшение амплитуды основной волны вверх и вниз по потоку от щели. Но отсасывание не в состоянии окончательно подавить начинающееся на этой стадии перехода образование пространственной вихревой структуры для низких частот. Оно лишь несколько растягивает зону относительного равновесия. Несмотря на низкое значение амплитуды основной волны, в определенный момент начинается бурное протекание процессов, характерных для стадии 3 перехода. Предотвратить или ослабить протекание процессов стадии 4 перехода путем отсасывания в этой зоне авторам работы [2] не удалось (рис. 1, *з*).

Цель настоящей работы состоит в исследовании воздействия распределенного отсоса пограничного слоя на нелинейную стадию перехода в течения на прямом крыле, в области торможения потока.

Экспериментальная установка и методика измерений

Сравнение методов управления ламинарно-турбулентным переходом с помощью отсоса [1; 2; 4–12] указывает на необходимость поиска поверхности объединяющей эти свойства. Нами была предложена разработанная в последнее время перфорированная поверхность (вкладыш), см. рис. 2, *з*. Проведены экспериментальные исследования как с естественными возмущениями, так и с искусственными, генерируемыми с помощью акустического воздействия на частоте 250 Гц с интенсивностью звука 91 дБ и на частоте 432 Гц при интенсивности звука 97 дБ. Исследовался режим с отсосом и без отсоса.

Исследования проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ на модели прямого крыла с профилем НАСА 0012 размахом 930 мм, хордой $c = 501$ мм и максимальной толщиной 60 мм (рис. 2, *а*) Угол атаки $\alpha = 0^\circ$ (рис. 2, *в*), скорость основного течения $U_\infty = 13$ м/с. Отсос осуществлялся через перфорированный вкладыш (гидродинамически гладкая поверхность) с параметрами: длина 400 мм, ширина 100 мм, пористость 17.1 %, средний диаметр пор (отверстий), расположенных в шахматном порядке $d = 0.17$ мм (рис. 2, *з*), толщина стенки 1.1 мм, удлинение пор 6.7, проницаемость примерно 18 %. Вкладыш устанавливался заподлицо с поверхностью модели крыла (рис. 2, *б*). Средняя скорость отсоса над поверхностью вкладыша на высоте 1.5 мм в отсутствие основного потока составляла $U_{\text{отсос}} = 0.2$ м/с.

Термоанемометрические измерения проведены с использованием автоматизированного измерительного комплекса (АИК-1). Измерялась средняя (U_i) и пульсационная (стандартное отклонение – u') составляющие скорости в пространстве (x, y, z, t) как в узкой (A_f), так и в широкой (A_Σ) полосе частот. При анализе результатов использовались как единичные, так и осредненные по ансамблю (ЕА) реализации. Амплитуда сигнала представлена в процентах от скорости набегающего потока.

Результаты измерений воздействия распределенного отсоса

В отличие от экспериментов работы [1], в данных экспериментах модель прямого крыла установлена под нулевым углом атаки к набегающему потоку ($\alpha = 0^\circ$), что привело к распределению скорости, демонстрирующему нарастание неблагоприятного градиента давления в пограничном слое вдоль хорды крыла во всей исследуемой области течения, рис. 3, сечения *а–д*. Также была немного увеличена скорость набегающего потока с 10.5 м/с [1] до 13 м/с. Это было необходимо для того, чтобы в исследуемой области течения, где имеется перфорированная вставка (вкладыш), собственные возмущения пограничного слоя находились

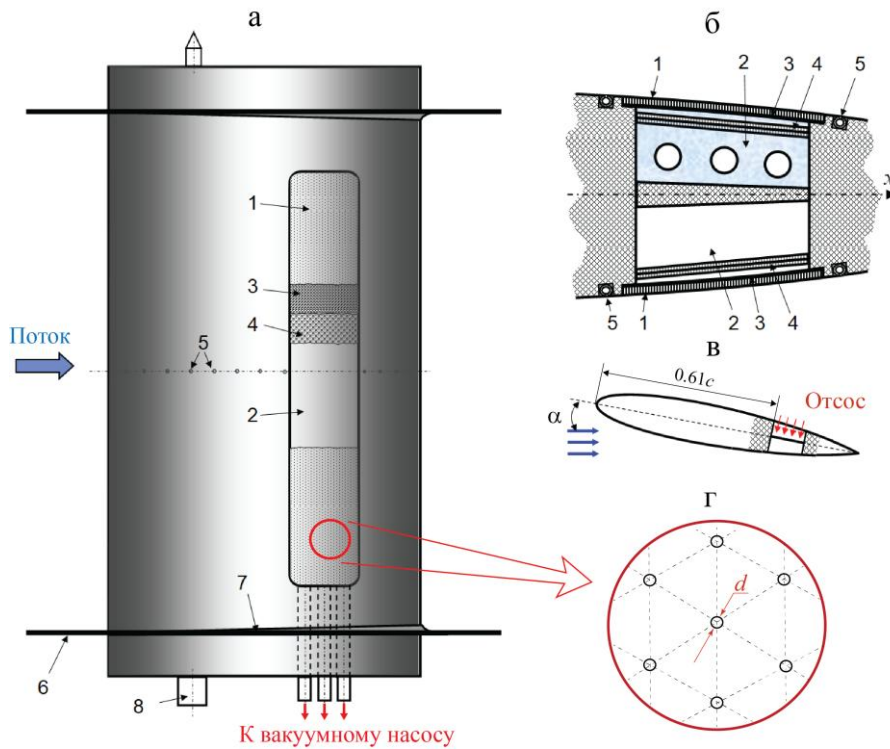


Рис. 2. Основные конструктивные элементы модели крыла для отсоса пограничного слоя: а – вид в плане; б – вид в продольном сечении; в – схема отсоса, $\alpha = 0$, $c = 501$ мм; z – перфорация, $d = 0.17$ мм (1 – перфорированный вкладыш, 2 – камера отсоса, 3 – мелкоячеистый фильтр, 4 – двухслойный регулируемый хонейкомб, 5 – приемники давления, б – концевая шайба, 7 – зализ, 8 – ось поворота крыла по углу атаки)

Fig. 2. 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; d – perforation (1 – perforated surface section, 2 – suction chamber, 3 – fine-mesh filter, 4 – two-layer adjustable honeikomb, 5 – pressure receivers, б – end washer, 7 – runway, 8 – wing rotation axis along the angle of attack)

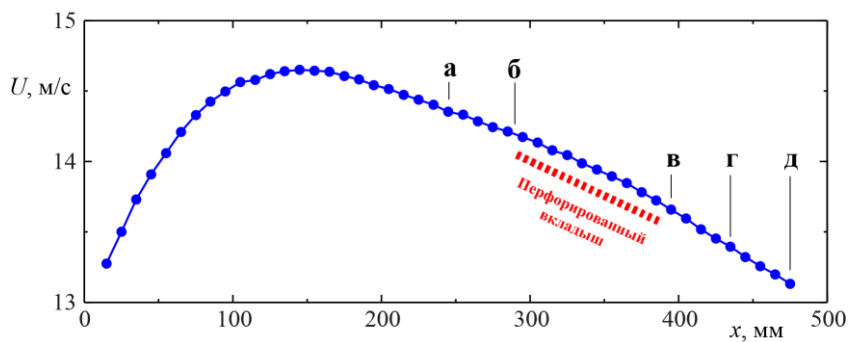


Рис. 3. Распределение скорости вне пограничного слоя вдоль хорды прямого крыла в отсутствие отсоса при $y = 40$ мм, $z = 50$ мм, а, б, в, г, д – сечения, в которых были проведены измерения

Fig. 3. Mean velocity distribution outside the boundary layer along the chord of the straight wing in the absence of suction, $z = 50$ мм; а, б, в, г, д – sections in which measurements are made

на нелинейной стадии своего развития. Для стимуляции роста возмущений и выделения их нелинейной составляющей использовалось внешнее акустическое поле, частота которого подбиралась в соответствии с частотами наиболее растущих гармоник естественных возмущений. Амплитуда акустического воздействия подбиралась так, чтобы наблюдался необходимый устойчивый эффект.

Естественные возмущения

Рассмотрим течение внутри пограничного слоя без воздействия отсоса и без наложенного внешнего акустического воздействия. На рис. 4 показаны распределения средней скорости по координате y перед перфорированным вкладышем ($a, б$) и позади него ($в-д$). Перед вкладышем течение ламинарное, на что указывает соответствующая ламинарному потоку форма профилей скорости, толщина пограничного слоя $\delta = 3$ мм для $x = 245$ мм (сечение a), для $x = 290$ мм $\delta = 3.5$ мм (сечение $б$). В сечении $в$ наблюдается отрыв потока, высота отрывной области составляет 0.5 мм. Далее, в сечениях $г, д$ течение присоединяется и становится турбулентным с характерным распределением скорости внутри пограничного слоя, при $x = 435$ мм (сечение $г$) толщина пограничного слоя увеличилась до $\delta = 7$ мм.

Влияние отсоса на средние характеристики течения в пограничном слое прямого крыла демонстрирует рис. 5. Профили средней скорости перед перфорированной вставкой остаются без изменений (сечения $a, б$). Отрыв потока сместился вниз по течению, в данном случае он виден для $x = 435$ мм (сечение $г$), и далее поток остается оторвавшимся. Высота отрывной области увеличивается с 0.2 мм (сечение $г$) до 0.4 мм (сечение $д$). Толщина пограничного слоя при воздействии отсоса увеличивается с 3.1 до 4.4 мм (сечения $a, д$) соответственно, т. е. не так существенно, как в случае без отсоса, где толщина возросла более чем в 2 раза.

Далее рассмотрим пульсационные характеристики течения в пограничном слое без воздействия отсоса, рис. 6. Пульсации скорости рассчитывались в широкой частотной полосе A_{Σ} ($0 < f < 10\,000$ Гц). До области отрыва величина интегральных пульсаций внутри пограничного слоя мала и составляет величину около 0.1 % U_{∞} (сечения $a, б$). В области отрыва пульсации скорости увеличиваются до 5.1 % U_{∞} (сечение $в$). В присоединенном турбулентном течении пульсации скорости составляют 14.5 % U_{∞} и 11.2 % U_{∞} (сечение $г, д$).

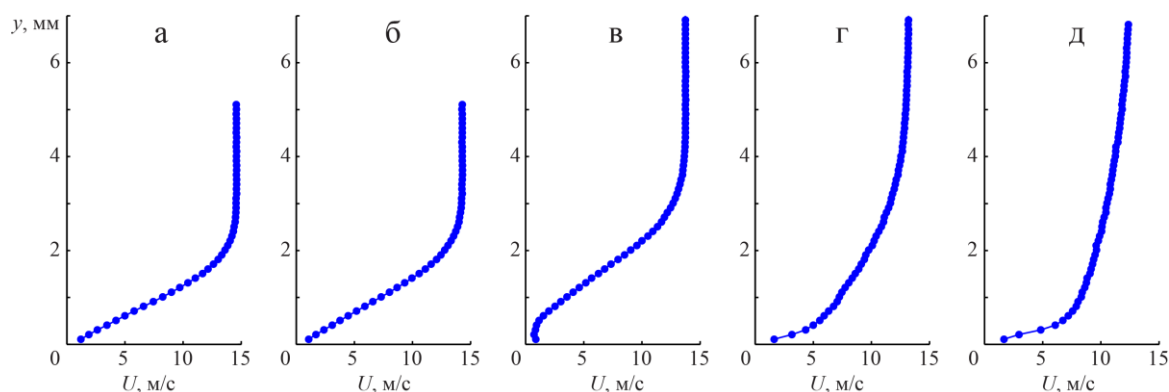


Рис. 4. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла, естественные возмущения, без отсоса, измеренные при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (a), 290 мм ($б$), 395 мм ($в$), 435 мм ($г$), 475 мм ($д$)

Fig. 4. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the boundary layer of the straight wing, natural disturbances, without suction, measured at $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (a), 290 мм (b), 395 мм (c), 435 мм (d), 475 мм (e)

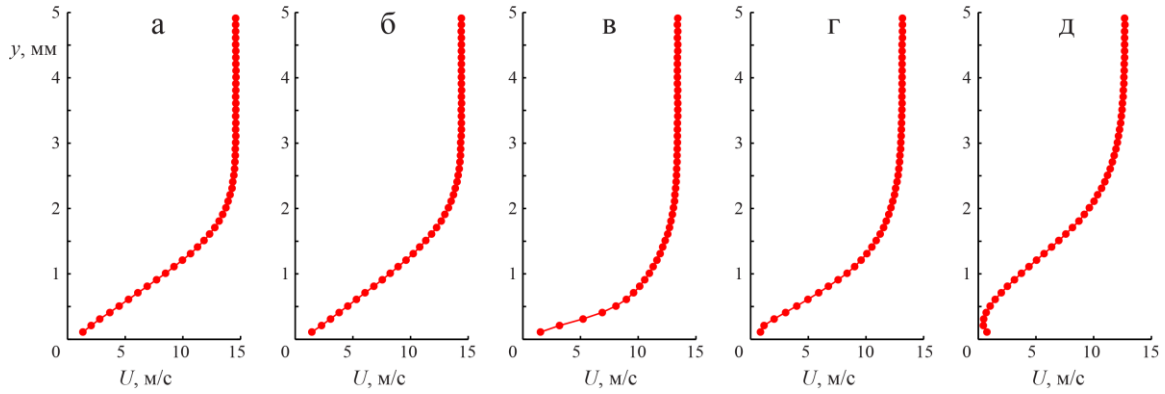


Рис. 5. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла, естественные возмущения, с отсосом; при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д).

Fig. 5. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the boundary layer of the straight wing, natural disturbances, with suction, measured at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (e)

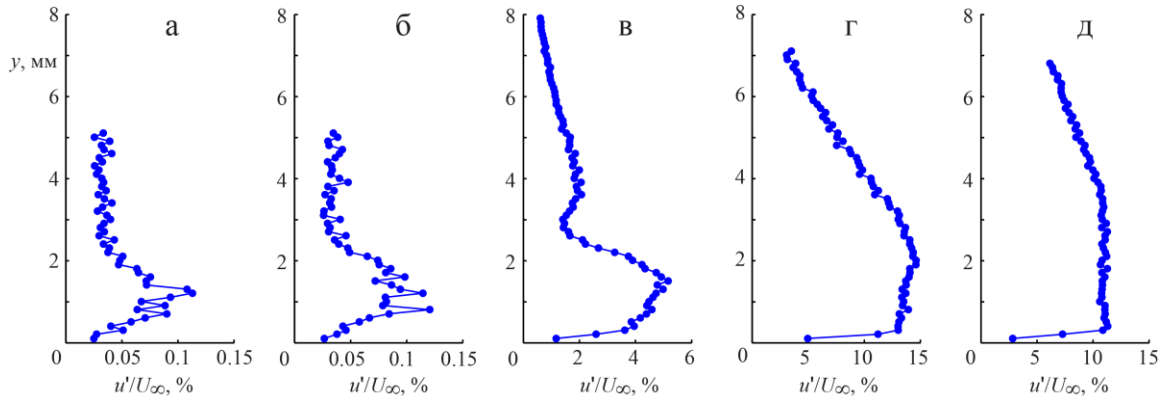


Рис. 6. Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла, естественные возмущения, без отсоса; при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 6. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer, natural disturbances, without suction; at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (e)

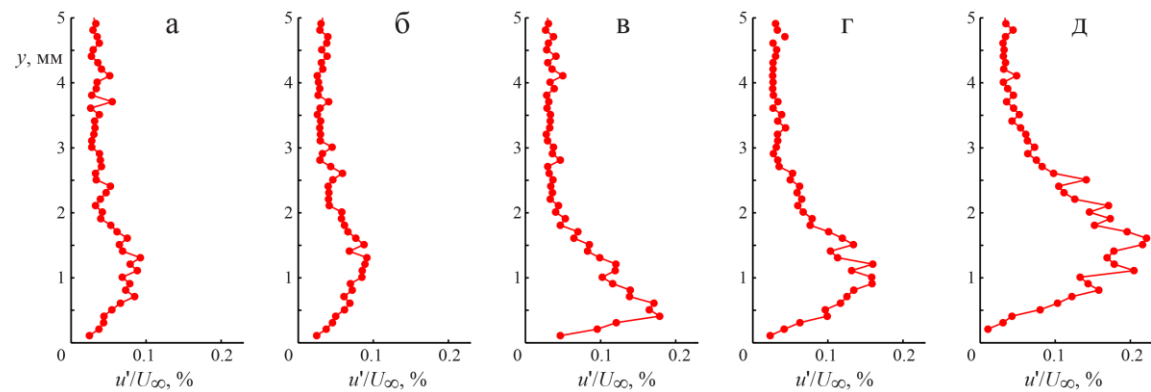


Рис. 7. Интегральные профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла, естественные возмущения, с отсосом; при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 7. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer, natural disturbances, with suction; at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (e)

Воздействие распределенного отсоса не оказывает влияния на пульсации скорости перед вкладышем, рис. 7 (сечения a , b), здесь величина пульсаций остается такой же, как и в случае без отсоса (рис. 6, a , b) и составляет величину около $0.1\% U_\infty$. Однако ниже по потоку от области отсоса величина пульсаций радикально снижается: $0.17\% U_\infty$ (сечение b), $0.16\% U_\infty$ (сечение z) и $0.21\% U_\infty$ (сечение d). Таким образом, максимальное снижение интегральных пульсаций внутри пограничного слоя за счет распределенного отсоса более чем в 90 раз, с $14.5\% U_\infty$ до $0.16\% U_\infty$ (сечение z). Вместе с этим стимулирующее воздействие отрыва на развитие возмущений также проявляется и при отсосе. Величина пульсаций скорости в области отрыва начинает расти (рис. 7 z , d).

Спектральный анализ естественных возмущений

Результаты спектральных исследований управления нелинейной стадией ламинарно-турбулентного перехода на крыловом профиле путем распределенного отсоса через мелкоперфорированную поверхность представлены на рис. 8–10. На рис. 8 показан амплитудный спектр естественных возмущений в области максимума возмущений при $x = 245$ мм, без отсоса. На спектре проявляются три характерных пика для частот $f = 110$ Гц, 250 Гц (осредненный) и 432 Гц, которые соответствуют собственным возмущениям пограничного слоя – волнам Т-Ш [13]. Пространственное распределение амплитудных спектров пульсаций скорости без воздействия отсоса для естественных возмущений показано на рис. 9 (для сечений a – d). В области течения, соответствующей сечениям a , b , преобладают низкочастотные пульсации, в основном сосредоточенные внутри пограничного слоя. Максимумы пульсаций скорости на частотах волны неустойчивости также находятся внутри пограничного слоя. В области отрыва (сечение b), отчетливо выделяются пульсации на частотах волны Т-Ш. Ниже по течению, в присоединённом турбулентном пограничном слое (сечения z , d) происходит постепенное заполнение спектра в диапазоне частот $f \approx 0$ –500 Гц с выравниванием пиков пульсаций. В зарождающемся турбулентном пограничном слое (сечение z) пики на низких частотах (0–50 Гц) сосредоточены вблизи стенки (до $y = 2$ мм), а максимумы частот, соответствующих волнам Т-Ш, находятся выше. Заполнение спектра происходит до $y = 5.5$ мм. Ниже по течению, по мере развития турбулентности, амплитуда пиков на выделенных частотах снижается, спектр равномерно заполняется. Распределенный отсос пограничного слоя приводит к смещению его отрыва ниже по потоку, уменьшает интенсивность пульсаций естественных возмущений для всех частот. Для низких частот снижение спектральной амплитуды составляет более чем в 30 раз, а для волны Т-Ш – на 2 порядка. Так, в сечении b на рис. 9 и 10 спектральная амплитуда для частоты 250 Гц снизилась с величины $A = 0.12$ до величины $A = 0.0009$, т. е. более чем в 130 раз, в сечении d – в 228 раз, с величины $A = 0.16$ до величины $A = 0.0007$.

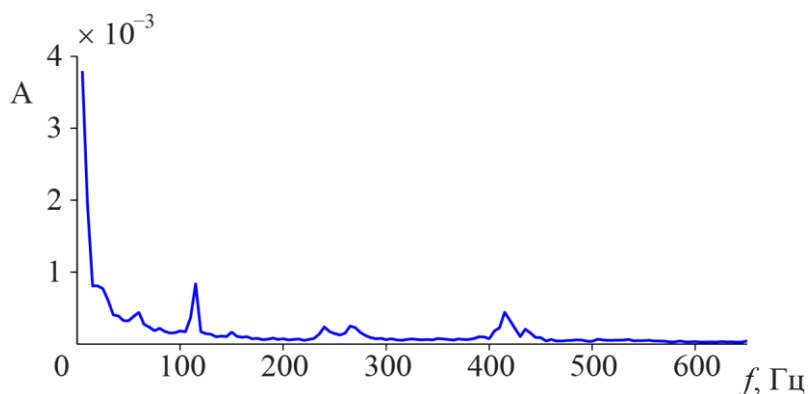


Рис. 8. Амплитудный спектр естественных возмущений без отсоса при $x = 245$ мм, $y = 0.93$ мм
 Fig. 8. The power spectrum of natural disturbances without suction at $x = 245$ мм, $y = 0.93$ мм

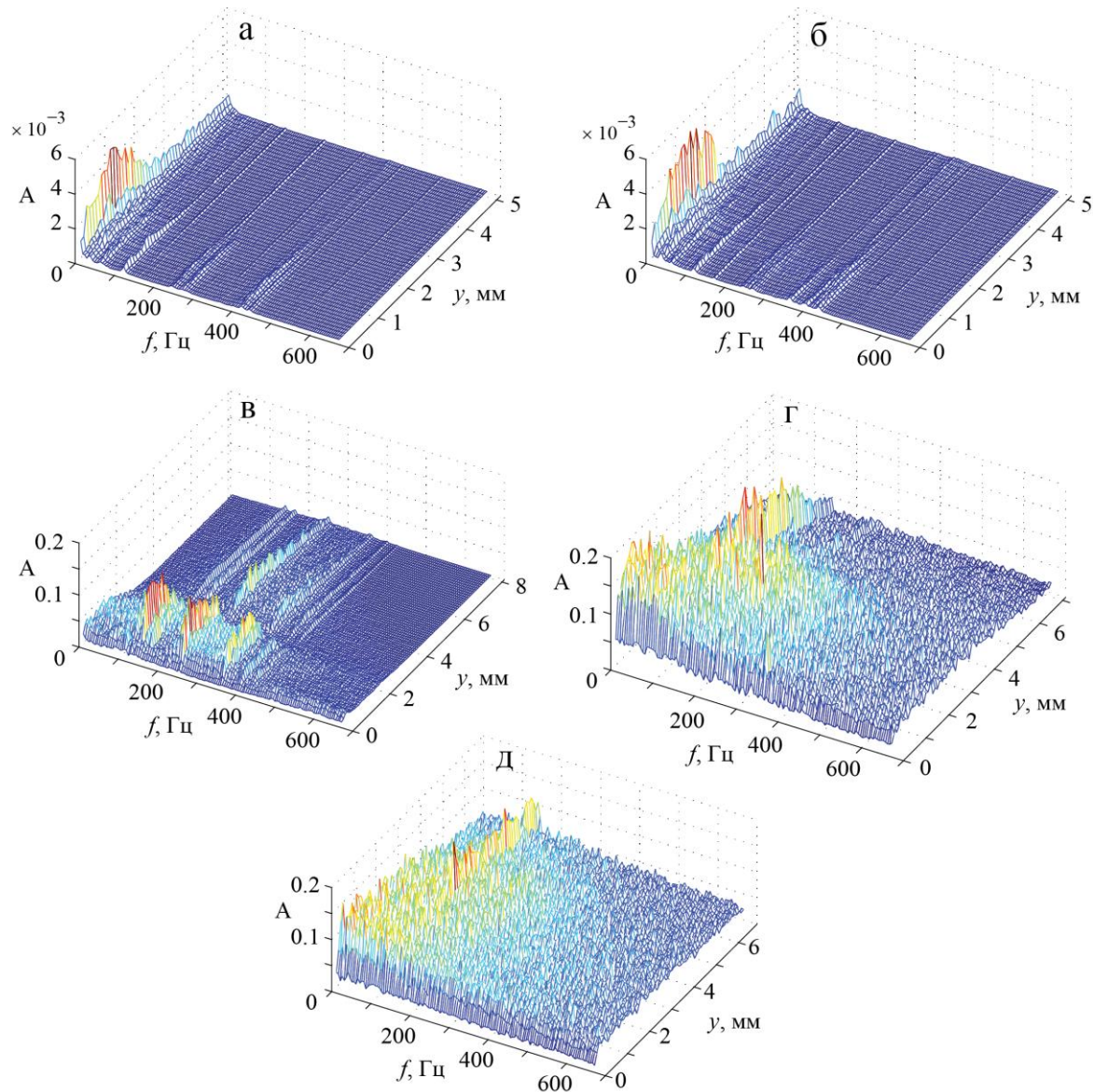


Рис. 9. Распределение амплитудных спектров естественных возмущений по координате y без воздействия отсоса, при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 9. The power spectra distributions along the y coordinate of the natural disturbances without suction, at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (d)

Как отмечалось ранее [1; 2], отсос практически не оказывает влияние на собственные возмущения, распространяющиеся выше по течению (перед ним), в нашем случае распределения амплитудных спектров на частоте волн Т-Ш идентичны в сечениях а, б на рис. 9 и рис. 10 соответственно. Для низких частот произошло небольшое увеличение спектральной амплитуды с $A = 0.003$ до $A = 0.005$ (рис. 9 и 10, сечение а). Воздействие отсоса снизило интенсивность волны Т-Ш, однако не ликвидировало ее. На спектрах рис. 10 в сечении в–д проявляются характерные пики на частотах 110, 250 и 400 Гц, хотя и не усиливающиеся вниз по потоку. Небольшое увеличение амплитуды происходит лишь в низкочастотной части спектра ($0 < f < 50$ Гц), с $A = 0.006$ до $A = 0.008$ (рис. 10, сечение в–д).

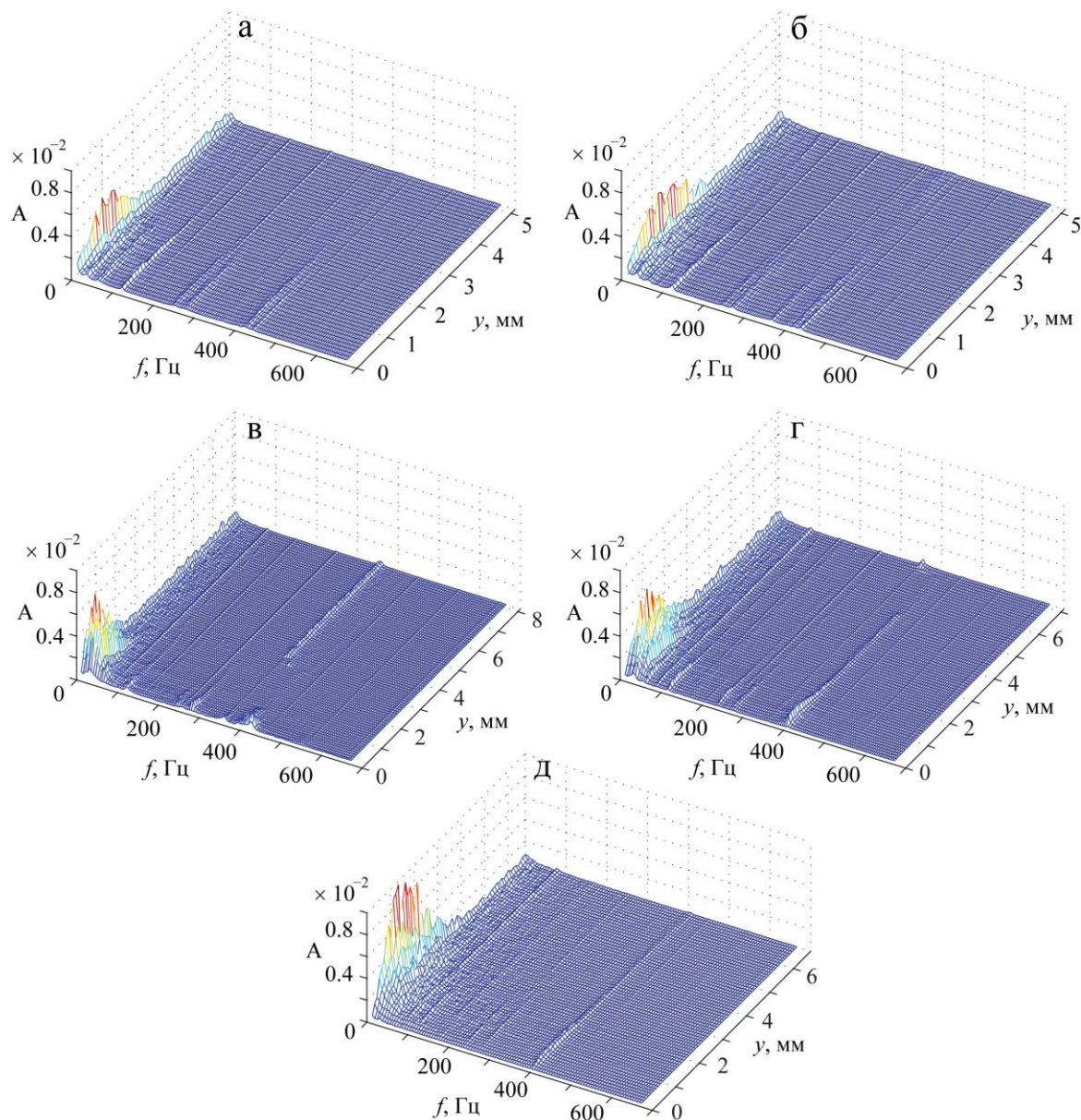


Рис. 10. Распределение амплитудных спектров естественных возмущений по координате y при отсосе воздуха через перфорированную поверхность, при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)
 Fig. 10. The power spectra distributions along the y coordinate of the natural disturbances with suction, at $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (a), 290 мм (b), 395 мм (c), 435 мм (d), 475 мм (d)

Сравнивая результаты воздействия распределенного отсоса на естественные возмущения в области их линейной [1] и нелинейной (настоящие исследования) стадии развития, можно сказать, что снижение интенсивности возмущений для нелинейной стадии оказалось значительно больше (в 20 и 228 раз соответственно). Такой результат не кажется неожиданным, поскольку для линейной стадии развития характерные амплитуды возмущений должны быть порядка 1 % U_∞ по определению (в данном случае 1.5 % U_∞), а для нелинейной стадии максимальные амплитуды возмущений обычно превышают 10–15 % U_∞ (в данном случае 14.5 % U_∞), при этом минимальные интенсивности возмущений, как правило, одного уровня, таким образом, отношение максимальных амплитуд для линейных и нелинейных возмуще-

ний и составляет порядок величины. Принимая в расчет тот факт, что распределенный отсос был одинаково эффективен, мы получаем снижение интенсивности для нелинейной стадии на порядок больше.

Искусственные возмущения

В данной части исследуется воздействие распределенного отсоса на возмущения пограничного слоя, возбуждаемые внешним акустическим полем на частотах $f = 250$ и 432 Гц. Данные частоты соответствуют наиболее растущим гармоникам возмущений, наблюдаемым в естественном случае. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при $x = 245$ мм с отсосом и без отсоса показывают наличие ламинарного состояния пограничного слоя при всех исследованных режимах, рис. 11. Для сравнения на рис. 11 представлены результаты и для естественных возмущений.

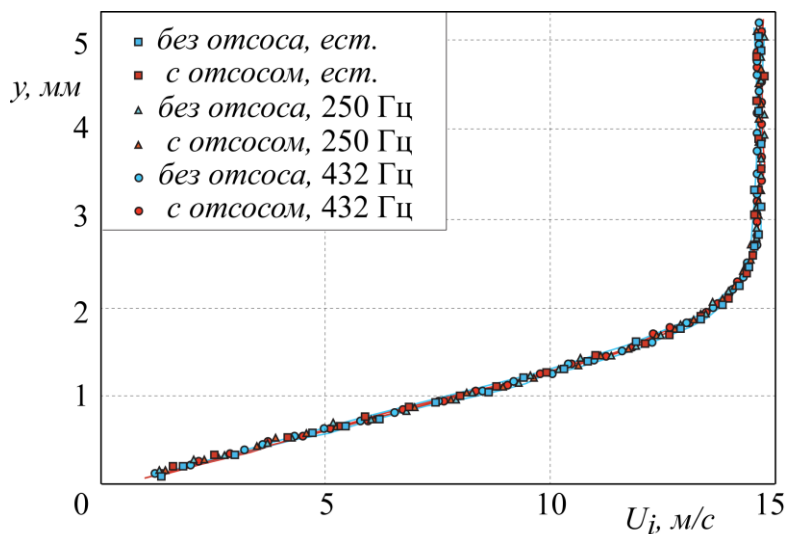


Рис. 11. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при $x = 245$ мм (сечение a) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 11. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the straight wing boundary layer before the perforated surface at $x = 245$ mm (section a), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

При этом профили пульсаций скорости $u'(y)$ в данной ситуации (рис. 12) демонстрируют достаточно слабый уровень интенсивности возмущенности пограничного слоя, порядка 0.04 и 0.06 % U_∞ при воздействии на течение акустических колебаний с частотой $f = 250$ и 432 Гц соответственно. Как отмечалось выше, отсос пограничного слоя практически не оказывает влияния на интенсивность естественных возмущений, так как происходит достаточно далеко вниз по потоку от места данных измерений ($x = 245$ мм, сечение a). Тем не менее влияние на искусственные возмущения имеется, хотя и слабое: с 0,04 % U_∞ до 0.034 % U_∞ и с 0.06 % U_∞ до 0.04 % U_∞ для $f = 250$ и 432 Гц соответственно (см. рис. 12). Можно предположить, что слабое влияние оказывается из-за глобальной перестройки течения (устранения отрыва) и возможности в дозвуковом потоке возмущениям оказывать воздействие вверх по потоку. Следует заметить, что представленные на данном рисунке и далее результаты для искусственных возмущений на частоте акустики $f = 250$ и 432 Гц в процессе обработки сигнала подвергались фильтрации в узкой полосе частот A_f .

Для $f = 250$ Гц диапазон анализируемых частот составлял $\Delta f = 200\text{--}300$ Гц, для $f = 432$ Гц $\Delta f = 350\text{--}500$ Гц.

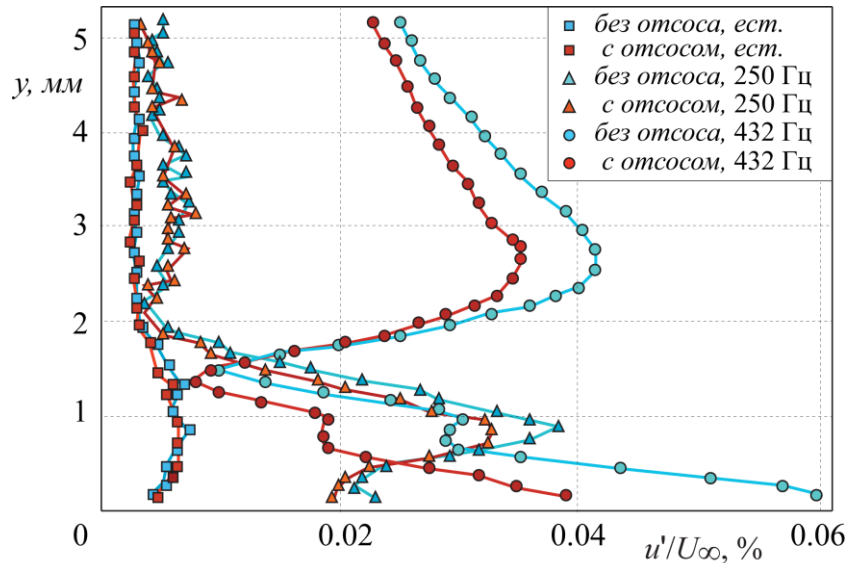


Рис. 12. Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при $x = 245$ мм (сечение a) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 12. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer before the perforated surface at $x = 245$ mm (section a), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

На рис. 13 показаны профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при $x = 290$ мм (сечение b) с отсосом и без отсоса при генерации возмущений акустикой на частоте $f = 250$ и 432 Гц, также в сравнении с естественными возмущениями. Здесь по-прежнему пограничный слой находится в ламинарном состоянии для всех исследованных случаев, хотя заметно небольшое наполнение профилей скорости при отсосе газа. Возможно, это связано с тем, что данное сечение находится ближе к перфорируемой поверхности.

С другой стороны, профили пульсаций скорости $u'(y)$ в данной ситуации (рис. 14) демонстрируют заметный рост уровня интенсивности возмущенности пограничного при воздействии акустическим полем: с $0.01\% U_\infty$ до $0.12\% U_\infty$ и до $0.21\% U_\infty$ для $f = 250$ и 432 Гц соответственно. Уровень интенсивности возмущений снижается примерно в два раза при отсосе для $f = 250$ и 432 Гц. Следует заметить, что форма профилей пульсаций скорости искусственных возмущений для $f = 250$ и 432 Гц близка к профилю скорости линейной волны Т-III с двумя максимумами, но заметно искажена вблизи стенки (рис. 14).

Рассмотрим профили средней скорости $U_i(y)$ и пульсаций скорости $u'(y)$ на нелинейной стадии ламинарно – турбулентного перехода в точках измерения позади перфорированного вкладыша при $x = 395, 435$ и 475 мм (сечения $b\text{--}d$). Профили скорости $U_i(y)$ при $x = 395$ мм демонстрируют предотрывное состояние пограничного слоя в ситуации отсутствия отсоса и близкое к ламинарному состоянию, но более наполненному профилю при отсосе (рис. 15). В сравнении со случаем естественных возмущений, профили средней скорости для наложенного акустического поля демонстрируют практически отсутствие отрыва потока в данном сечении без отсоса. Что касается профилей пульсаций скорости $u'(y)$, то присутствует резкий рост интенсивности пульсаций скорости до $8\text{--}12\% U_\infty$ для $f = 250$ и 432 Гц

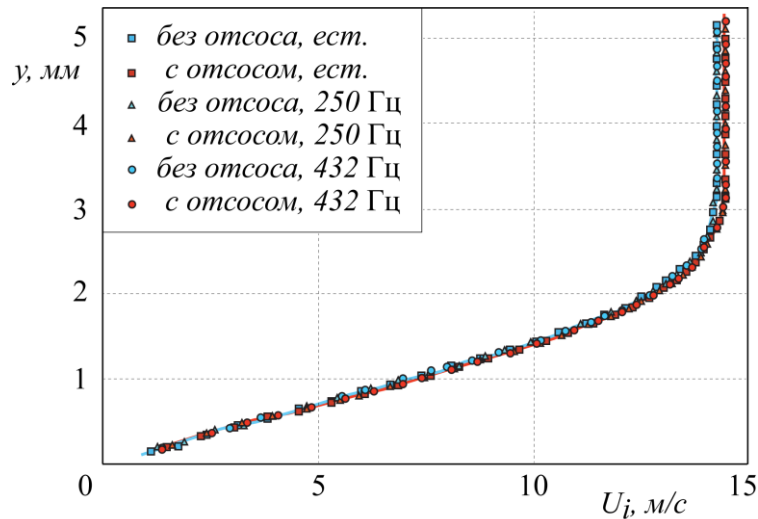


Рис. 13. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при $x = 290$ мм (сечение b) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 13. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the straight wing boundary layer before the perforated surface at $x = 290$ mm (section b), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

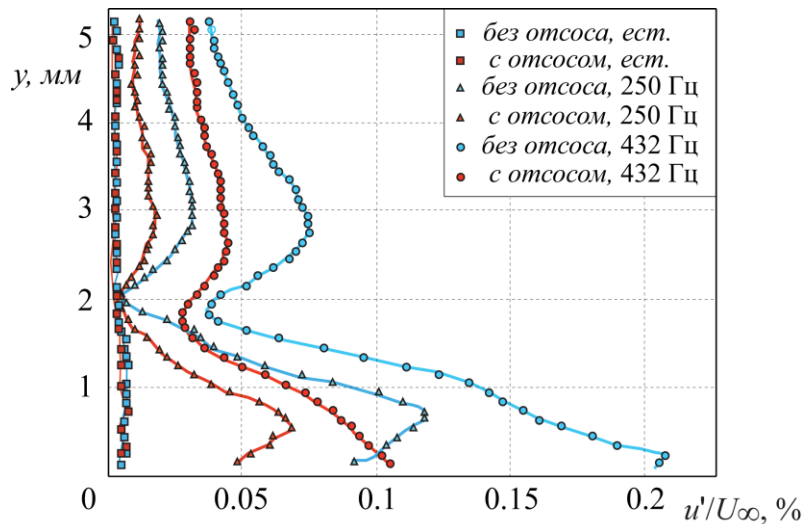


Рис. 14. Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла впереди перфорированного вкладыша при $x = 290$ мм (сечение b) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 14. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer before the perforated surface at $x = 290$ mm (section b), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

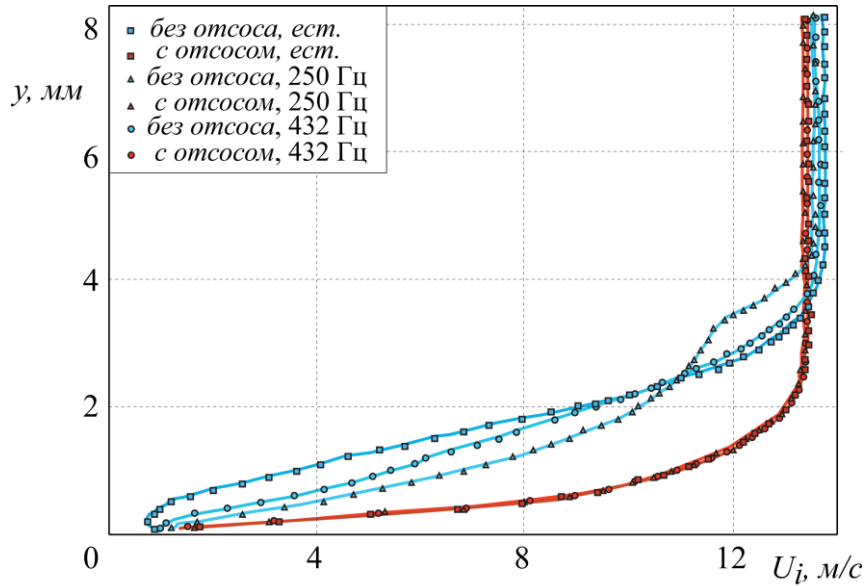


Рис. 15. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при $x = 395$ мм (сечение ϵ) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 15. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the straight wing boundary layer behind the perforated surface at $x = 395$ mm (section c), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

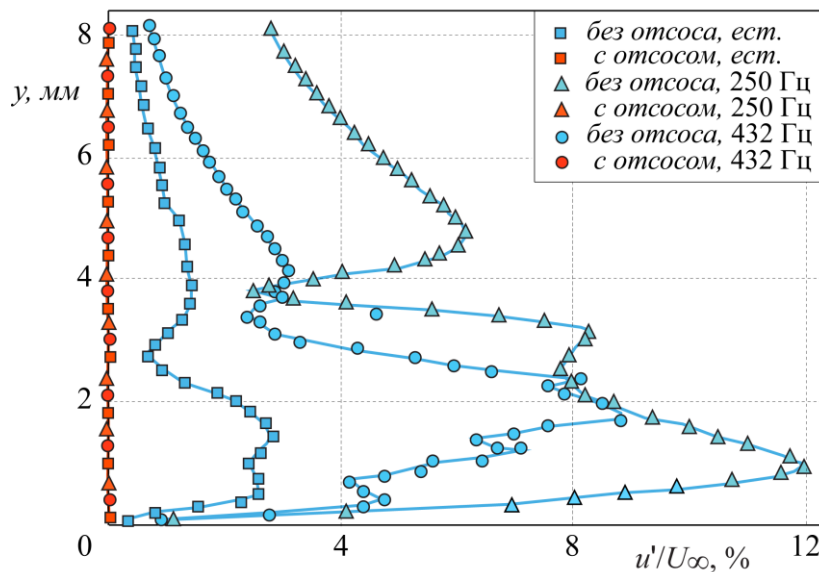


Рис. 16. Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при $x = 395$ мм (сечение ϵ) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 16. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer behind the perforated surface at $x = 395$ mm (section c), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

соответственно (рис. 16). Это в 3–4 раза больше, чем для естественных возмущений в данной позиции ($x = 395$ мм, сечение ϵ) $\approx 3\% U_\infty$. Рост пульсаций скорости также следует связывать с наличием сильного неблагоприятного градиента давления. Таким образом, воздействие внешнего акустического поля способно усилить рост собственных возмущений пограничного слоя, привести к более раннему наступлению ламинарно-турбулентного перехода и тем самым присоединить оторвавшийся поток, что ранее наблюдалось в исследованиях [14]. Важно отметить, что распределенный отсос привел, практически, к обнулению всех возмущений и устранению отрыва.

На рис. 17 и 18 показаны профили средней скорости $U_i(y)$ и пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое позади перфорированного вкладыша для $x = 435$ мм с отсосом и без отсоса при генерации возмущения акустикой на частоте $f = 250$ и 432 Гц, в сравнении с естественными возмущениями.

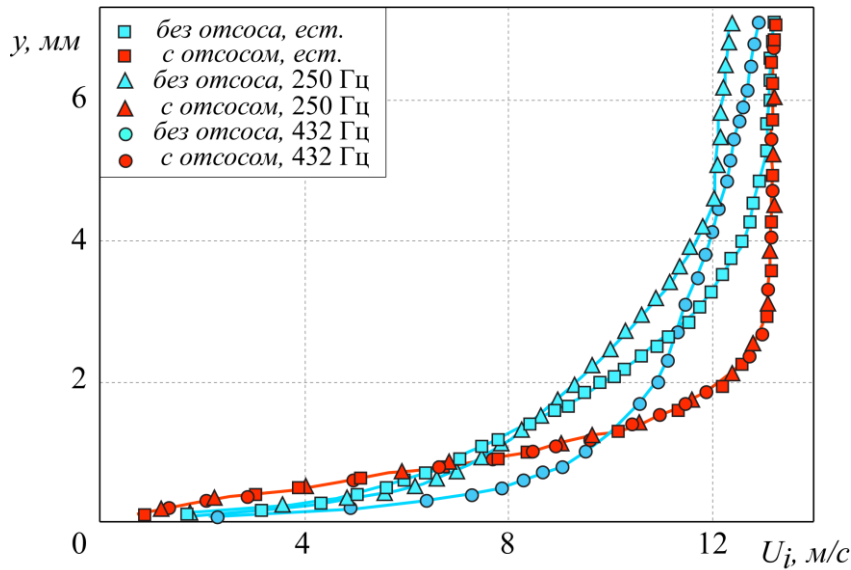


Рис. 17. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при $x = 435$ мм (сечение ϵ) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц

Fig. 17. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the straight wing boundary layer behind the perforated surface at $x = 435$ mm (section d), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz

Рисунок 17 демонстрирует предтурбулентное состояние пограничного слоя для всех случаев исследования без отсоса, здесь происходит кардинальная перестройка течения с наполнением профилей скорости и ламинаризацией пограничного слоя при отсосе газа. Вид профилей средней скорости без отсоса говорит о присоединении предтурбулентного пограничного слоя, а при воздействии распределенного отсоса на профилях скорости присутствует перегиб, т. е. ламинарный поток начинает отрываться. С другой стороны, профили пульсаций скорости $u'(y)$ в данной ситуации демонстрируют хаотичность поведения уровня интенсивности пульсаций скорости пограничного как естественных, так и искусственных возмущений при среднем уровне пульсаций скорости порядка 5–7% U_∞ (рис. 18). Отсос пограничного слоя привел практически к обнулению интенсивности всех возмущений в данном месте измерений.

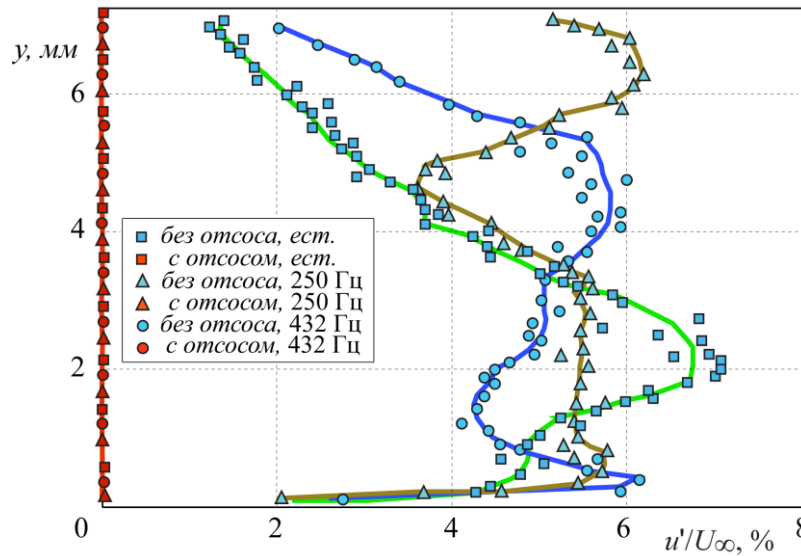


Рис. 18. Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при $x = 435$ мм (сечение z) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц.

Fig. 18. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer behind the perforated surface at $x = 435$ mm (section d), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz.

На рис. 19 и 20 показаны профили средней скорости $U_i(y)$ и пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша с отсосом и без отсоса при генерации возмущений акустикой на частотах $f = 250$ и 432 Гц, в крайнем измеренном сечении при $x = 475$ мм, также, в сравнении с естественными возмущениями. Рисунок 19 демонстрирует турбулентное состояние пограничного слоя для всех случаев исследования, однако при воздействии распределенного отсоса газа происходит ламинаризация, хотя и с наличием отрыва пограничного слоя, причем высота отрывной области увеличивается с 0.1 до 0.25 мм (см. рис. 17 и 19 соответственно). Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в данной ситуации (рис. 20) демонстрируют хаотичность поведения уровня интенсивности пульсаций скорости в пограничном слое как естественных, так и искусственных возмущений. Однако следует отметить, что в данной ситуации максимум интенсивности естественных и искусственных возмущений при осреднении их уровня пульсаций скорости заметно снизился до величин порядка $4.5\% U_\infty$, $4\% U_\infty$ и $5.5\% U_\infty$ для естественных и искусственных $f = 432$ и 250 Гц возмущений соответственно. Снижение уровня пульсаций характерно при становлении развитого турбулентного пограничного слоя. Распределенный отсос пограничного слоя также привел практически к полному обнулению всех возмущений (см. рис. 20).

Спектральный анализ искусственных возмущений для $f = 250$ Гц

На рис. 21 показаны пространственные распределения амплитудных спектров искусственных возмущений для частоты акустического воздействия $f = 250$ Гц, полученные без отсоса пограничного слоя для сечений (a–d). С другой стороны, рис. 22 демонстрирует те же самые зависимости, но в условиях наличия распределенного отсоса пограничного слоя. Без отсоса можно наблюдать процесс заполнения спектра гармониками, кратными основному возмущению, генерируемому акустикой на частоте $f = 250$ Гц, с частотами $f \approx 500, 800, 1000$ Гц и т. д., что указывает на нелинейный характер развития волны Т-Ш, это хорошо просле-

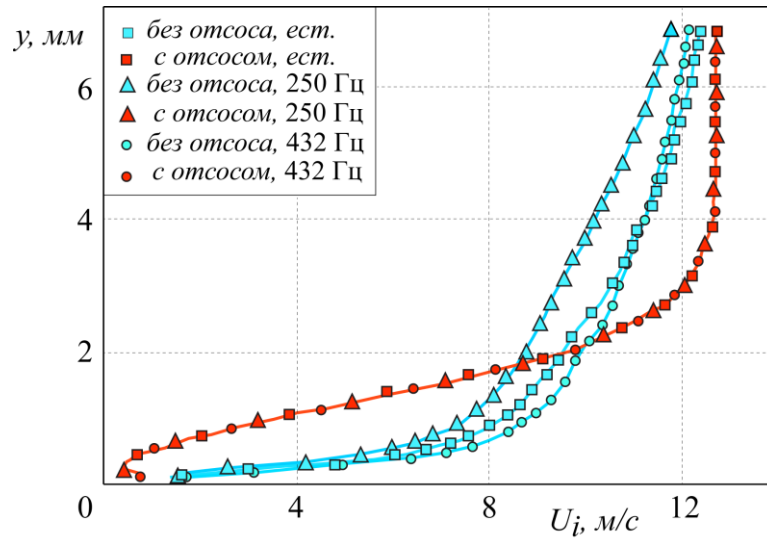


Рис. 19. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при $x = 475$ мм (сечение d) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц.

Fig. 19. Mean velocity profiles $U_i(y)$ in the straight wing boundary layer behind the perforated surface at $x = 475$ mm (section e), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz.

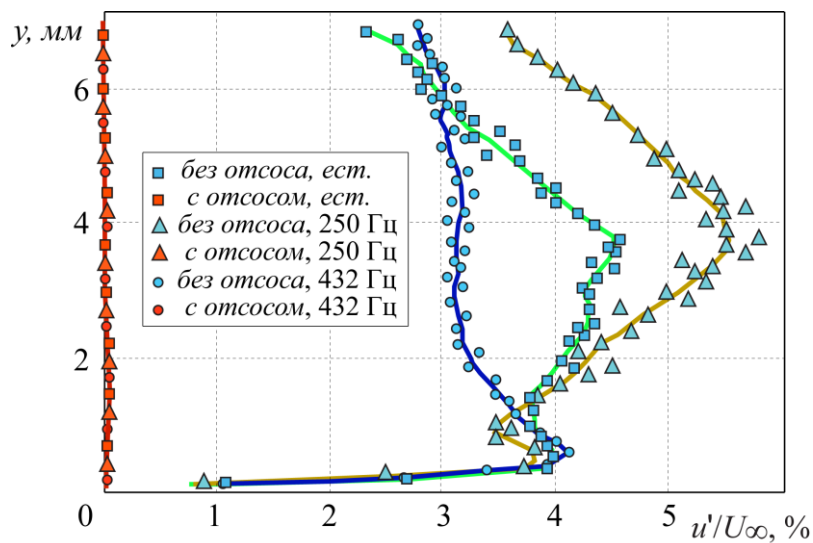


Рис. 20. Профили пульсаций скорости $u'(y)$ в пограничном слое прямого крыла позади перфорированного вкладыша при $x = 475$ мм (сечение d) с отсосом и без отсоса в условиях: естественные возмущения, при воздействии акустическим полем на частоте $f = 250$ Гц и $f = 432$ Гц.

Fig. 20. The profiles of velocity fluctuations $u'(y)$ in the straight wing boundary layer behind the perforated surface at $x = 475$ mm (section e), with and without suction under the following conditions: natural disturbances, with acoustics at $f = 250$ Hz and $f = 432$ Hz.

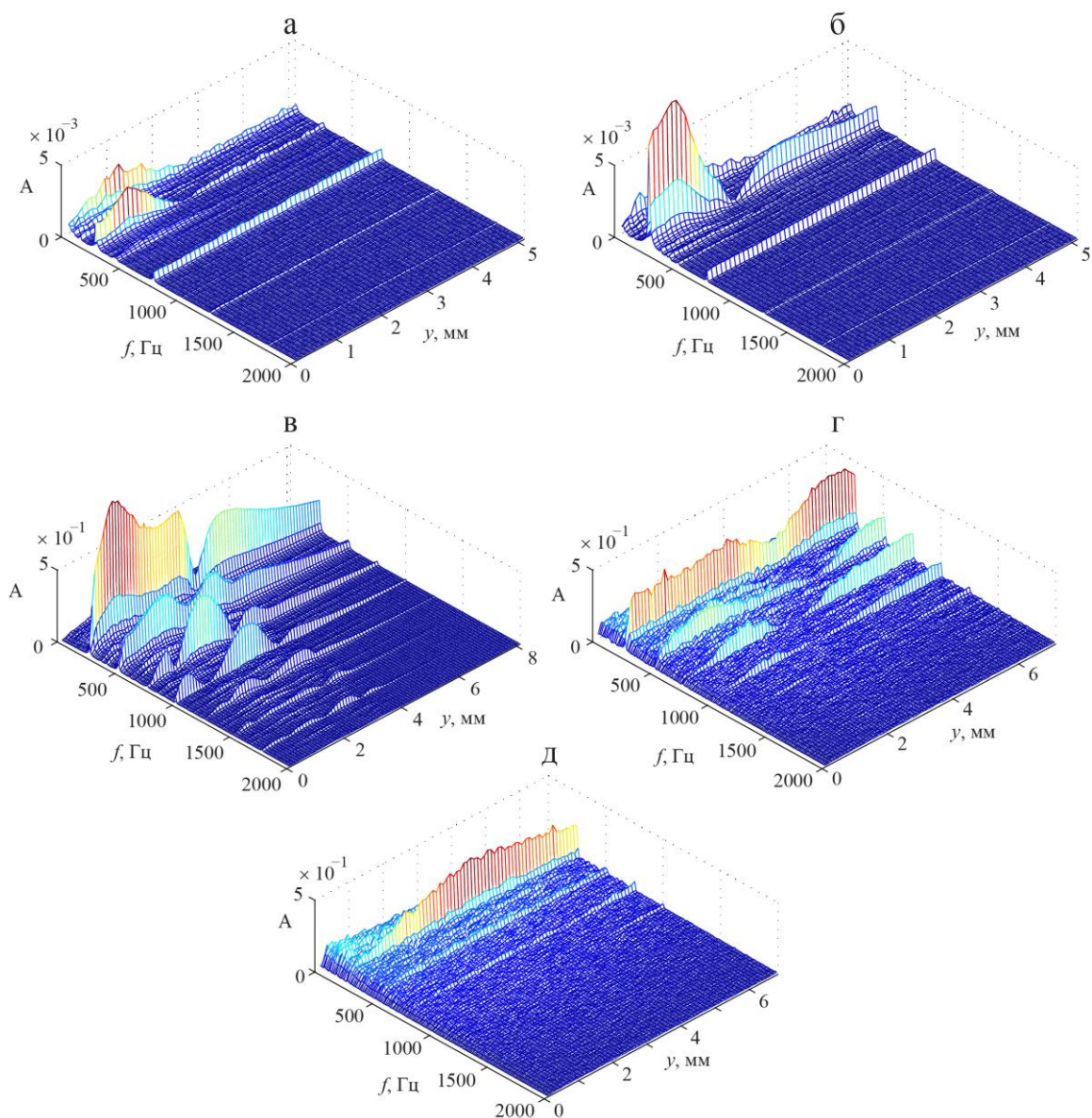


Рис. 21. Распределение амплитудных спектров по координате y для возмущений при наложенном акустическом поле частотой $f = 250$ Гц без воздействия отсоса, при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 21. The power spectra distributions along the y coordinate for the disturbances with an applied acoustic field with a frequency $f = 250$ Hz without suction, at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (d)

живается на рис. 21, в. Ниже по течению, в сечениях г, д, также видны амплитудные пики на данных частотах, и при этом происходит постепенное заполнение спектра всеми частотами, с затуханием кратных гармоник на высоких частотах, что говорит о переходе пограничного слоя в турбулентное состояние. В сравнении с естественными возмущениями, усиление спектральной амплитуды на частоте 250 Гц составило более чем в 6.5 раза, с $A = 0.15$ до $A = 1$, рис. 9, в и рис. 21, в соответственно. Отсос пограничного слоя приводит к уменьшению интенсивности пульсаций как искусственно генерированного возмущения, так и кратных ему гармоник. Так, для частоты $f = 250$ Гц отсос снижает спектральную

амплитуду более чем в 500, 500 и 160 раз для сечений \bar{b} , \bar{z} , \bar{d} соответственно. Положение максимума пульсаций скорости сдвигается ближе к стенке при наличии отсоса. Заметное влияние вперед имеется для возмущения на частоте воздействия лишь в сечении \bar{b} , непосредственно перед областью отсоса – снижение спектральной амплитуды в 2 раза, с $A = 0.01$ до $A = 0.005$, рис. 21, \bar{b} и рис. 22, \bar{b} .

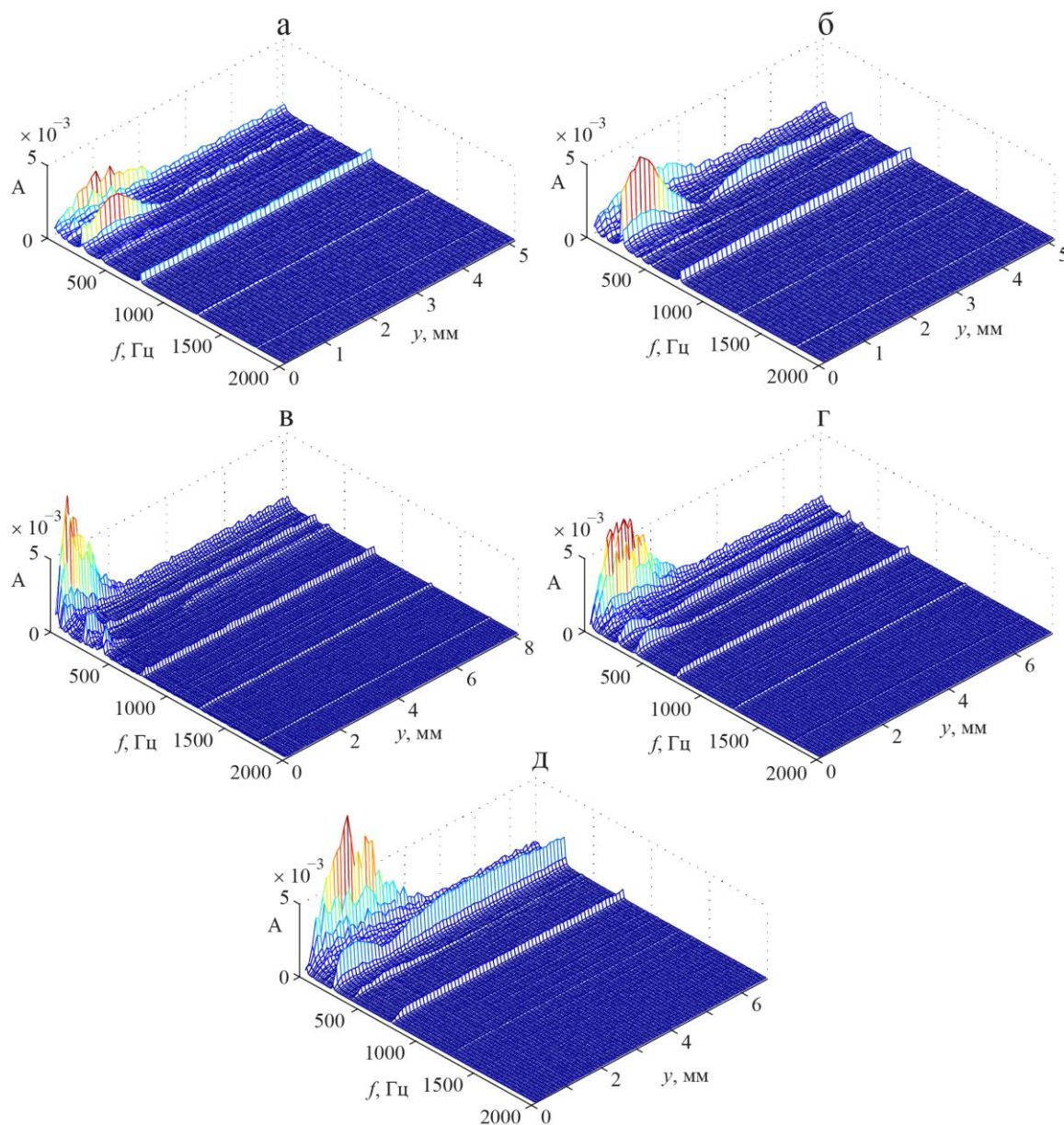


Рис. 22. Распределение амплитудных спектров по координате y для возмущений при наложенном акустическом поле частотой $f = 250$ Гц при отсосе воздуха через перфорированную поверхность, при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 22. The power spectra distributions along the y coordinate for the disturbances with an applied acoustic field with a frequency $f = 250$ Hz, with suction through the perforated surface, at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (d)

Спектральный анализ искусственных возмущений для $f = 432$ Гц.

На рис. 23 показаны пространственные распределения амплитудных спектров искусственных возмущений для частоты акустического воздействия $f = 432$ Гц, полученные без отсоса пограничного слоя. Рисунок 24 демонстрирует те же самые зависимости, но в условиях наличия распределенного отсоса пограничного слоя. По мере развития возмущений вниз по течению происходит процесс заполнения спектра гармониками с частотами $f \approx 900, 1300$ Гц, кратными основной частоте, генерируемой акустикой с частотой $f = 432$ Гц, рис. 23, сечение *в*. В сравнении с воздействием на частоте $f = 250$ Гц (рис. 21, *в*), количество пиков на кратных частотах гораздо меньше, и выделяются пики на половинной частоте $f = 432/2 = 216$ Гц, которые практически равны по амплитуде для кратных основной частоте гармоникам. При этом спектральная амплитуда гармоник заметно ниже: $A = 1$ против $A = 0.8$ для основной частоты, $A = 0.4-0.5$ против $A < 0.2$ для кратных гармоник, рис. 21, *в* и рис. 23, *в* соответственно, хотя интенсивность звука на частоте 432 Гц выше – 97 дБ (для $f = 250$ Гц интенсивность звука 91 дБ). Далее, вниз по потоку, по мере развития турбулентного течения (рис. 23, *з, д*) высокочастотные гармоники исчезают на фоне заполнения частотного спектра. Остаются гармоники, кратные лишь $f = 216$ Гц. В сравнении с естественными возмущениями, усиление спектральной амплитуды на частоте $f = 432$ Гц составило более чем в 4.5 раза, с $A = 0.15$ до $A = 0.7$, рис. 9, *в* и рис. 23, *в* соответственно. Таким образом, сравнивая акустическое возбуждение на частотах $f = 250$ и 432 Гц, можно заключить, что воздействие на частоте 250 Гц является наиболее эффективным с точки зрения восприимчивости течения: интенсивность гармоник выше, их количество больше, собственное возмущение – волна Т-Ш – более упорядоченно, нелинейный характер развития волны ТШ выражен отчетливее. Распределенный отсос пограничного слоя приводит к уменьшению интенсивности пульсаций как возмущения на основной частоте, так и его гармоник. В сечении *а*, наиболее удаленном от положения отсоса вверх по течению, снижения спектральной амплитуды на частоте воздействия $f = 432$ Гц практически нет: $A = 0.005$ и 0.004 без отсоса и с отсосом соответственно. В сечении *б*, имеется снижение почти в 2 раза: $A = 0.015$ и 0.008 . В сечениях *в-д*, спектральная амплитуда на частоте возбуждения снизилась за счет воздействия распределенного отсоса в 350, 150 и 50 раз соответственно. Также положение максимума пульсаций скорости сдвигается ближе к стенке при наличии отсоса.

Обобщая полученные в данной работе результаты и сравнивая их с предыдущими исследованиями [1; 2], можно сказать, что распределенный по поверхности обтекаемого тела отсос пограничного слоя способен значительно, в некоторых случаях на 2 порядка величины снизить интенсивность высокочастотных пульсаций, соответствующих собственным возмущениям – волнам Т-Ш. Это на порядок больше, чем для случая линейных возмущений, при одинаковой эффективности воздействия отсоса. Стоит отметить, что распределенный отсос в рассматриваемых экспериментах был одинаков (скорость отсасываемого воздуха, измеренная на высоте 1.5 мм над перфорированной поверхностью составляла 0.2 м/с без наличия основного потока), и воздействие отсоса на линейные возмущения могло быть даже немного избыточным, что, конечно, требует проверки. Сравнивая распределенный по поверхности и щелевой отсос [2] мы видим, что результат воздействия хорошо согласуется. Так, на ранних и поздних стадиях перехода распределенный отсос может эффективно работать – на порядок снижать интенсивность возмущений, однако имеющийся в настоящих экспериментах неблагоприятный градиент давления продолжает стимулировать рост волн Т-Ш даже после их существенного подавления.

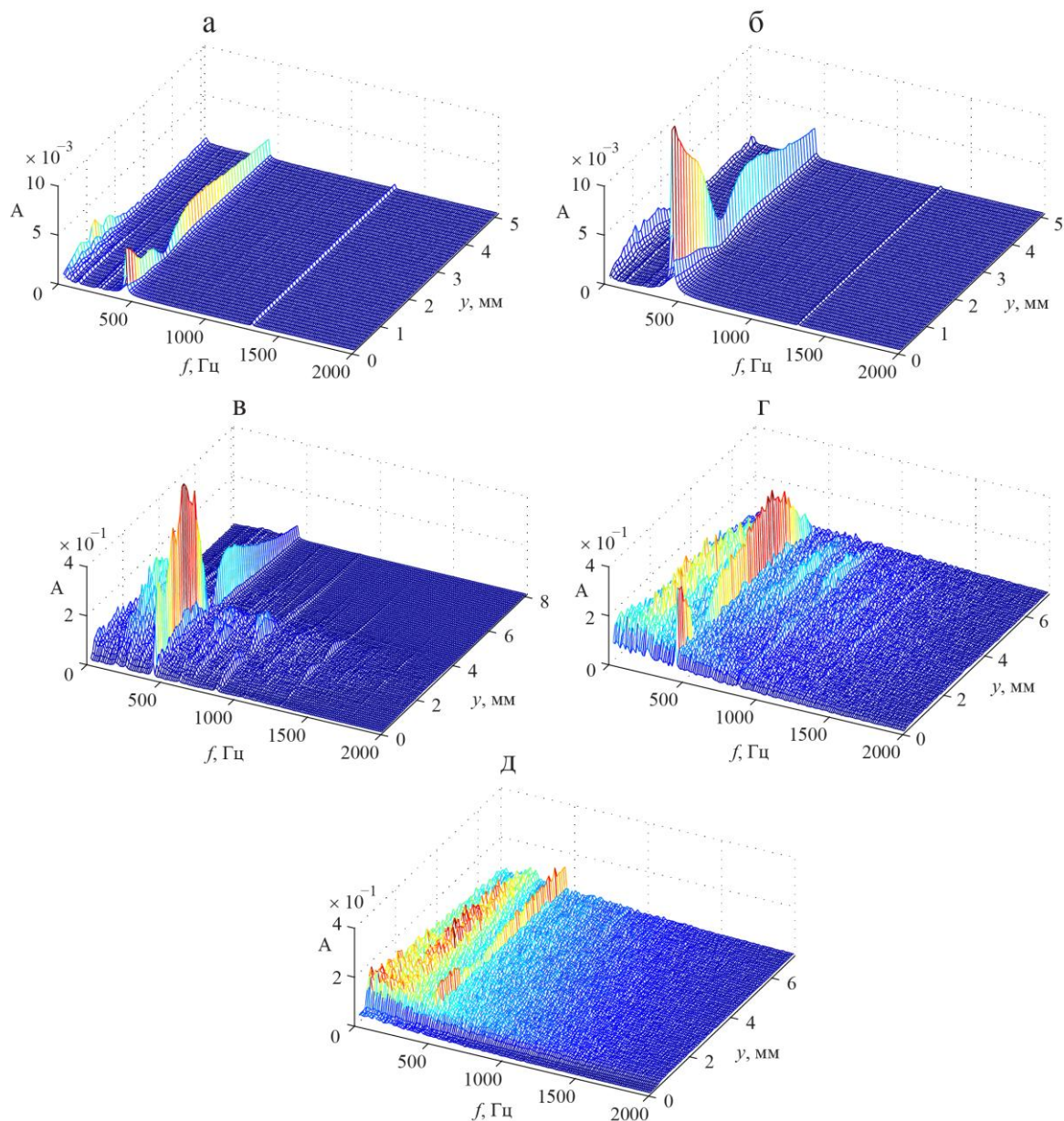


Рис. 23. Распределение амплитудных спектров по координате y для возмущений при наложенном акустическом поле частотой $f = 432$ Гц без воздействия отсоса, при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 23. The power spectra distributions along the y coordinate for the disturbances with an applied acoustic field with a frequency $f = 432$ Hz without suction, at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (d)

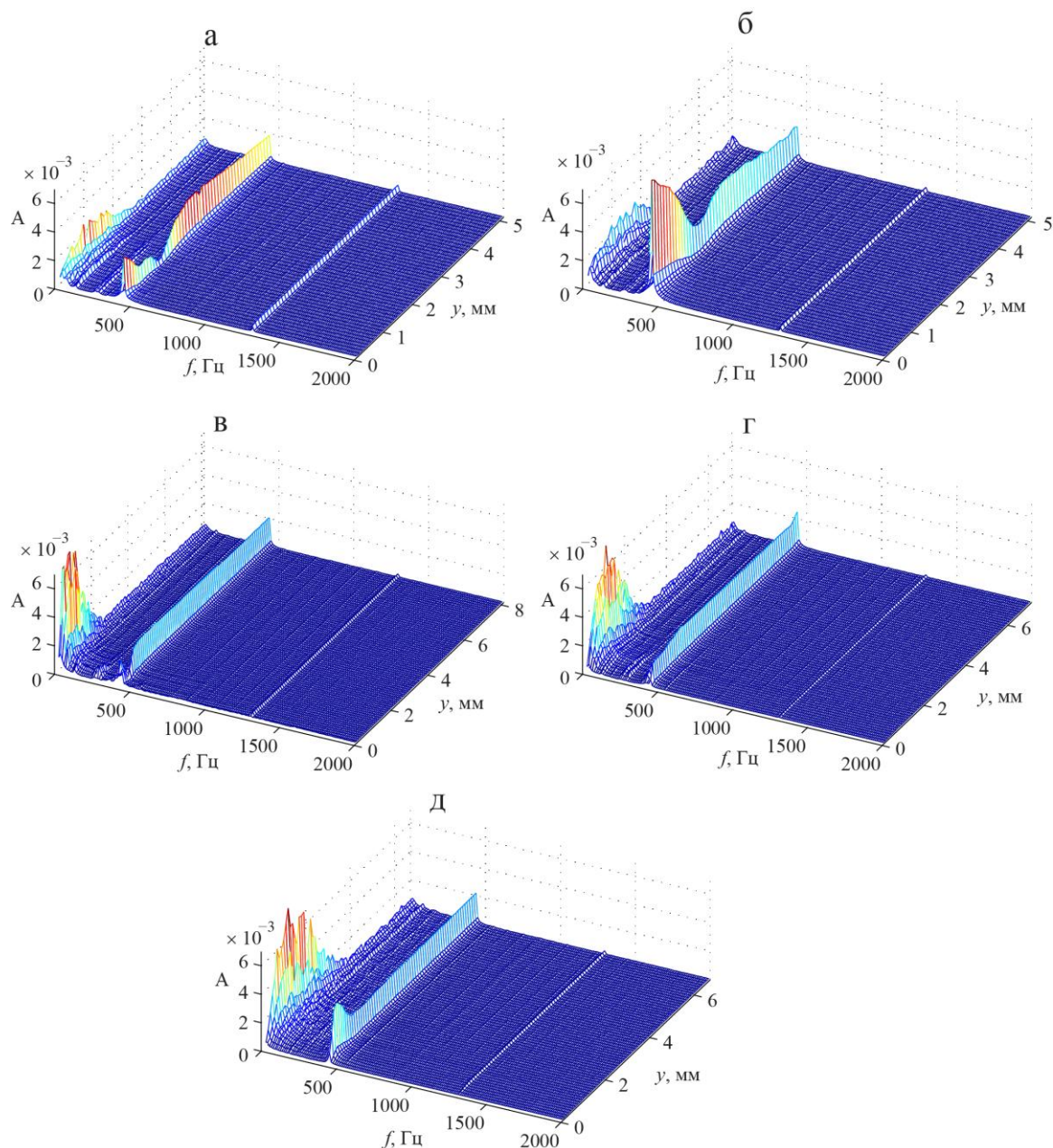


Рис. 24. Распределение амплитудных спектров по координате y для возмущений при наложенном акустическом поле частотой $f = 432$ Гц при отсосе воздуха через перфорированную поверхность, при $z = 50$ мм, $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д)

Fig. 24. The power spectra distributions along the y coordinate for the disturbances with an applied acoustic field with a frequency $f = 432$ Hz, with suction through the perforated surface, at $z = 50$ mm, $x = 245$ mm (a), 290 mm (b), 395 mm (c), 435 mm (d), 475 mm (d)

Выводы

Исследовано влияние распределенного отсоса через перфорированный вкладыш на пространственное развитие возмущений пограничного слоя прямого крыла на нелинейной стадии их развития. Обнаружено, что распределенный отсос снижает более чем в 90 раз интен-

сивность интегральных пульсаций скорости для естественных возмущений пограничного слоя. Спектральный анализ возмущений показал, что отсос снижает на два порядка интенсивность высокочастотных пульсаций как для естественных, так и для вынужденных возмущений на частоте возбуждения. Распределенный отсос воздействует на среднее течение, а именно, при включенном отсосе устраняется турбулентное состояние пограничного слоя, отрыв вблизи задней кромки крыла смещается ниже по потоку и в пограничном слое устанавливается ламинарное течение.

Список литературы

1. 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.
2. 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.
3. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Развитие нелинейной волны в пограничном слое // Физическая газодинамика. Новосибирск, 1976.
4. Струминский В. В., Лебедев Ю. Б., Фомичев В. М. Влияние градиента температуры вдоль поверхности на протяженность ламинарного пограничного слоя газа // ДАН СССР. 1986. Т. 289, № 4. С. 813–816.
5. Dovgal A. V., Levchenko V. Y., Timofeev V. A. Boundary layer control by a local heating of the wall. In: *Laminar-Turbulent Transition*. Ed. by D. Arnal, R. Michel. Berlin, Springer-Verlag, 1990, p. 113–121.
6. 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.
7. 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.
8. 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.
9. Abegg C., Bippes H., Janke E. Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction. In: *Laminar-Turbulent Transition*. Ed. by H. F. Fasel, W. S. Saric. Berlin, Springer-Verlag, 2000, p. 607–612.
10. 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.
11. 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.
12. 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.
13. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое. Новосибирск: Наука, 1982. 151 с.
14. Довгаль А. В., Козлов В. В. Влияние акустических возмущений на структуру течения в пограничном слое с неблагоприятным градиентом давления // Изв. АН СССР. Механ. жидк. и газа. 1983. Т. 18, № 2. С. 48–52.

References

1. Grek G. R., Katasonov M. M., Kozlov V. V., Kornilov V. I., Kryukov A. V., Sadovsky I. A. 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.)
2. **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.)
 3. **Kachanov Yu. S., Kozlov V. V., Levchenko V. Ya.** The development of a nonlinear wave in the boundary layer. In: *Physical gasodynamics*. Novosibirsk, 1976. (in Russ.)
 4. **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. *Dokl. USSR Academy of Sciences*, 1986, vol. 289, no. 4, p. 813–816. (in Russ.)
 5. **Dovgal A. V., Levchenko V. Y., Timofeev V. A.** Boundary layer control by a local heating of the wall. In: *Laminar-Turbulent Transition*. Ed. by D. Arnal, R. Michel. Berlin, Springer-Verlag, 1990, p. 113–121.
 6. **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.
 7. **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.
 8. **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.
 9. **Abegg C., Bippes H., Janke E.** Stabilization of boundary-layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction. In: *Laminar-Turbulent Transition*. Ed. by H. F. Fasel, W. S. Saric. Berlin, Springer-Verlag, 2000, p. 607–612.
 10. **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.
 11. **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.)
 12. **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.)
 13. **Kachanov Yu. S., Kozlov V. V., Levchenko V. Ya.** Occurrence of turbulence in the boundary layer. Novosibirsk, Nauka, 1982, 151 p. (in Russ.)
 14. **Dovgal A. V., Kozlov V. V.** The influence of acoustic disturbances on the flow structure in a boundary layer with an unfavorable pressure gradient. *Izv. USSR Academy of Sciences. Mechan. of Fluid and Gas*, 1983, vol. 18, no. 2, p. 48–52. (in Russ.)

*Материал поступил в редколлегию
Received
06.05.2020*

Сведения об авторах / Information about the Authors

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

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

mikhail@itam.nsc.ru

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

Genrich R. Grek, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Leading Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, 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 (Новосибирск, Россия); профессор, Новосибирский государственный университет (Новосибирск, Россия)

Viktor V. Kozlov, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Principal Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation); Professor, Novosibirsk State University (Novosibirsk, Russian Federation)

kozlov@itam.nsc.ru

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

Kornilov Vladimir Ivanovich, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Chief Scientist, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, 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 (Новосибирск, Россия)

Alexey V. Kryukov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, researcher, Institute of theoretical and applied mechanics. S. A. Khristianovich SB RAS (Novosibirsk, Russian Federation)

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

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

sadovski.ivan@yandex.ru