

УДК 532.526.2 + 532.526.3 + 533.694.71

ВОЗДЕЙСТВИЕ РАСПРЕДЕЛЕННОГО ОТСОСА НА РАЗВИТИЕ СОБСТВЕННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА НЕЛИНЕЙНОЙ СТАДИИ ИХ РАЗВИТИЯ

© 2020 г. В. В. Козлов^{1,2,*}, Г. Р. Грек¹, М. М. Катасонов^{1,2},
В. И. Корнилов¹, И. А. Садовский^{1,2}

Представлено академиком РАН В.М. Фоминым 03.06.2020 г.

Поступило 04.06.2020 г.

После доработки 04.06.2020 г.

Принято к публикации 10.06.2020 г.

Представлены результаты экспериментальных исследований воздействия распределенного отсоса через мелкоперфорированную проницаемую секцию на пространственное развитие возмущений на нелинейной стадии их развития в пограничном слое прямого крыла. Показано, что распределенный отсос позволяет на основной частоте и ее гармониках снизить на два порядка интенсивность как естественных пульсаций скорости пограничного слоя, так и искусственных, генерируемых внешним акустическим полем. Оказывая существенное влияние на среднее течение, отсос устраняет турбулентное состояние пограничного слоя ниже области воздействия, смещает отрыв потока, сохраняя его в ламинарном состоянии.

Ключевые слова: крыловой профиль, пограничный слой, волны Толлмина–Шлихтинга, нелинейная стадия развития, распределенный отсос, спектр возмущений

DOI: 10.31857/S2686740020040100

ВВЕДЕНИЕ

Основной результат при отсасывании потока аналогичен воздействию отрицательного градиента давления и заключается в уменьшении сопротивления трения предотвращением ламинарно-турбулентного перехода. Хотя отсасывание и приводит к некоторому увеличению сопротивления трения, оно незначительно по сравнению с турбулентным трением даже в случае асимптотического профиля средней скорости. Возможности применения метода не исчерпываются подавлением волн Толлмина–Шлихтинга (ТШ). В трехмерном пограничном слое (ПС) его можно использовать для управления неустойчивостью поперечного течения [1, 2], а в экспериментах на скользящем крыле [3] 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 [4] и способствует предотвращению развития вторичных возмущений на скользящем крыле [5].

Эксперименты на моделях скользящих крыльев [6–8] имели целью оптимизировать форму участка поверхности, на которой производится равномерное отсасывание. Рассматривались поверхности, оборудованные поперечными щелями и перфорированные отверстиями двух диаметров с постоянной пористостью 1% и коэффициентом отсасывания $c_q = 0.1$, где было показано, что бегущие возмущения подавляются сильнее, чем стационарные моды, причем щелевое отсасывание оказывается более эффективным.

В определенной степени альтернативой распределенному по поверхности отсасыванию может служить локализованное отсасывание ПС через щель. В этом случае амплитуда возмущений в потоке уменьшается поперек всего ПС в окрестности щели; следовательно, возмущения остаются линейными на значительно большем расстоянии вниз по потоку и переход к турбулентности не происходит.

Результаты исследования ПС с продольно ориентированными стационарными вихрями [9, 10] показали, что локализованное отсасывание через миниатюрное отверстие в обтекаемой поверхно-

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, Новосибирск, Россия

² Новосибирский государственный университет, Новосибирск, Россия

*E-mail: kozlov@itam.nsc.ru

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

Авторами работы [11] исследован процесс развития первоначально синусоидальных возмущений в ламинарном пограничном слое при наличии отсасывания через узкую щель. 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, эксперименты демонстрируют, 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 ПС 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 ПС, а от стадии протекания процесса перехода, а именно, щелевой отсос более эффективен на линейной и слабо нелинейной стадии развития собственных возмущений ПС.

Управление развитием возмущений с помощью отсоса на линейной стадии их развития представлено в работе [12]. Установлено, что распределенный отсос существенно влияет на среднее течение, вплоть до устранения отрыва ПС вблизи задней кромки крыла. При этом интенсивность естественных возмущений ПС снижалась в 10 раз, а искусственных – примерно в 20 раз. В данном контексте интересно рассмотреть воздействие аналогичного отсоса на нелинейную стадию ламинарно-турбулентного перехода в ПС крылового профиля.

Цель настоящих исследований состоит в оптимизации метода управления неустойчивостью пограничного слоя с помощью использования различных способов отсоса. На основе сравнения этих способов управления ламинарно-турбулентным переходом важно найти и экспериментально исследовать перфорлируемую поверхность, которая бы объединяла эти способы и свойства воздействия отсоса ПС на нелинейную стадию перехода на крыловом профиле.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА И МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН при скорости набегающего потока $U_\infty = 13$ м/с, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде крыла $Re_c = 0.43 \times 10^6$. Исследуемая модель представляет собой прямоугольный в плане крыловой профиль, составленный из профильных сечений НАСА 0012 с относительной толщиной $t/c = 0.12$. Схема модели представлена на рис. 1, угол атаки $\alpha = 0^\circ$. Для организации равномерного стационарного отсоса воздуха из ПС использовалась заделанная заподлицо с основной поверхностью мелкоперфорированная секция длиной 90 мм и размером 400 мм, изготовленная по технологии 2-го поколения, обтекание которой эквивалентно обтеканию гидравлически гладкого аналога. Средняя (по площади) скорость отсасываемого воздуха U_s , равная 0.2 м/с, а также средняя скорость U и пульсации скорости u' в ПС регистрировались термоанемометром постоянной температуры АН-1003. Искусственное внешнее акустическое поле создавалось громкоговорителем, помещенным в рабочую часть аэродинамической трубы позади модели крылового профиля.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Измеренные профили скорости показывают, что базовый ПС (без отсоса) на крыловом профиле демонстрирует отрыв ламинарного ПС при $x = 395$ мм, но далее вниз по потоку ($x = 435, 475$ мм) – присоединение уже турбулентного ПС (рис. 2). Такой характер течения обусловлен мощным неблагоприятным градиентом давления, наблюдаемым при отрицательном угле атаки $\alpha = 0^\circ$, на рис. 1б показано распределение U/U_∞ вдоль хорды крыла в сравнении с предыдущими исследованиями [12] для угла атаки $\alpha = -6^\circ$. С другой стороны, отсос приводит к присоединению ламинарного ПС при $x = 395$ мм. Однако далее вниз по потоку ($x = 435, 475$ мм) можно наблюдать постепенное появление возвратного течения, характерного для ламинарного отрыва ПС, на что указывают профили скорости, особенно при $x = 475$ мм (рис. 2д). Распределение амплитудных спектров по координате y для возмущений при наложенном акустическом поле частотой $f = 250$ Гц без воздействия отсоса (а), с отсосом (б) при $z = 50$ мм, $x = 395$ мм показано на рис. 3. Причем при отсутствии отсоса можно четко наблюдать нелинейную стадию ламинарно-турбулентного перехода при наложении акустического поля частотой $f = 250$ Гц, связанную как с ростом интенсивности основной частоты, так и кратных гармоник в ши-

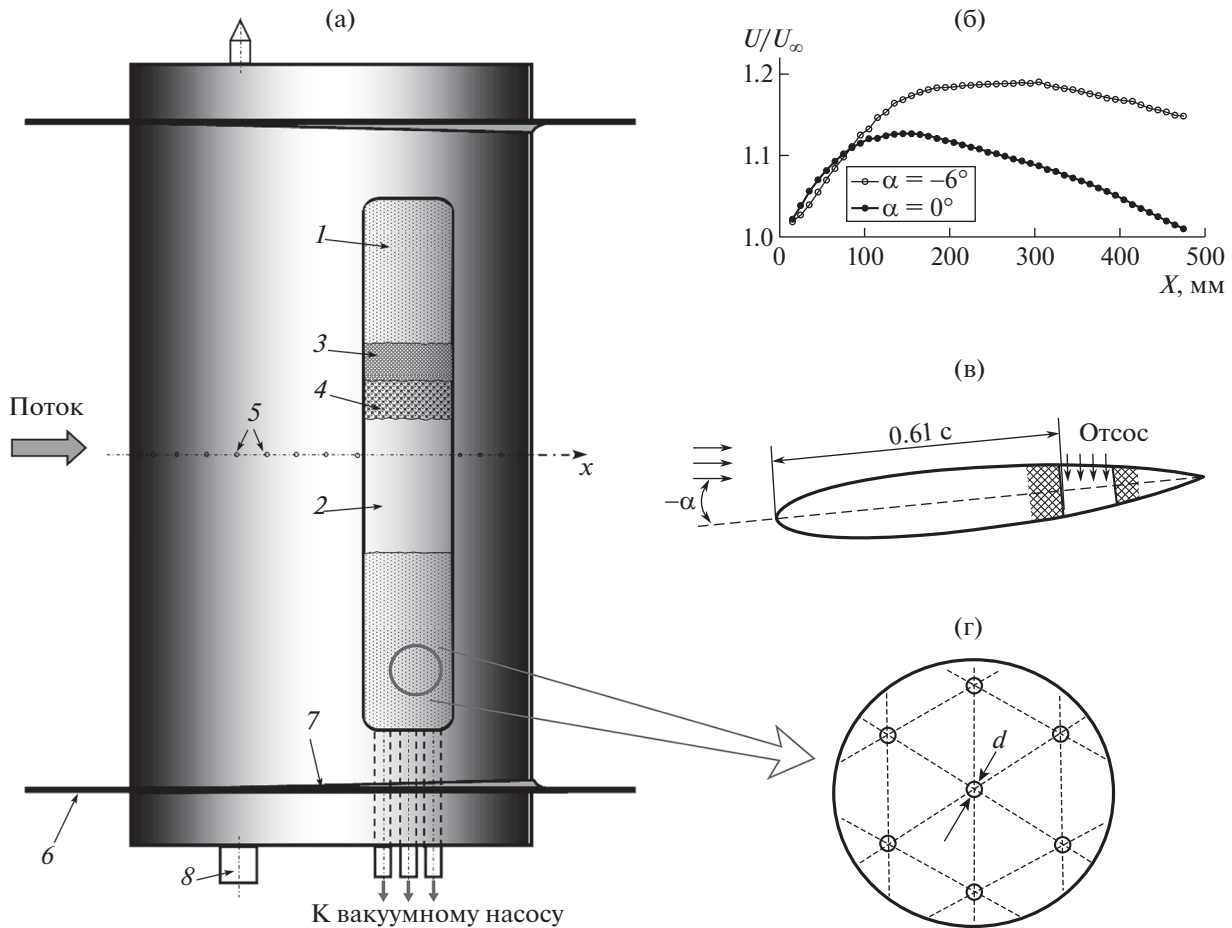


Рис. 1. Основные конструктивные элементы модели крыла для отсоса пограничного слоя: а – вид в плане; б – распределение средней скорости потока вне пограничного слоя для $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = -6^\circ$; в – схема отсоса, $c = 501$ мм; г – перфорация, $d = 0.17$ мм. 1 – перфорированный вкладыш, 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.

роком диапазоне частот (250, 500, 750, 1000, 1250, 1500, 1750 Гц). Известно [13], что отрыв ламинарного ПС приводит к возникновению неустойчивого профиля скорости $U_f(y)$ с точкой перегиба, способствующего резкому нарастанию возмущений. Данный факт отрыва ламинарного ПС имеет место в ситуации на рис. 2в при $x = 395$ мм, где можно наблюдать мощное нарастание амплитуд нелинейных возмущений различных частот на кратных гармониках (рис. 3а). Резкое падение интенсивности возмущений наблюдается при включении отсоса (рис. 3б) более чем в 100 раз для частоты $f = 250$ Гц, на которой производилось акустическое воздействие на течение. Можно также отметить практически полное исчезновение кратных гармоник с частотами 500 Гц и выше (рис. 3б). На рис. 4 (кривые 1–4) показаны распределения максимумов спектральной амплитуды вдоль хорды крылового профиля при воздействии на течение акустическим полем с частотой

$f = 250$ Гц. Можно наблюдать рост интенсивности возмущений с частотами 250, 500, 750, 1000 Гц до $x = 395$ мм в ситуации отсутствия отсоса и небольшое ее падение далее вниз по потоку до $x = 475$ мм. Это связано с турбулизацией ламинарного ПС при его отрыве и присоединении уже турбулентного ПС, где, как известно, интегральная амплитуда турбулентного ПС чуть ниже, чем в области перехода. Если рассмотреть поведение этих же кривых при включенном отсосе, то сразу видно резкое (на два порядка) падение интенсивности пульсаций скорости на выделенных частотах позади перфорированного вкладыша (рис. 4, кривые 5–8).

Возникает логичный вопрос, почему при одной и той же величине распределенного отсоса (в нашем случае это скорость отсасываемого воздуха над мелкоперфорированной поверхностью $U_s = 0.2$ м/с) эффективность его воздействия на возмущения нелинейной стадии перехода на по-

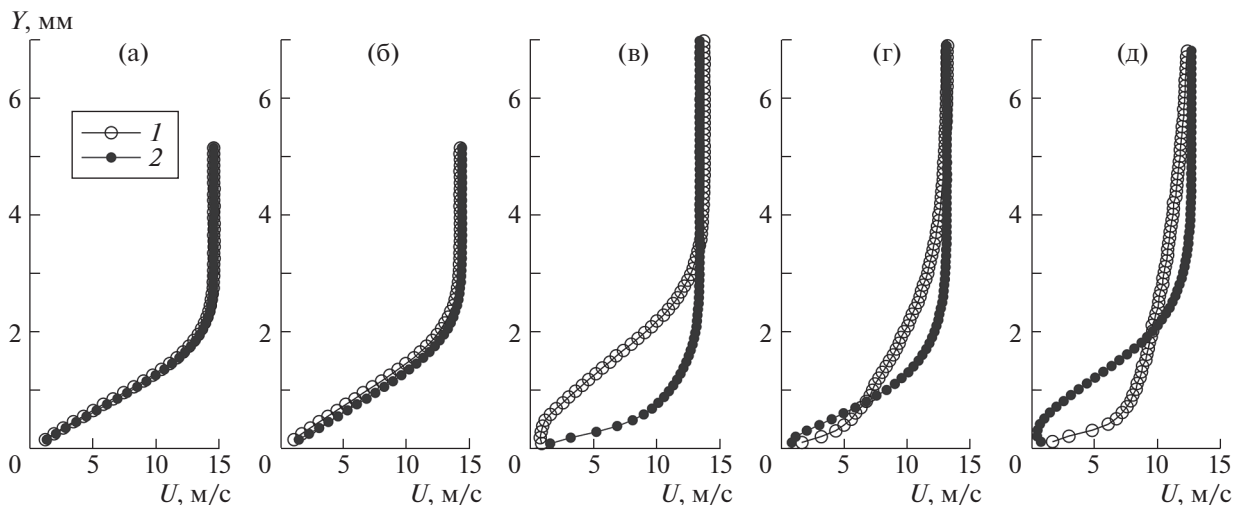


Рис. 2. Профили средней скорости $U_i(y)$ в пограничном слое КП (естественные возмущения): без отсоса (1), с отсосом (2) при $x = 245$ мм (а), 290 мм (б), 395 мм (в), 435 мм (г), 475 мм (д).

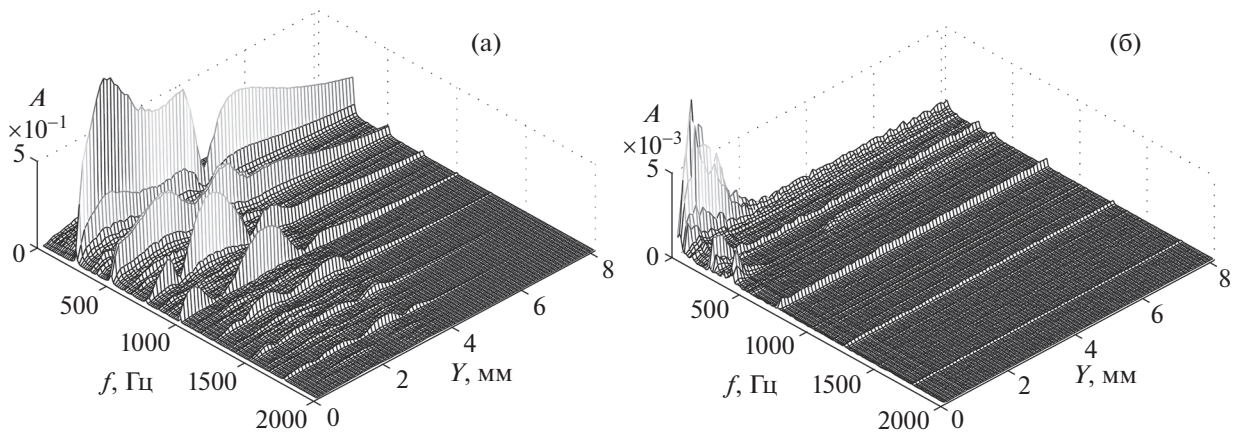


Рис. 3. Распределение амплитудных спектров возмущений по координате y при наложенном акустическом поле частотой $f = 250$ Гц: без воздействия отсоса (а), с отсосом (б) при $z = 50$ мм, $x = 395$ мм.

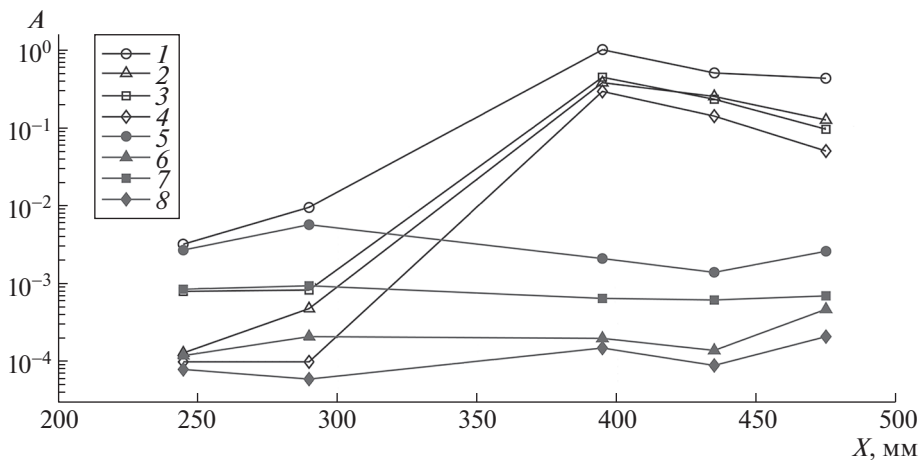


Рис. 4. Распределения максимумов спектральной амплитуды вдоль хорды КП при воздействии на течение акустическим полем с частотой $f = 250$ Гц: 1–4 без отсоса для частот 250, 500, 750, 1000 Гц; 5–8 с отсосом для частот 250, 500, 750, 1000 Гц соответственно.

рядок выше (стократное подавление), чем в случае его воздействия на линейной стадии [12] (десятикратное подавление)? Отвечая на данный вопрос, можно утверждать, что, во-первых, как известно, интенсивность возмущений в ПС на порядок возрастает на нелинейной стадии перехода из-за роста амплитуды кратных гармоник и их взаимодействия друг с другом, особенно в области отрыва ПС. Во-вторых, как обнаружено в работе [11], “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 нелинейной стадий”, т.е. распределенный над мелкоперфорированной поверхностью отсос будет хорошо подавлять собственные вихревые возмущения до тех пор, пока они имеют детерминированную и упорядоченную (двумерную в трансверсальном направлении) внутреннюю структуру. Такая структура характерна для ламинарного отрыва на двумерном крыловом профиле [14].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследовано влияние распределенного отсоса через мелкоперфорированный вкладыш на пространственное развитие собственных возмущений пограничного слоя прямого крыла на нелинейной стадии их развития. Спектральный анализ возмущений показал, что отсос снижает на два порядка интенсивность высокочастотных пульсаций на частоте возбуждения как для естественных, так и вынужденных возмущений. Оказывая существенное влияние на среднее течение, распределенный отсос устраняет турбулентное состояние пограничного слоя ниже области воздействия, смещает отрыв потока, сохраняя его в ламинарном состоянии.

ИСТОЧНИКИ ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена при государственной поддержке научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских вузах, соглашение № 075-15-2019-1923.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Bippes H., Wiegel M., Bertolotti F.* Experiments on the control of crossflow instability with the aid of suction through perforated walls // *Mechanics of Passive and Active Flow Control* / Ed. by G.E.A. Meier, P.R. Viswanath. Dordrecht: Kluwer, 1999. P. 165–170.
2. *Michel R., Arnal D., Coustols E.* Stability calculations and transition criteria on two and three-dimensional flows // *Laminar–Turbulent Transition* / Ed. by V.V. Kozlov. IUTAM Symposium. B.: Springer-Verlag, 1985. P. 455–461.
3. *Arnal D., Juillen J.C., Reneaux J., Gasparian G.* Effect of Wall Suction on Leading Edge Contamination // *Aerosp. Sci. Technol.* 1997. V. 8. P. 505–517.
4. *Forest A.E.* Engineering predictions of transitional boundary-layers: CP 224: AGARD, 1977.
5. *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. V. 80. No. 1. P. 85–88.
6. *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 // *Proc. CEAS / Drag-Net European Drag Reduction Conf. Potsdam, 2000.* P. 675–680.
7. *Abegg C., Bippes H., Janke E.* Stabilization of Boundary-Layer Flows Subject to Crossflow Instability with the Aid of Suction // *Laminar–Turbulent Transition* / Ed. By H. F. Fasel, W. S. Saric. B.: Springer-Verlag, 2000. IUTAM Symposium. P. 607–612.
8. *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. V. 22. P. 213–228.
9. *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.
10. *Bakchinov A.A., Katasonov M.M., Alfredsson P.H., Kozlov V.V.* Control of Boundary Layer Transition at High FST by Localized Suction // *Mechanics of Passive and Active Flow Control* / Ed. by G.E.A. Meier, P.R. Viswanath. Dordrecht: Kluwer, 1999. P. 159–164.
11. *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.
12. *Грек Г.П., Катасонов М.М., Козлов В.В., Корнилов В.И.* Влияние распределенного отсоса на развитие возмущений на крыловом профиле. // *Доклады РАН. Физика, технические науки.* 2020. Т. 491. С. 75–79.
13. *Бойко А.В., Грек Г.П., Козлов В.В., Довгаль А.В.* Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.
14. *Зверков И.Д., Крюков А.В., Грек Г.П., Коновалов И.С., Евтушок Г.Ю.* Определение параметров волнистости поверхности для крыла малоразмерного летательного аппарата // *Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Физика.* 2015. Т. 10. Вып. 3. С. 5–18.

DISTRIBUTED SUCTION INFLUENCE ON THE DISTURBANCES DEVELOPMENT AT THE NONLINEAR STAGE OF THEIR EVOLUTION IN THE BOUNDARY LAYER

V. V. Kozlov^{a,b}, G. R. Grek^a, M. M. Katasonov^{a,b}, V. I. Kornilov^a, and I. A. Sadovskii^{a,b}

^a *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation*

^b *Novosibirsk State University, Novosibirsk, Russian Federation*

Presented by Academician of the RAS V.M. Fomin

The results of experimental investigations of the distributed suction effect through finely perforated section on spatial development of the disturbances at nonlinear stage of their evolution in the straight wing-boundary layer are presented in this paper. It is shown that a distributed suction can reduce intensity both of the natural disturbances and artificial ones generated by external acoustic field by 2 orders of magnitude. Influencing a significant effect on the mean flow, suction eliminates the turbulent state of the boundary layer below the impact region, shifts the flow separation, keeping it in a laminar state.

Keywords: airfoil, boundary layer, Tollmien–Schlichting waves, nonlinear evolution stage, distributed suction, disturbance spectrum