

ТЕХНИЧЕСКИЕ  
НАУКИ

УДК 532.526.2 + 532.526.3 + 533.694.71

ВЛИЯНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННОГО ОТСОСА НА РАЗВИТИЕ  
ВОЗМУЩЕНИЙ НА КРЫЛОВОМ ПРОФИЛЕ

© 2020 г. Г. Р. Грек<sup>1</sup>, М. М. Катасонов<sup>1,2</sup>, В. В. Козлов<sup>1,2,\*</sup>, В. И. Корнилов<sup>1</sup>

Представлено академиком РАН В.М. Фоминым 02.02.2020 г.

Поступило 07.02.2020 г.

После доработки 16.02.2020 г.

Принято к публикации 18.02.2020 г.

Представлены результаты экспериментальных исследований влияния распределенного отсоса через перфорированную секцию симметричного крылового профиля на пространственное развитие возмущений в пограничном слое. Показано, что данный способ управления позволяет снизить в 10 раз интенсивность естественных пульсаций скорости пограничного слоя, а при наложении акустического поля на частоте субгармоники основной волны интенсивность возмущений уменьшается примерно в 20 раз. Отсос способствует не только уменьшению интенсивности высокочастотных пульсаций для естественных и вынужденных возмущений, но и существенно влияет на среднее течение, вплоть до устранения отрыва пограничного слоя вблизи задней кромки крыла.

*Ключевые слова:* пограничный слой, линейная устойчивость, распределенный отсос, спектр возмущений

DOI: 10.31857/S268674002002011X

ВВЕДЕНИЕ

Проблема управления ламинарными течениями, имеющая главной целью затягивание вниз по потоку положения перехода пограничного слоя (ПС) в турбулентное состояние, является одной из ключевых. Однако существует множество факторов, таких как неровность и оребрение, кривизна, нагревание и охлаждение поверхности, отсос и вдув в ПС и другие факторы, в той или иной степени влияющие на линейную устойчивость течения и переход к турбулентности [1–3]. К настоящему времени в рамках лабораторных исследований апробированы разнообразные способы управления ламинарным течением [4–10].

Хотя некоторые из подобных подходов находятся вне тематики данной работы и по существу имеют смежный характер, отметим, тем не менее, что управление ПС путем впрыска жидкости через отверстия давно используется для снижения акустической шумности подводных объектов и

для повышения порога турбулизации ПС в высокоростных струйных гидрорезательных машинах. Поэтому кратко сформулируем лишь наиболее важные экспериментальные результаты, которые были получены, главным образом, нашим авторским коллективом путем отсоса газа через проницаемую стенку, промышленная технология получения которой в последнее время получила большое развитие.

Исследования процесса развития первоначально синусоидальных возмущений в ламинарном ПС при наличии отсоса через узкую щель [11] показали, что амплитуда возмущений уменьшается поперек всего ПС в окрестности щели и, следовательно, возмущения остаются линейными на значительно большем расстоянии вниз по потоку и перехода к турбулентности не происходит. В рамках изучения свойств ПС с продольно ориентированными стационарными вихрями [12] установлено, 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. Эксперименты [13], направленные на изучение возможности управления развитием возмущений в ПС скользящего крыла с помощью

<sup>1</sup> Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения Российской Академии наук, Новосибирск, Россия

<sup>2</sup> Новосибирский государственный университет, Новосибирск, Россия

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

локализованного и распределенного отсоса через ряд отверстий на обтекаемой поверхности, показали, что:

а) турбулизация течения связана с развитием вторичных высокочастотных возмущений на полосчатых структурах, модулирующих течение в трансверсальном направлении;

б) локализованный отсос в трансверсальном направлении не оказывает существенного влияния на подавление интенсивности вторичных возмущений;

в) распределенный отсос через несколько локализованных в трансверсальном направлении отверстий (при той же величине отсасываемого газа, как 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;

г) распределенный отсос 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.

В процессе исследований ПС с продольно ориентированными стационарными вихрями [12, 13] установлено, 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. В целом эксперименты показали, что отсос, как средство управления переходом ПС, более эффективен в сравнении с другими методами управления.

Целью настоящей работы является обобщение опыта применения существующих способов управления, основанных на отсосе из ПС, и поиск такой проницаемой поверхности, на базе которой можно было бы объединить достоинства указанных способов воздействия на ПС как на линейной, так и на нелинейной стадиях перехода к турбулентности на крыловом профиле (КП).

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН при скорости набегающего потока  $U_\infty = 10.5$  м/с, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде крыла  $Re_c = 0.35 \times 10^6$ . Исследуемая модель представляет собой прямоугольный в плане КП, составленный из профильных сечений НАСА 0012 с относительной толщиной  $t/c = 0.12$ . Схема модели представлена на рис. 1. Для организации равномерного ста-

ционарного отсоса воздуха из ПС использовалась заделанная заподлицо с основной поверхностью мелкоперфорированная секция длиной 90 мм и размахом 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 AN-1003. Искусственное внешнее акустическое поле создавалось громкоговорителем, помещенным в рабочую часть аэродинамической трубы позади модели КП.

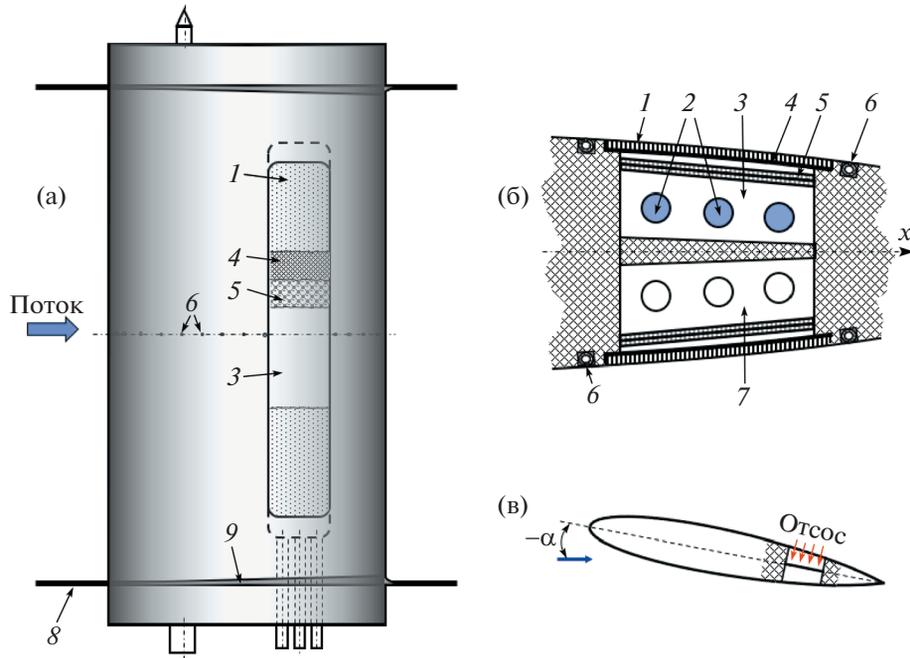
## РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Отметим прежде всего, что базовый (без отсоса) ПС на КП находится в ламинарном состоянии и имеет классический характер. Это подтверждают профили средней скорости  $U(y)$ , интегральные параметры и профили пульсаций скорости  $u'(y)$  в ПС, демонстрирующие достаточно низкий уровень естественных возмущений по всей высоте ПС.

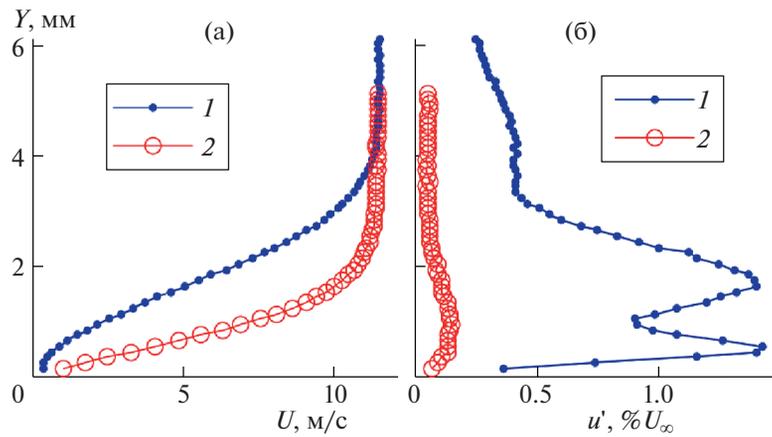
Исследования свойств течения на КП в условиях управления ламинарным ПС показали:

отсос существенно влияет на профили скорости, уменьшая толщину ПС и существенно снижая уровень пульсаций фоновых возмущений по всей высоте ПС (рис. 2). Более того, отсос способствует присоединению оторвавшегося в окрестности задней кромки крыла ПС; как следует из кривых нарастания интенсивности естественных возмущений вдоль хорды КП (рис. 3), отсос существенно уменьшает уровень пульсаций скорости позади перфорированной секции, причем при  $x = 475$  мм это уменьшение достигает 10 раз; профили скорости на базовом КП демонстрируют наличие ламинарного течения во всей области измерений, а профили пульсаций скорости показывают наличие возмущения типа волны Толлмина–Шлихтинга (ТШ) с двумя максимумами вблизи стенки и в области внешней границы ПС. Из них следует, что имеет место процесс развития линейной волны ТШ с основной частотой  $f = 361$  Гц. В области неблагоприятного градиента давления интенсивность возмущения (основной волны) нарастает и достигает 1.4% от  $U_\infty$  в конце исследуемой области. При этом возникают кратные основной частоте гармоники и субгармоники, т.е. процесс, постепенно, переходит на нелинейную стадию развития. При наличии отсоса каких-либо признаков возникновения данной характерной частоты не наблюдается, что является чрезвычайно благоприятным фактором;

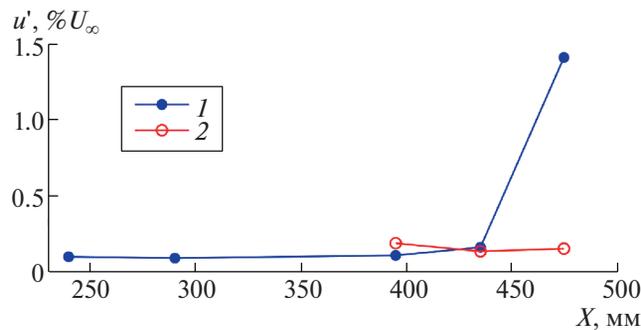
при наложении внешнего акустического поля на частоте наиболее растущей субгармоники, равной 169 Гц, и наличии отсоса подавляются



**Рис. 1.** Основные конструктивные элементы модели крыла для отсоса ПС: а – вид в плане; б – вид в продольном сечении; в – схема отсоса. 1 – перфорированная секция, 2 – каналы отсоса, 3 – камера отсоса, 4 – мелкоячеистый фильтр, 5 – двухслойный регулируемый хонейкомб, 6 – приемники давления, 7 – резервная камера, 8 – концевая шайба, 9 – зализ.



**Рис. 2.** Профили средней скорости (а) и пульсаций скорости (б) в ПС позади перфорированной секции ( $x = 475$  мм) при наличии естественных возмущений: без отсоса (1) и с отсосом (2).



**Рис. 3.** Кривые распределения интенсивности естественных возмущений в пограничном слое вдоль хорды КП: без отсоса (1) и при наличии отсоса (2).

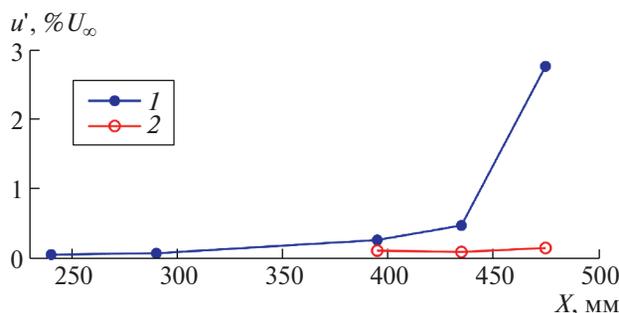


Рис. 4. Кривые нарастания вдоль хорды КП интенсивности возмущений, возбуждаемых внешним акустическим полем частотой 169 Гц: без отсоса (1) и при наличии отсоса (2).

основная частота, кратные ей гармоники и субгармоника. При этом интенсивность основной волны Толлмина–Шлихтинга уменьшается примерно в 20 раз (рис. 4).

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Впервые показано, что распределенный отсос через гидравлически гладкую мелкоперфорированную поверхность является эффективным средством затягивания положения перехода из ламинарного состояния в турбулентное на крыловом профиле. Данный способ управления позволяет снизить в 10 раз интенсивность естественных возмущений пограничного слоя, а при наложении искусственных возмущений на частоте субгармоники интенсивность волны уменьшается примерно в 20 раз. Установлено также, что распределенный отсос существенно влияет на среднее течение, вплоть до устранения отрыва пограничного слоя вблизи задней кромки крыла.

### ИСТОЧНИКИ 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.

### 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 // М.; Ижевск: НИЦ “Регулярная и хаотическая динамика”, Институт компьютерных исследований, 2005. 304 с.
3. Schubauer G.B., Skramsted H.K. Laminar boundary layer oscillation and stability of laminar flow // NASA Rep. 1948. № 909.
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 // Laminar–Turbulent Transition / Ed. by D. Arnal, R. Michel. B.: Springer-Verlag, 1990. IUTAM Symposium. 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. V. 315. P. 31–49.
7. Luchini P. Asymptotic analysis of laminar boundary-layer flow over finely grooved surfaces // Eur. J. Mech. B/Fluids. 1995. V. 14. № 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. V. 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 // Laminar–Turbulent Transition / Ed. by H.F. Fasel, W.S. Saric. Berlin: Springer-Verlag, 2000. IUTAM Symposium. 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. V. 22. P. 213–228.
11. Козлов В.В., Левченко В.Я., Щербаков В.А. Развитие возмущений в пограничном слое при шелевом отсасывании // Учен. зап. ЦАГИ. 1978. Т. 9. № 2. С. 99–105.
12. 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.
13. 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.

## THE INFLUENCE OF DISTRIBUTED SUCTION ON THE DEVELOPMENT OF DISTURBANCES ON THE WING PROFILE

G. R. Grek<sup>a</sup>, M. M. Katasonov<sup>a,b</sup>, V. V. Kozlov<sup>a,b</sup>, and V. I. Kornilov<sup>a</sup>

<sup>a</sup> *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation*

<sup>b</sup> *Novosibirsk State University, Novosibirsk, Russian Federation*

Presented by Academician of the RAS V.M. Fomin

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, distributed suction, disturbance spectrum