

УДК 532.526.4 + 533.694.71 + 533.694.72 + 533.69.048.1 + 533.6.013.122

ВЛИЯНИЕ ВДУВА И ОТСОСА ВОЗДУХА ЧЕРЕЗ ОДИНОЧНЫЕ ЩЕЛИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ

В. И. Корнилов, И. Н. Кавун, А. Н. Попков

Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090 Новосибирск, Россия
E-mails: kornilov@itam.nsc.ru, i_k@list.ru, popkov@itam.nsc.ru

Экспериментально и численно исследован стационарный вдув (отсос) воздуха в турбулентный пограничный слой крылового профиля NASA 0012 через одиночные щели, расположенные на смежных сторонах крыла в окрестности его задней кромки. Исследования выполнены при числе Рейнольдса $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = -6 \div 6^\circ$, интенсивность вдуваемой и отсасываемой струи, характеризующаяся безразмерным коэффициентом импульса, не превышала 10^{-3} . Показано, что при вдуве не только увеличивается подъемная сила, но и существенно возрастает аэродинамическое сопротивление крыла, тогда как при отсосе, несмотря на уменьшение аэродинамического сопротивления крыла, приращение подъемной силы значительно меньше.

Ключевые слова: крыловой профиль, турбулентный пограничный слой, щель, вдув, отсос, подъемная сила, сопротивление.

DOI: 10.15372/PMTF20190510

Введение. Использование искусственных способов пассивного и активного управления турбулентными течениями, таких как вдув, отсос, вдув и отсос, по-прежнему рассматривается в числе обнадёживающих путей, с помощью которых можно улучшить аэродинамическую эффективность летательного аппарата (ЛА). Предпочтение в основном отдается способу управления через одиночную поперечно расположенную щель [1–3], группу щелей [4, 5], а также посредством имитации струйного закрылка [6] или группы закрылков [7]. Численные исследования влияния ширины h одиночной выдуваемой или отсасываемой нормальной и тангенциальной струи на аэродинамические характеристики профиля NASA 0012 в диапазоне углов атаки $\alpha = 12 \div 18^\circ$ выполнены в [4]. Для решения RANS-уравнений использовалась модель турбулентности для касательных напряжений Ментера. Установлено, что влияние величины h проявляется неоднозначно. Аэродинамическое качество крыла K непрерывно растет при увеличении ширины тангенциальной выдуваемой струи, но почти линейно уменьшается для выдуваемой по нормали струи. Для значений h , составляющих 3,5 ÷ 4,0 % хорды крыла, более эффективен тангенциальный вдув, тогда как при меньших значениях h предпочтителен нормальный вдув. Значение K увеличива-

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 гг. (код проекта АААА-А17-117030610137-0, № 0323-2018-0005).

© Корнилов В. И., Кавун И. Н., Попков А. Н., 2019

ется при увеличении ширины отсасываемой струи, достигая максимального значения при $h = 2,5 \%$.

С использованием аналогичного подхода в [5] численно исследовано влияние параметров нормального и тангенциального вдува через одиночную щель на аэродинамические характеристики профиля НАСА 0012 в диапазоне углов $\alpha \leq 18^\circ$. Обнаружено, что при малых углах α влияние вдува незначительно. Ширина h выдуваемой тангенциальной струи, составляющая $3,5 \div 4,0 \%$ хорды крыла, является оптимальной, тогда как меньшие значения h предпочтительны для нормального вдува. Установлено также, что, используя тангенциальный вдув со скоростью, равной половине скорости потока, и шириной струи, составляющей 4% хорды, можно достичь увеличения аэродинамического качества крыла на 17% .

Однако представляется сомнительным, что ширина струи h , нормированная в долях хорды крыла, является определяющим это явление параметром, тем более что на борту ЛА подобные щели имеют вид масштабных каверн, протяженность которых в направлении оси x составляет десятки миллиметров.

В работе [8] в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости решена оптимизационная задача, позволяющая спроектировать крыловой профиль с проницаемым участком, оптимальное положение которого обеспечивает максимальный эффект от вдува или отсоса. Показано, что уменьшение суммарного коэффициента сопротивления C_x достигается за счет значительного уменьшения толщины пограничного слоя, которое обеспечивается при интенсивном отсосе. Вдув воздуха позволяет увеличить коэффициент подъемной силы профиля.

Активный управляемый многощелевой периодический вдув может использоваться для улучшения аэродинамических характеристик модели стреловидного крыла при больших углах атаки современного дозвукового транспортного самолета [9].

Вместе с тем в большинстве работ вдув (отсос) в основном применяется для предотвращения отрыва пограничного слоя на крыле. Эффективность такого способа управления в условиях безотрывного обтекания, т. е. в диапазоне крейсерских углов атаки, не изучалась.

В работе [10] исследовалась возможность применения комбинированного метода управления несжимаемым турбулентным пограничным слоем на симметричном крыловом профиле с относительной толщиной 12% путем вдува и отсоса через мелкоперфорированные секции, являющиеся частью поверхности крыла. Показано, что увеличение давления вследствие вдува на одной стороне крыла и его уменьшение за счет отсоса на противоположной стороне приводят к суммарному эффекту, характеризующемуся увеличением подъемной силы и как следствие выигрышем аэродинамического качества крыла, достигающим значения $\Delta K = 2,4$ при $\alpha \approx 0^\circ$. Поэтому представляет интерес с использованием концентрированного вдува через щель, когда струя, по сути, является жидким интерцептором, а также дополнительного отсоса на противоположной стороне крыла достичь аналогичного эффекта при меньшей интенсивности управляющего воздействия. Не случайно в работах [11, 12] предлагалось использовать жидкие актюаторы, основанные на эффекте вдува струи, направленной перпендикулярно верхней поверхности крыла. Заметим, что задача в подобной постановке решалась в [13], где управление потоком осуществлялось двумя способами: 1) за счет перпендикулярного вдува струи через щель на наветренной стороне крыла; 2) за счет встречного основному потоку вдува с помощью специального козырька, установленного над щелью. Интенсивность вдуваемой струи, характеризующаяся безразмерным параметром C_μ , достигала значения $0,04$. В этом случае скорость струи на выходе из щели существенно превышала скорость набегающего потока. Наибольшее влияние на коэффициент подъемной силы достигается при $\alpha = 0^\circ$. Аэродинамическое со-

противление крыла не измерялось, поэтому влияние данного способа управления на величину K , особенно при наличии козырька, не изучалось. Следует отметить, что при малых значениях угла α предпочтительным является вдув через щель, расположенную ближе к задней кромке крыла.

Модель. Условия и методика исследований. Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики (ИТПМ) им. С. А. Христиановича СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4$ м при скорости набегающего потока $U_\infty = 21$ м/с, что соответствовало значению числа Рейнольдса, вычисленному по хорде крыла, $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$.

Модель представляет собой прямоугольное в плане крыло, составленное из профильных сечений типа НАСА с относительной толщиной $t^* = t/c = 0,12$ (рис. 1). Крыло изготовлено из влагостойкой древесины и имеет симметричный профиль с хордой $c = 501$ мм, размахом $z = 950$ мм и максимальной толщиной $t = 60$ мм. Поперечные координаты верхней y_+ и нижней y_- образующих профиля в прямоугольной системе координат с началом на носике крыла определяются по формуле

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

Для того чтобы избежать неоднозначности течения на поверхностях крыла, в частности вследствие формирования переходной области течения, пограничный слой искусственно турбулизовался. С этой целью использовалась специальная самоклеющаяся противоскользкая лента средней зернистости длиной (по оси x) 20 мм и толщиной 0,6 мм, которая наклеивалась по размаху крыла на обеих его сторонах на расстоянии от передней кромки, приблизительно равном 5 % хорды.

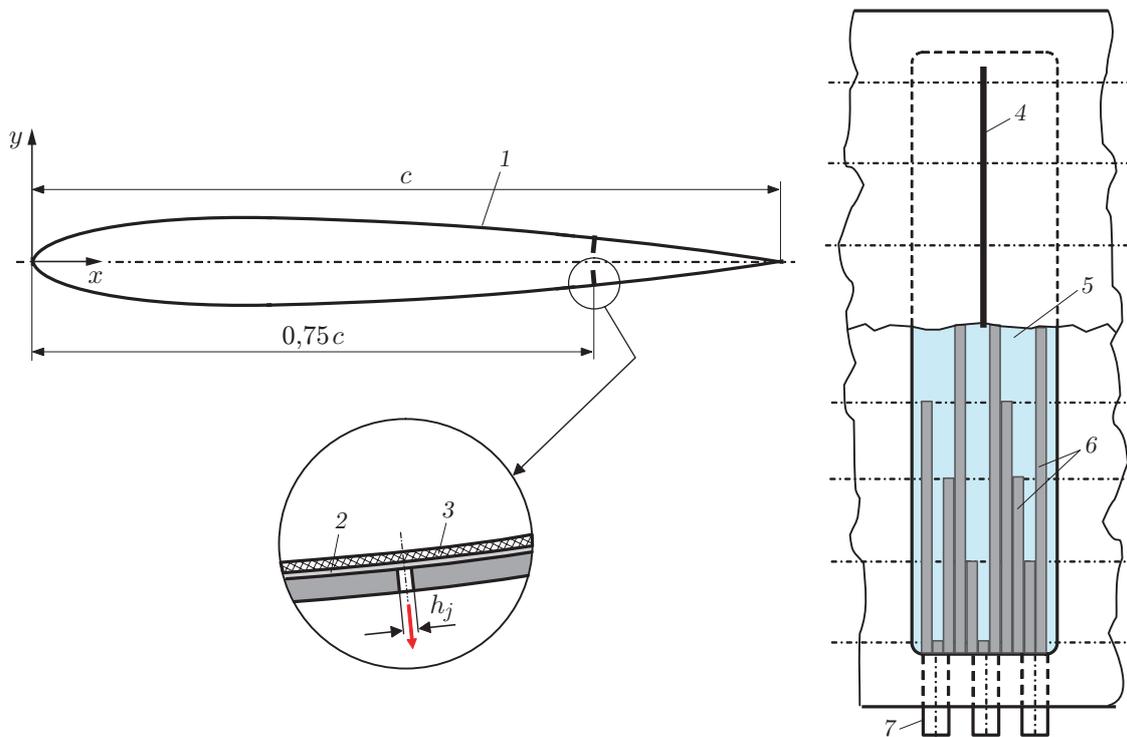


Рис. 1. Основные конструктивные элементы исследуемой модели:
 1 — крыловой профиль, 2 — мелкоячеистый фильтр, 3 — сетка, 4 — щель, 5 — камера давления (разрежения), 6 — подводящие каналы, 7 — штуцеры

Вдув воздуха в пограничный слой осуществлялся через поперечную щель шириной $h = 1$ мм, отсос из пограничного слоя проводился через аналогичную щель, расположенную на противоположной стороне крыла. Как указывалось выше, предпочтительным является вдув вблизи задней кромки крыла. Однако вследствие конечной толщины крыла в окрестности задней кромки разместить щель на расстоянии, большем 75 % хорды, не получается. Для подвода (отбора) воздуха в конструкции предусмотрены две автономные герметичные камеры, расположенные симметрично по разные стороны крыла. В каждой камере размещались подводящие цилиндрические каналы из 21 тонкостенной трубки, которые равномерно распределялись по длине и ширине соответствующей камеры. Равномерность вдува (отсоса) воздуха по размаху крыла z дополнительно обеспечивалась путем использования сетки и мелкоячеистого фильтра, установленных на выходе из камеры давления.

Расход вдуваемого воздуха варьировался в диапазоне $G = 0 \div 235$ л/мин, расход отсасываемого воздуха менялся в пределах $0 \div 230$ л/мин и ограничивался возможностями вакуумной системы. Расход контролировался с помощью расходомера Electronic Mass Flow Meter фирмы Aalborg (Model GFM 67) с погрешностью, не превышающей 1,5 % максимального значения.

Интенсивность вдуваемой или отсасываемой струи часто определяется безразмерным параметром — коэффициентом импульса C_μ , который в двумерном случае имеет вид

$$C_\mu = \frac{\rho_j h_j v_j^2}{0,5 \rho_\infty U_\infty^2 c}.$$

Здесь h_j — ширина струи на выходе из щели; ρ_j , v_j — плотность и скорость вдуваемого (отсасываемого) воздуха; ρ_∞ , U_∞ — плотность и скорость набегающего потока. В настоящей работе коэффициент импульса струи менялся в диапазоне $C_\mu = 0 \div 10^{-3}$, т. е. был существенно меньше, чем в работе [13].

Средняя скорость U в исследуемой точке поля потока и продольная компонента пульсаций скорости u'_{rms} измерялись с помощью комплекса термоанемометрической аппаратуры 55M0 фирмы Dantec. В качестве первичного преобразователя использовался мини-датчик термоанемометра с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм. Мини-датчик эксплуатировался при постоянной температуре с перегревом 1,7.

При определении профильного сопротивления крыла C_x , представляющего собой сумму сопротивлений трения и давления, использовался метод импульсов [14]:

$$C_{xp} = \frac{2}{c} \int_{y_1}^{y_2} \sqrt{\frac{P_{0v} - P_v}{P_0 - P_\infty}} \left(1 - \sqrt{\frac{P_{0v} - P_\infty}{P_0 - P_\infty}} \right) dy,$$

т. е.

$$C_{xp} = \int \frac{2}{c} \varphi(y) dy,$$

где $\varphi(y)$ — подынтегральная функция; $P_{0v} - P_v$ — разность полного и статического давлений в следе; $P_0 - P_\infty$ — разность полного и статического давлений набегающего потока, которые измерялись соответственно с помощью трубки Прандтля диаметром 2 мм, расположенной на расстоянии 155 мм (0,31с) от задней кромки крыла, и трубки Прандтля, входящей в комплект аэродинамической трубы. Коэффициент подъемной силы определялся по результатам интегрирования распределения давления на поверхности крылового

профиля, которое измерялось с помощью приемников давления:

$$C_y = \int_0^1 (C_{pw} - C_{pl}) dx^*$$

(индексы w , l соответствуют наветренной и подветренной сторонам крыла).

Численное решение задачи выполнялось в программном пакете Ansys Fluent с использованием двумерных стационарных уравнений Рейнольдса, замкнутых двухпараметрической моделью турбулентности (k - ω)-SST. Уравнения движения аппроксимировались со вторым порядком точности, уравнения турбулентности — с первым порядком. Расчетная область представляла собой прямоугольник, в котором расположена модель крылового профиля. Расстояние от входной границы расчетной области до передней кромки крыла и от задней кромки крыла до выходной границы составляло $9c$ и $8c$ соответственно. Расстояние до верхней и нижней границ расчетной области равно длине одной хорды. Структурированная расчетная сетка состояла из $5,2 \cdot 10^6$ четырехугольных ячеек. Вблизи стенок модели сетка сгущалась таким образом, чтобы в пристеночном слое параметр y^+ был равен $0,1 \div 0,2$. На входной границе задавались средняя скорость потока и параметры турбулентности. Интенсивность турбулентности составляла $0,05\%$ значения средней скорости, а отношение коэффициентов турбулентной и молекулярной вязкостей выбиралось равным единице. На верхней и нижней границах расчетной области, соответствующих стенкам аэродинамической трубы, задавалось условие прилипания, на выходной границе — “мягкие” граничные условия, в которых величины вычислялись как средне-взвешенные значения между параметрами потока внутри расчетной области и заданными параметрами на выходной границе. Давление на выходной границе задавалось равным $101\,325$ Па, параметры турбулентности выбирались такими же, как на входной границе.

Сходимость решения проверялась по остаточным разностям, которые по окончании решения были равны $10^{-8} \div 10^{-4}$, а также по балансу массы на границе расчетной области.

Результаты исследований. На рис. 2 приведено распределение коэффициента давления на наветренной и подветренной сторонах базового крыла ($C_\mu = 0$) при различных значениях угла атаки α ($C_p = (P - P_\infty)/(0,5\rho_\infty U_\infty^2)$ — коэффициент давления, P , P_∞ — давление на поверхности крыла и статическое давление набегающего потока соответственно, ρ_∞ — плотность воздуха, U_∞ — скорость набегающего потока, $x^* = x/c$ — безразмерная координата в направлении хорды крыла). Вследствие симметрии обтекания крылового профиля данные представлены лишь для отрицательных значений угла α . При одинаковых положительных и отрицательных значениях угла атаки в пределах погрешности эксперимента значения C_p совпадают.

Сравнение с данными эксперимента [15] показывает, что измеренные в настоящей работе значения C_p несколько занижены, особенно в области максимальной толщины профиля. Основной причиной указанного отличия является влияние боковых стенок рабочей части трубы. Действительно, при увеличении расстояния от модели в поперечном направлении средняя скорость потока асимптотически приближается к значению U_∞ , но не достигает его. Это означает, что в области между моделью и боковой стенкой трубы поток ускоряется, вследствие чего разрежение на поверхности крыла увеличивается. Таким образом, эти данные содержат систематическую погрешность, учет которой на данном этапе не представляется возможным.

При изучении локальных свойств течения на крыловом профиле представляет интерес, прежде всего, исследование распространения возмущений от щели. Поэтому проводились выборочные измерения скорости и ее турбулентных пульсаций на расстоянии x от щели, равном нескольким десяткам значений h . На рис. 3, *a, в, д* представлены профили средней

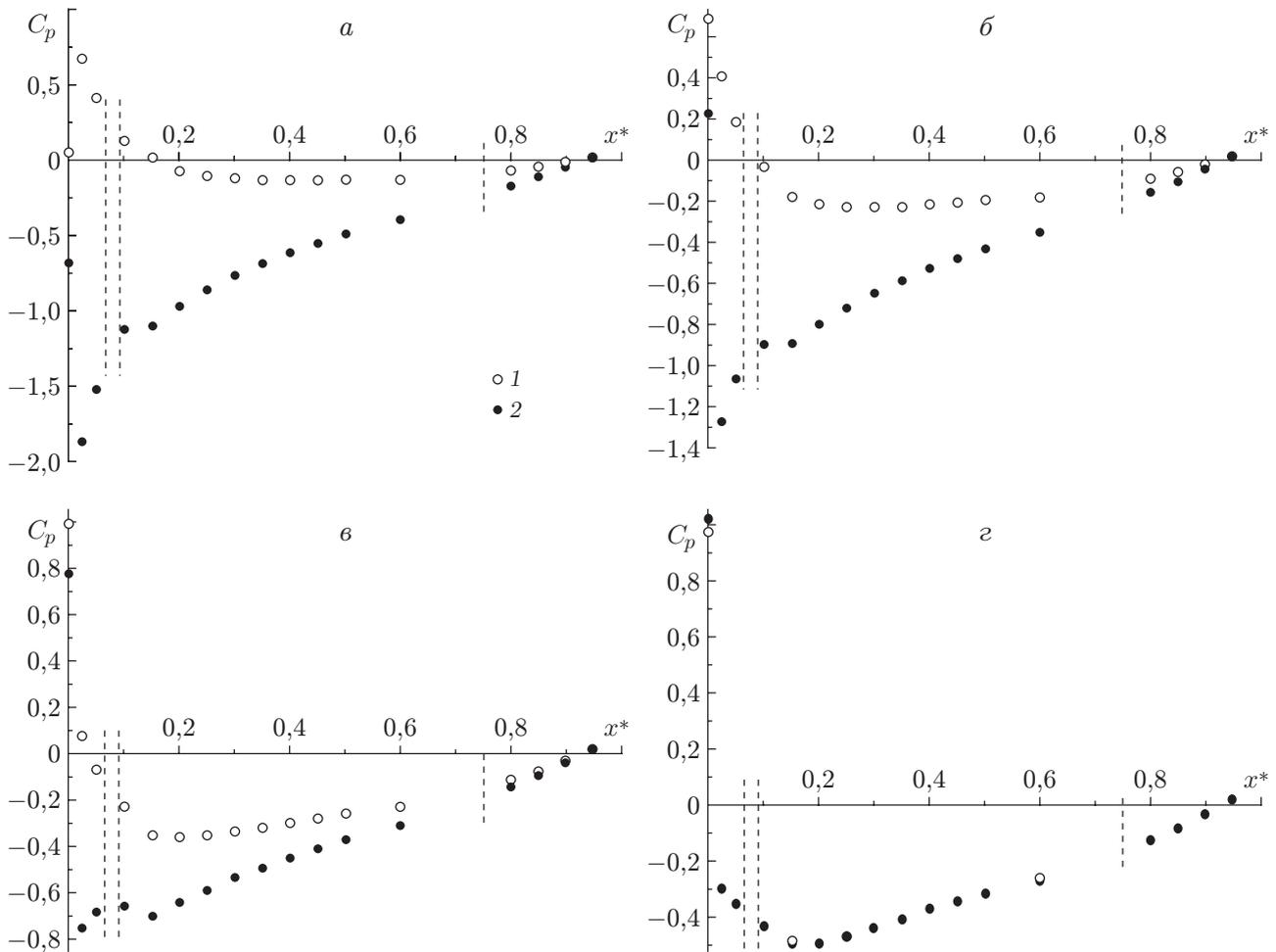


Рис. 2. Распределение коэффициента давления на наветренной (1) и подветренной (2) сторонах базового профиля при различных значениях угла атаки: *а* — $\alpha = -6^\circ$, *б* — $\alpha = -4^\circ$, *в* — $\alpha = -2^\circ$, *г* — $\alpha = 0^\circ$; штриховые линии — положения турбулизатора пограничного слоя и щелей

скорости U/U_p в пограничном слое крыла, в том числе при наличии вдува и отсоса воздуха (U_p — зависящая от нормальной координаты средняя скорость потока, определяемая по величине U_{pw} — скорости потенциального течения на стенке [16, 17], которая в свою очередь находилась экстраполяцией на поверхность линейного участка профиля за пределами пограничного слоя). Видно, что профили средней скорости на базовом крыле не содержат особенностей даже ниже по потоку от щели (см. рис. 3, *д*). При наличии подвода воздуха влияние вдува и соответственно отсоса ощущается вполне отчетливо, по крайней мере, на расстоянии, равном $25,6h$, выше по потоку от щели (см. рис. 3, *в*). Причем при воздействии вдува профили скорости имеют менее наполненный характер, чем соответствующие профили на базовой конфигурации. В этом случае при увеличении C_μ данная тенденция усиливается вплоть до возникновения в пограничном слое предотрывного состояния (см. рис. 3, *д*). При наличии отсоса характер распределения средней скорости по высоте пограничного слоя меняется на противоположный.

На рис. 4 приведены расчетные поля средней скорости в окрестности крыла. При обтекании базового профиля (см. рис. 4, *а, б*) характер течения является ожидаемым и качественно согласуется с известными представлениями об обтекании крыла подобной

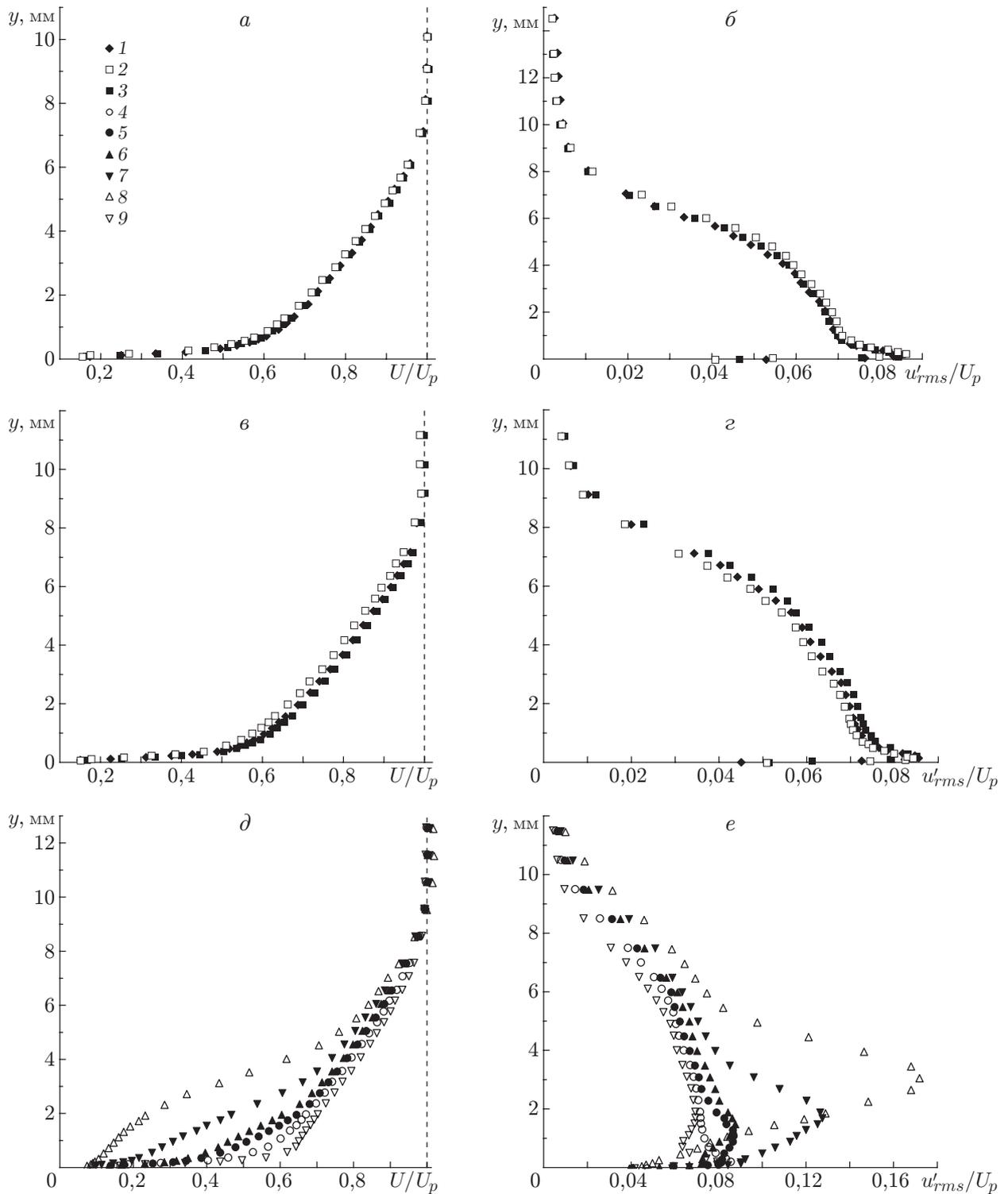


Рис. 3. Профили средней скорости (*а, в, д*) и среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости (*б, г, е*) в пограничном слое крыла при $\alpha = 0^\circ$ и различных значениях x^* и C_μ :

а, б — $x^* = 0,625$, *в, г* — $x^* = 0,699$, *д, е* — $x^* = 0,770$; 1, 4 — $C_\mu = 0$, 2 — $C_\mu = 10^{-3}$, 3, 9 — $C_\mu = 9,67 \cdot 10^{-4}$, 5 — $C_\mu = 2,55 \cdot 10^{-4}$, 6 — $C_\mu = 5,32 \cdot 10^{-4}$, 7 — $C_\mu = 7,87 \cdot 10^{-4}$, 8 — $C_\mu = 10^{-4}$; 2, 5–8 — при наличии вдува, 3, 9 — при наличии отсоса

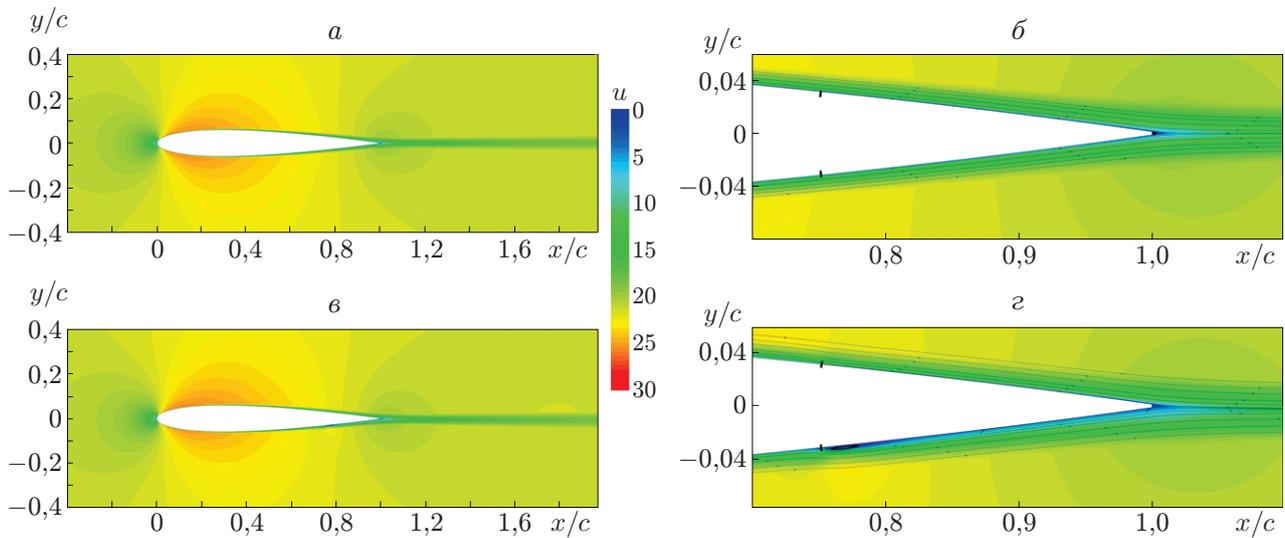


Рис. 4. Расчетные поля средней скорости в окрестности крыла при различных значениях C_μ :
 а, б — $C_\mu = 0$; в, г — $C_\mu = 7,36 \cdot 10^{-4}$ (при наличии вдува); а, в — полномасштабное крыло, б, г — хвостовая часть крыла

геометрии. Как и предполагалось, при слабом вдуве ($C_\mu \leq 2,55 \cdot 10^{-4}$) каких-либо признаков отрыва потока не наблюдается. Однако при значении C_μ , близком к максимальному значению (см. рис. 4, в, г), имеются признаки формирования локального отрыва, что подтверждает данные эксперимента (см. рис. 3, д).

Характер профилей пульсаций продольной компоненты скорости $u'_{rms}/U_p = f(y)$ (см. рис. 3, б, г, е) свидетельствует о том, что наличие подвода воздуха оказывает влияние даже на расстоянии, равном $62,6h$, вверх по потоку от щели (см. рис. 3, б). Наибольшее воздействие на структуру течения оказывает вдув, о чем свидетельствует характер профилей пульсаций ниже по потоку от щели (см. рис. 3, е). По мере увеличения C_μ турбулентные пульсации существенно возрастают, достигая центральной по высоте пограничного слоя области течения. Этот процесс имеет непрерывный во всем диапазоне значений C_μ характер.

Несмотря на то что при наличии отсоса пульсации скорости u'_{rms}/U_p уменьшаются по сравнению с базовыми (см. рис. 3, е), его воздействие на структуру течения даже при близких значениях C_μ существенно слабее, чем при вдуве.

Зависимости $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, полученные для базового крылового профиля, представлены на рис. 5. Видно, что в исследованном диапазоне значений угла атаки, включая отрицательные, зависимость $C_y(\alpha)$ близка к линейной, что согласуется с классической теорией тонкого крыла. Зависимость $C_x(\alpha)$ в целом также не имеет существенных особенностей, однако, как и для зависимости $C_y(\alpha)$, наблюдается различие с результатами численного расчета, обусловленное, прежде всего, влиянием боковых стенок рабочей части трубы. Действительно, в соответствии с работой [18], в которой задача о влиянии стенок трубы рассматривается применительно к аэродинамической трубе Т-324, указанное влияние наиболее значительно для C_x , и при $\alpha = 5^\circ$ различие значений C_x , полученных в свободном потоке и в эксперименте в трубе, может достигать 27 %.

Влияние отсоса воздуха показано на рис. 6, а в виде зависимости $C_x/C_{x0} = f(C_\mu)$ (C_{x0} — коэффициент сопротивления базового крыла). Видно, что максимальное (порядка 5 %) уменьшение величины C_x/C_{x0} достигается при максимальном в данном экспери-

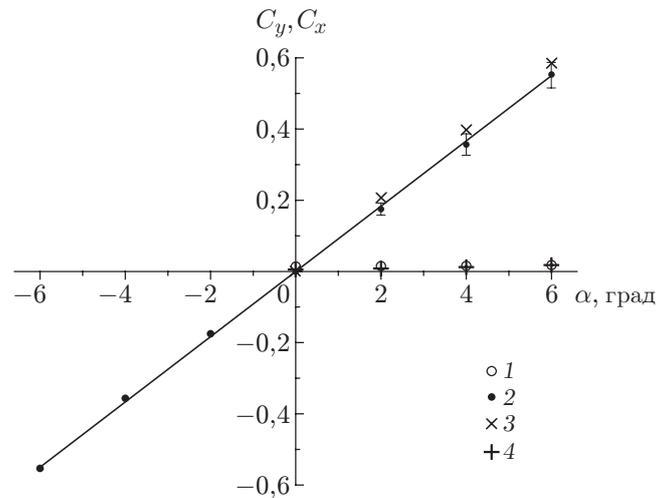


Рис. 5. Зависимости коэффициентов аэродинамического сопротивления (1, 4) и подъемной силы (2, 3) крыла от угла атаки (базовый профиль):
1, 2 — эксперимент, 3, 4 — расчет

менте отсосе воздуха. Получить большие значения C_μ не удалось вследствие ограничения используемой в эксперименте вакуумной системы. Погрешность измерений свидетельствует о том, что некоторое увеличение C_x/C_{x0} в начальном диапазоне C_μ , скорее всего, имеет случайный характер.

На рис. 6, б приведена аналогичная зависимость при наличии вдува воздуха. В этом случае имеет место непрерывный рост относительной величины C_x/C_{x0} при увеличении коэффициента импульса C_μ . Причем максимальное значение C_x , достигающее приблизительно 23 % C_{x0} , наблюдается при наибольшем в эксперименте значении C_μ . Заметим, что при совместном воздействии небольшого вдува ($C_\mu = 2,55 \cdot 10^{-4}$) и максимального отсоса ($C_\mu = 9,67 \cdot 10^{-4}$) уменьшение сопротивления, составляющее $C_x/C_{x0} = 0,962$, обеспечивается исключительно за счет отсоса, что согласуется с результатами исследования раздельного воздействия вдува и отсоса. Таким образом, в данном случае наличие вдува является негативным фактором.

Тем не менее в указанном случае можно обеспечить приращение подъемной силы крылового профиля за счет повышения давления на поверхности вдува. На рис. 7 при максимальном значении C_μ показано приращение коэффициента давления $\Delta C_p = C_p - C_{p0}$, где C_{p0} соответствует базовому профилю, C_p — профилю при наличии вдува. Видно, что при увеличении координаты x^* вплоть до щели (штриховая линия), истечение воздуха из которой формирует некую жидкую “перегородку”, давление непрерывно увеличивается. При обтекании формирующегося в этой области локального отрывного пузыря поток расширяется, поэтому позади щели величина ΔC_p резко уменьшается. При наличии отсоса характер распределения давления меняется практически на противоположный. В этом случае формирование течения сжатия в окрестности щели способствует уменьшению давления перед щелью, в том числе непосредственно выше по потоку от нее, и резкому увеличению давления позади нее.

Вследствие принципиально различающегося характера изменения давления на поверхности крыла при вдуве и отсосе изменение коэффициента подъемной силы также различно. Зависимость приращения ΔC_y от коэффициента импульса струи представлена на рис. 8. Несмотря на то что случайная погрешность измерений достаточно большая, а приращения ΔC_y невелики, за счет вдува можно добиться более значительного увеличения

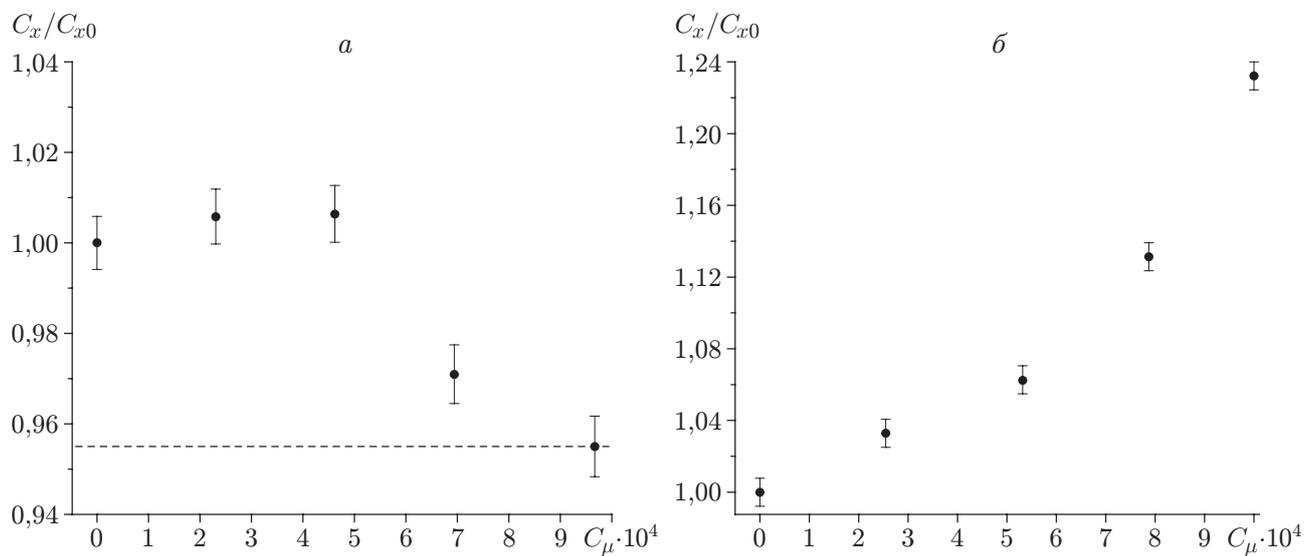


Рис. 6. Зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления крыла от коэффициента импульса отсасываемой (а) и вдуваемой (б) струи при $\alpha = 0^\circ$: штриховая линия — минимальное значение C_x/C_{x0} ; вертикальные отрезки — погрешность эксперимента

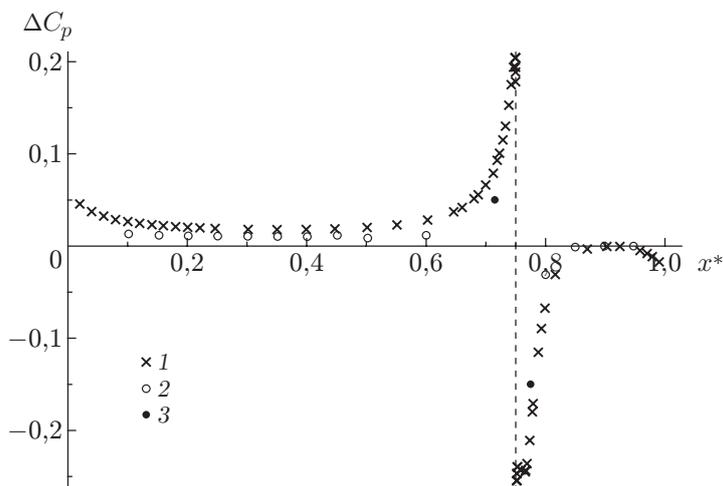


Рис. 7. Приращение коэффициента давления на поверхности крыла при наличии вдува ($C_\mu = 10^{-3}$, $\alpha = 0^\circ$):

1 — расчет, 2, 3 — эксперимент (2 — данные, полученные с помощью приемников давления, 3 — данные, полученные с помощью зонда статического давления); штриховая линия — положение щели

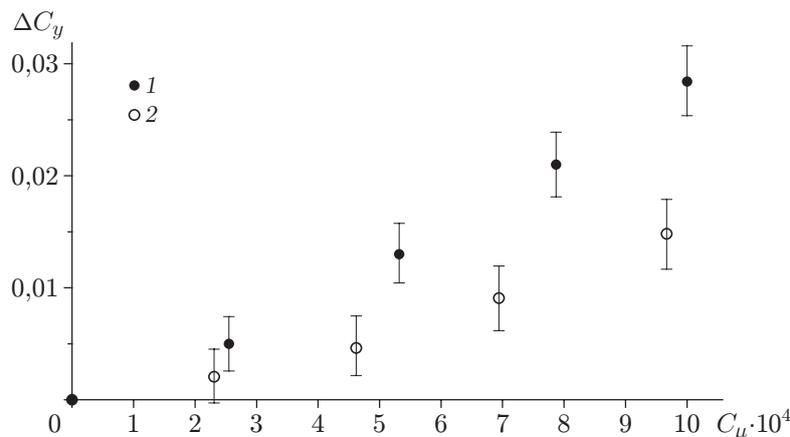


Рис. 8. Зависимость приращения коэффициента подъемной силы от коэффициента импульса струи при $\alpha = 0^\circ$ и наличии вдува (1) или отсоса (2)

подъемной силы, что согласуется с данными [13] для начального диапазона C_μ . Однако существенный рост аэродинамического сопротивления (см. рис. 6,б) является в этом случае негативным фактором. При наличии отсоса значение C_x уменьшается, при этом приращение ΔC_y также значительно уменьшается.

Закключение. Результаты исследований воздействия стационарного вдува и (или) отсоса воздуха через одиночные щели в окрестности задней кромки крыла на турбулентный пограничный слой симметричного крылового профиля позволяют сделать следующие выводы.

Относительно малые расходы вдуваемого и отсасываемого воздуха не оказывают существенного влияния на аэродинамические характеристики крыла. Вместе с тем при увеличении интенсивности вдува существует опасность возникновения отрыва потока вблизи щели, способствующего значительному увеличению аэродинамического сопротивления. Вдув может использоваться для увеличения подъемной силы крыла. За счет отсоса можно уменьшить сопротивление, однако эффект от его применения при тех же значениях коэффициента импульса струи существенно слабее.

Как и в случае распределенного подвода воздуха, механизм изменения аэродинамических характеристик крыла заключается в том, что увеличение давления за счет вдува на одной стороне крыла и уменьшение давления за счет отсоса на противоположной стороне способствуют увеличению подъемной силы. Тем не менее использование одиночной щели вместо участка распределенного подвода воздуха не представляется оправданным. Эффективность данного способа управления, вероятно, можно повысить путем размещения щели в непосредственной близости к задней кромке крыла, однако реализовать его в условиях лабораторного эксперимента сложно.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Huang L., Huang P. G., LeBeau R. P.** Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 airfoil // AIAA J. 2004. V. 41, N 1. P. 1–9.
2. **Tuck A., Soria J.** Active flow control over a NACA 0015 airfoil using a ZNMF jet // Proc. of the 15th Austral. fluid mechanics conf., Sydney (Australia), 13–17 Dec. 2004. Sydney: Univ. of Sydney, 2006
3. **Wong C., Kontis K.** Flow control by spanwise blowing on a NACA 0012 airfoil // J. Aircraft. 2007. V. 44, N 1. P. 338–340.

4. **Yousefi K., Saleh R., Zahedi P.** Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil // *J. Mech. Sci. Technol.* 2014. V. 28, N 4. P. 1297–1310.
5. **Yousefi K., Saleh R.** The effects of trailing edge blowing on aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil and optimization of the blowing slot geometry // *J. Theoret. Appl. Mech.* 2014. V. 52, N 1. P. 165–179.
6. **Heathcote D. J., Al-Battal N., Gursul I., Cleaver D. J.** Control of wing loads by means of blowing and mini-tabs // *Proc. of the Europ. drag reduction and flow control meeting (EDRFCM 2015), Cambridge (UK), 23–26 Mar. 2015.* Cambridge: Univ. of Cambridge, 2015. P. 61–62.
7. **Shmilovich A., Yadlin Y., Whalen E.** Computational evaluation of flow control for enhanced control authority of a vertical tail // *Proc. of the 29th Congr. of intern. council of the aeronautical sciences, St. Petersburg (Russia), 7–12 Sept. 2014.* N. Y.: Curran Associates, 2014. V. 2. P. 1446–1456.
8. **Абзалилов Д. Ф.** Аэродинамическое проектирование и оптимизация формы крыловых профилей при усложненных схемах течения: Дис. ... д-ра физ.-мат. наук. Казань, 2008.
9. **Bauer M., Grund T., Nitsche W.** Experiments on active drag reduction on a complex outer wing model // *AIAA J.* 2015. V. 53, N 7. P. 1774–1783.
10. **Корнилов В. И.** Управление турбулентным пограничным слоем крыла путем комбинированного вдува/отсоса // *Теплофизика и аэромеханика.* 2018. Т. 25, № 2. С. 163–176.
11. **Blaylock M., Chow R., Cooperman A., van Dam C. P.** Comparison of pneumatic jets and tabs for active aerodynamic load control // *Wind Energy J.* 2014. V. 17, N 9. P. 1365–1384.
12. **Boeije C. S., de Vries H., Cleine I., et al.** Fluidic load control for wind turbine blades. S. l., 2009. (Paper / AIAA; N 2009-684).
13. **Al-Battal N., Cleaver D., Gursul I.** Lift reduction by counter flowing wall jets // *Aerospace Sci. Technol.* 2018. V. 78. P. 682–695.
14. **Jones B. M.** The measurement of profile drag by the pitot traverse method. S. l., 1936. (Aeronaut. Res. Council, Rep. Memoranda; N 1668).
15. **Gregory N., O'Reilly C. L.** Low-speed aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost. S. l., 1973. (Aeronaut. Res. Council, Rep. Memoranda; N 3726).
16. **So R. M. C., Mellor G. L.** Experiment on convex curvature effects in turbulent boundary layers // *J. Fluid Mech.* 1973. V. 60. P. 43–62.
17. **Meroney R. N., Bradshaw P.** Turbulent boundary-layer growth over a longitudinally curved surface // *AIAA J.* 1975. V. 13, N 1. P. 1448–1453.
18. **Буй В. Т., Лапыгин В. И.** О влиянии размера модели на ее аэродинамические характеристики в аэродинамической трубе малых скоростей // *Мат. моделирование.* 2015. Т. 27, № 5. С. 28–38.

*Поступила в редакцию 11/III 2019 г.,
после доработки — 11/III 2019 г.
Принята к публикации 25/III 2019 г.*