

УДК 532.526.4 + 532.546.6 + 533.69.048 + 533.6.013.12

РАЗВИТИЕ ТЕХНОЛОГИИ ВДУВА И ОТСОСА ВОЗДУХА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ТУРБУЛЕНТНЫМ ТЕЧЕНИЕМ НА КРЫЛОВОМ ПРОФИЛЕ

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 изучена возможность применения комбинированного метода управления несжимаемым турбулентным пограничным слоем на крыловом профиле NASA 0012 путем вдува и отсоса через мелкоперфорированные стенки, являющиеся частью поверхности крыла. Исследования выполнены при значениях числа Рейнольдса $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ и углов атаки $\alpha = -6 \div 6^\circ$. Показано, что при всех вариантах управляющего воздействия в виде вдува и отсоса механизм изменения аэродинамических характеристик крыла одинаков: увеличение давления за счет вдува на одной стороне крыла и разрежения за счет отсоса на противоположной стороне приводит к соответствующему увеличению подъемной силы и в конечном итоге к выигрышу аэродинамического качества крыла, достигающему трех единиц при $\alpha \approx 0^\circ$. При увеличении α эффективность данного способа воздействия на пограничный слой снижается.

Ключевые слова: крыловой профиль, турбулентный пограничный слой, мелкоперфорированная поверхность, вдув, отсос, аэродинамическое качество, подъемная сила, сопротивление.

DOI: 10.15372/PMTF20190102

Введение. В настоящее время существует множество способов улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА), а также отдельных его элементов, в том числе крыла самолета. Некоторые из них основаны на совершенствовании облика ЛА, другие — на применении пассивных и активных методов управления пограничным слоем. При обтекании многих элементов ЛА, таких как фюзеляж самолета, корпус ракеты, а при некоторых режимах и крыло, пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса является турбулентным. В этих условиях количество эффективных методов управления пограничным слоем существенно ограничено. В практике лабораторных исследований известны технологии раздельного применения вдува или отсоса в пограничный слой [1–3], несмотря на то что при обтекании даже простейших модельных конфигураций это не всегда обеспечивает желаемый результат. Совместное воздействие вдува и отсоса [4] может оказаться одним из эффективных способов увеличения аэродинамического качества ЛА. Однако количество проведенных лабораторных исследований невелико и они акцентированы в основном на изучении возможности предотвращения отрыва пограничного слоя на крыле преимущественно с использованием численных методов [5, 6].

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований в рамках научного проекта № 18-08-00256.

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

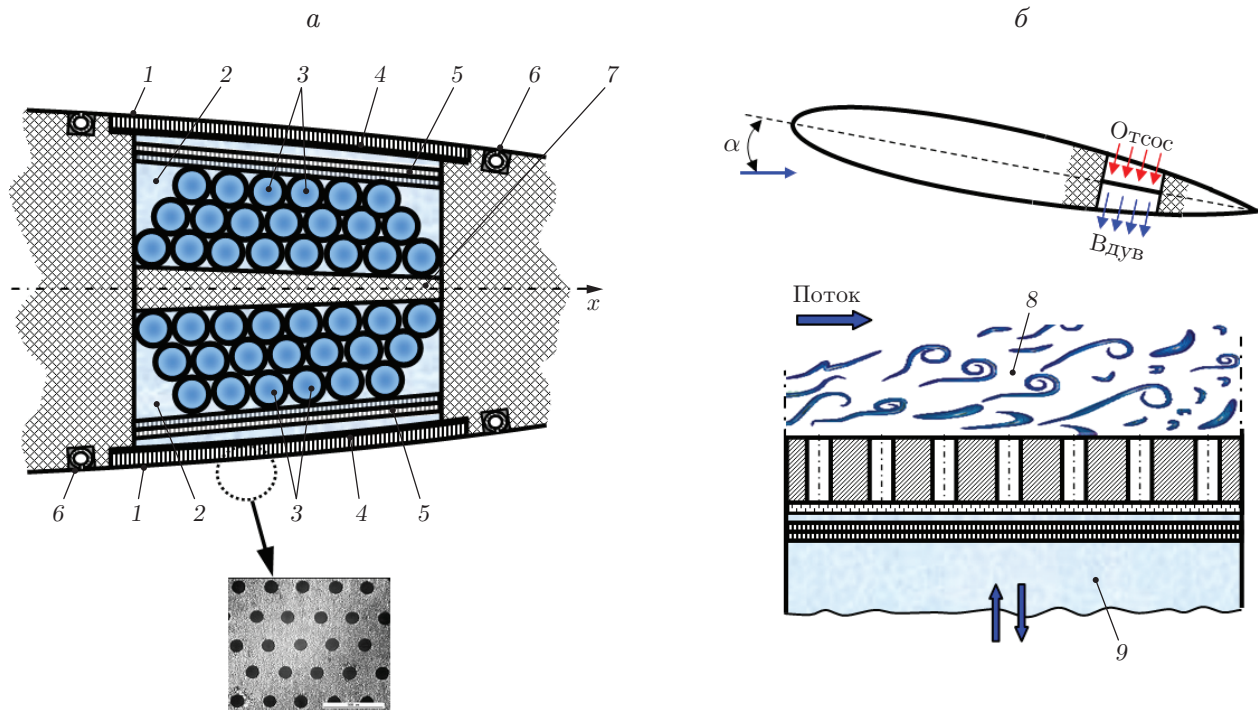


Рис. 1. Основные конструктивные элементы хвостовой части модели (а) и схема вдува и отсоса воздуха в турбулентный пограничный слой (б):

1 — мелкоперфорированная поверхность, 2 — камеры, 3 — подводящие каналы вдува и отсоса, 4 — мелкаячестый фильтр, 5 — двухслойная регулируемая (по проницаемости) решетка, 6 — приемник давления, 7 — разделительная перегородка, 8 — турбулентный пограничный слой, 9 — камера вдува, отсоса; стрелки — направление потока

Целью настоящей работы является экспериментальное и численное исследование возможности использования комбинированного метода управления (вдува и отсоса) турбулентным пограничным слоем на симметричном крыловом профиле в диапазоне углов атаки, близких к крейсерским. Основополагающая идея состоит в том, чтобы, используя указанный метод воздействия на сдвиговое течение через уникальные мелкоперфорированные секции, расположенные на смежных сторонах крыла и являющиеся частями его обтекаемой поверхности, обеспечить области соответственно повышенного и пониженного давления и тем самым создать предпосылки для улучшения несущих свойств крыла. При этом аэродинамическое сопротивление крыла не должно претерпевать существенных изменений, по крайней мере, его рост не должен быть значительным.

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

Исследуемая модель представляет собой прямоугольное в плане крыло, составленное из профильных сечений типа НАСА с относительной толщиной $t^* = t/c = 0,12$. Основные конструктивные элементы хвостовой части крыла показаны на рис. 1. Крыло имеет симметричный профиль с хордой $c = 500,7$ мм и размахом $z = 950$ мм, что соответствует эффективному удлинению $\lambda = 2,37$, и максимальной толщиной $t = 60$ мм. Поперечные координаты верхней y_+ и нижней y_- образующих профиля в прямоугольной системе ко-

ординат с началом на носике крыла определяются по формуле

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

Сжатый воздух поступал в камеру давления, а из нее через двухслойную решетку и основную мелкоперфорированную секцию длиной 76 мм с размахом 400 мм, образующую часть панели крыла, — в пограничный слой. Передняя и задняя границы перфорированных участков находятся на расстояниях 0,623с и 0,775с от передней кромки крыла. Степень проницаемости собственно перфорированного материала приблизительно равна 18 %. Принудительный отсос воздуха осуществлялся в обратной последовательности приблизительно по такой же схеме: пограничный слой → мелкоперфорированная секция → двухслойная решетка → камера разрежения → подводящие каналы → вакуумная система.

Для того чтобы избежать неоднозначности течения на поверхностях крыла вследствие, например, формирования переходной области течения и не усложнять задачу, пограничный слой искусственно турбулизовался. Для этого использовалась специальная самоклеящаяся противоскользкая лента средней зернистости длиной (по оси x) 21 мм и толщиной 0,6 мм, которая наклеивалась по размаху крыла на обеих его поверхностях на расстоянии от его передней кромки, приблизительно равном 0,05с.

Расход вдуваемого и отсасываемого воздуха контролировался с помощью расходомера Electronic Mass Flow Meter (Aalborg, США) с погрешностью, не превышающей 1,5 % максимального значения. Результаты измерения расхода позволяют определять безразмерный коэффициент вдува (отсоса)

$$C_{b(s)} = \rho_{b(s)}v_{b(s)}/(\rho_{\infty}U_{\infty}),$$

где $\rho_{b(s)}$, $v_{b(s)}$ — плотность и осредненная по площади скорость вдуваемого (отсасываемого) воздуха; ρ_{∞} , U_{∞} — плотность и скорость набегающего потока.

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, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при перегреве 1,7.

При определении профильного сопротивления крыла C_x , которое представляет собой сумму сопротивлений трения и давления, использовался метод импульсов [7]:

$$C_x = \frac{2}{c} \int_{y_1}^{y_2} \sqrt{\frac{P_{0w} - P_w}{P_0 - P_{\infty}}} \left(1 - \sqrt{\frac{P_{0w} - P_{\infty}}{P_0 - P_{\infty}}}\right) dy,$$

т. е.

$$C_x = \frac{2}{c} \varphi(y) dy,$$

где $\varphi(y)$ — подынтегральная функция; $P_{0w} - P_w$ — 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 152 мм (0,303с) от задней кромки крыла, и трубки Прандтля, входящей в комплект аэродинамической трубы. Коэффициент подъемной силы определялся по данным о распределении давления на поверхности крылового профиля

$$C_y = \int_0^1 (C_{pн} - C_{pп}) dx^*,$$

где индексы “н” и “п” при C_p соответствуют наветренной и подветренной сторонам крыла.

Численное решение задачи выполнено в программном пакете Ansys Fluent. При этом решались двумерные стационарные уравнения Рейнольдса с использованием двухпараметрической модели турбулентности ($k-\omega$)-SST. Уравнения движения аппроксимировались со вторым порядком точности, уравнения турбулентности — с первым порядком. Сходимость решения проверялась по остаточным разностям, которые по окончании решения были равны $10^{-8} \div 10^{-4}$, а также по балансу массового расхода через границы расчетной области ($2 \cdot 10^{-8} \div 4 \cdot 10^{-8}$ величины массового расхода через входную границу). Расчетная область представляла собой прямоугольник, в котором расположена модель крылового профиля. Геометрия области выбиралась таким образом, чтобы в двумерной постановке моделировался эксперимент в аэродинамической трубе. Перфорированный участок поверхности заменялся периодическим набором щелей шириной 0,09 мм с шагом 0,41 мм по хорде крыла. Размеры и количество щелей выбиралось таким образом, чтобы суммарный периметр щелей приблизительно соответствовал суммарному периметру всех отверстий модели в эксперименте.

Расстояние от входной границы расчетной области до передней кромки крыла и от задней кромки крыла до выходной границы составляло 9 и 8 хорд крыла соответственно. Расстояние до верхней и нижней границ расчетной области равно одной хорде. Структурированная расчетная сетка состояла из 5,2 млн четырехугольных ячеек. Вблизи стенок модели сетка сгущалась таким образом, чтобы в пристенном слое параметр y^+ был равен $y^+ = 0,1 \div 0,2$. Такое сгущение позволило корректно разрешить параметры ламинарного подслоя турбулентного пограничного слоя.

На входной границе задавались средняя скорость набегающего потока и параметры турбулентности. Интенсивность турбулентности составляла 0,05 % величины 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 расчетной области — “мягкие” граничные условия, в которых величины вычислялись как средневзвешенные значения между параметрами потока внутри расчетной области и заданными параметрами на выходной границе. Давление на выходной границе задавалось равным 1 атм, параметры турбулентности на выходной границе выбирались такими же, как на входной границе.

Результаты исследований. На начальной стадии экспериментов цель заключалась в том, чтобы получить данные о распределении давления на поверхности крыла, профили средней скорости и профили турбулентных пульсаций скорости и с их помощью понять, насколько пограничный слой при отсутствии управляющего воздействия соответствует сложившимся представлениям о течении на крыле. Полученные результаты показывают, что зависимость $C_p = f(x^*)$ ($C_p = (P - P_\infty)/(0,5\rho_\infty U_\infty^2)$ — коэффициент давления; P , P_∞ — давление на поверхности крыла и статическое давление набегающего потока соответственно; ρ_∞ — плотность воздуха; $x^* = x/c$ — безразмерная координата в направлении хорды крыла) соответствует классическим представлениям о течении на крыле под углом атаки. Естественно, что по мере увеличения α C_p возрастает на наветренной стороне крыла и уменьшается на подветренной стороне.

На рис. 2,а представлены профили средней скорости U/U_{pw} в пограничном слое на стороне крыла, где происходит вдув, в сечении x , соответствующем середине перфорированного участка. Здесь U_p (рис. 2,б) — зависящая от нормальной координаты средняя скорость потока, определяемая по величине U_{pw} , называемой скоростью потенциального течения на стенке, которая в свою очередь находилась экстраполяцией на поверхность линейного участка профиля за пределами пограничного слоя [8]. Видно, что при всех значениях угла атаки профили скорости при наличии вдува имеют менее наполненный ха-

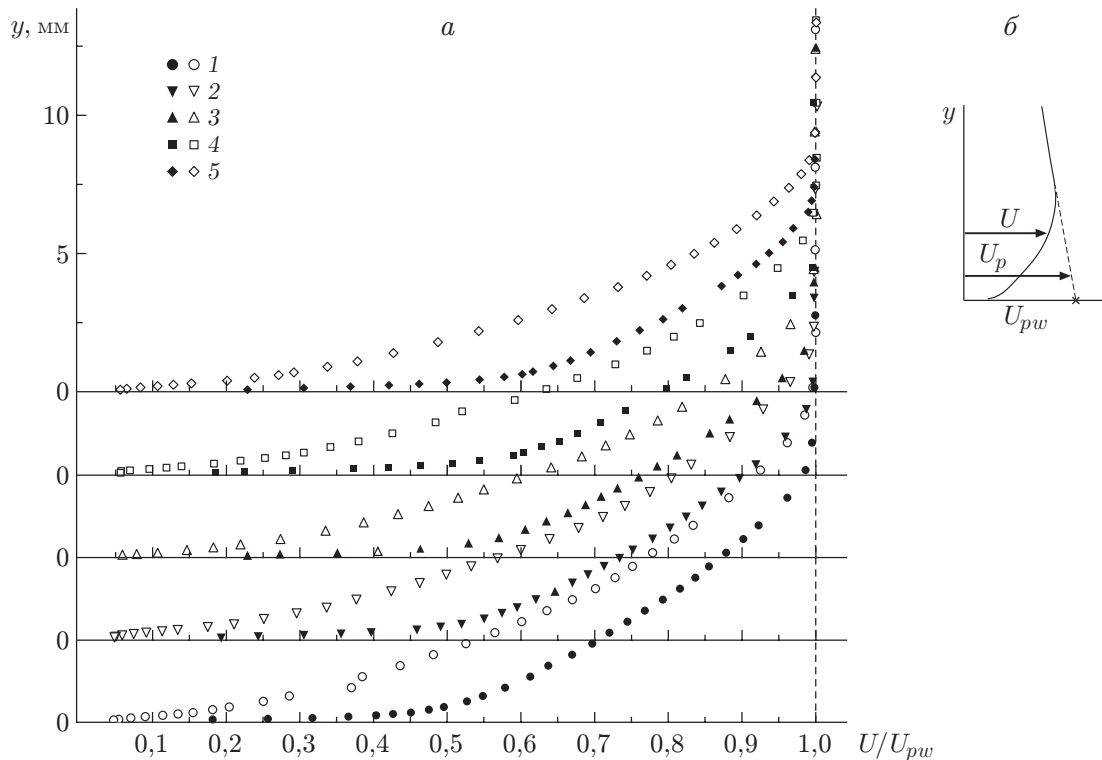


Рис. 2. Профили средней скорости в пограничном слое на стороне вдува в сечении $x^* = 0,7$ при различных значениях угла атаки α (а) и схема определения скорости потенциального течения на стенке (б):

1 — $\alpha = -2^\circ$, 2 — $\alpha = 0^\circ$, 3 — $\alpha = 2^\circ$, 4 — $\alpha = 4^\circ$, 5 — $\alpha = 6^\circ$; темные точки — на базовом профиле, светлые — при наличии вдува и отсоса ($C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}$, $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$)

рактически по сравнению с соответствующими профилями в отсутствие вдува. При наличии отсоса характер распределения средней скорости по высоте пограничного слоя (в настоящей работе не приводится) меняется на противоположный, что косвенно свидетельствует об уменьшении составляющей трения в первом случае и ее увеличении во втором. Это подтверждается распределением средней скорости во внутренней области пограничного слоя в координатах закона стенки $u^+ = f(y^+)$:

$$u^+ = u/v_*, \quad y^+ = yv_*/\nu$$

(ν — кинематическая вязкость). В этом случае имеет место отчетливо выраженное увеличение безразмерной скорости u^+ с ростом коэффициента вдува и, наоборот, уменьшение u^+ с ростом коэффициента отсоса, причем такая тенденция обусловлена, соответственно, уменьшением динамической скорости v_* при вдуве и ее увеличением при отсосе.

Профили среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости u'_{rms} (в настоящей работе не приводятся) свидетельствуют о том, что пограничный слой на базовом профиле является турбулентным (максимальное значение $u'_{rms} \approx 8,6\%$ значения U_∞). При наличии отсоса наблюдается устойчивое уменьшение u'_{rms} по всей высоте слоя y . При вдуве, как и на плоской пластине [9], обнаружен неоднозначный характер распределения турбулентных пульсаций скорости по высоте y . В этом случае имеет место увеличение пульсаций скорости в большей части слоя, за исключением узкой пристенной области, где наблюдается уменьшение u'_{rms} .

На рис. 3 представлена зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки $C_y(\alpha)$ для базового крылового профиля. Видно, что в исследованном диапазоне углов

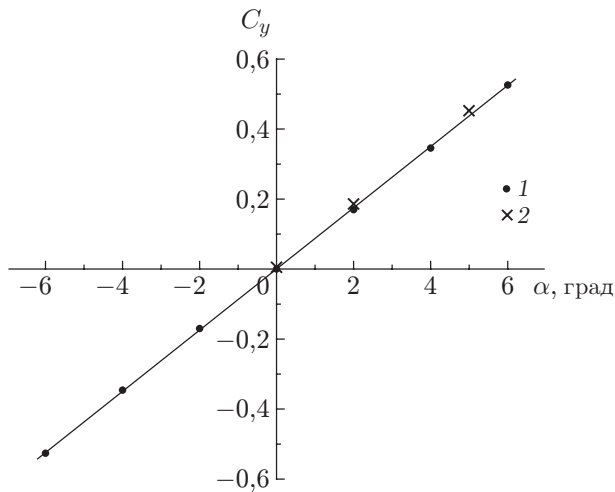


Рис. 3

Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (на базовом профиле):

1 — данные настоящей работы, 2 — данные численного расчета [6]

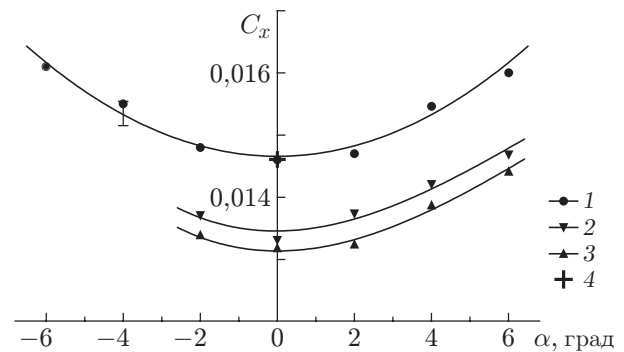


Рис. 4

Рис. 4. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления крыла от угла атаки α при $C_b = 0$ и различных значениях коэффициента отсоса:

1-3 — эксперимент (1 — $C_S = 0$ (базовый профиль), 2 — $C_S = 1,58 \cdot 10^{-3}$, 3 — $C_S = 4,75 \cdot 10^{-3}$), 4 — численный расчет

атаки, включая отрицательные значения α , характер этой зависимости близок к линейному. Естественно, что при $\alpha = 0^\circ$ признаков образования подъемной силы не обнаружено, поскольку распределения давления на той и другой стороне крыла в пределах погрешности эксперимента практически одинаковы.

Представляет интерес исследование возможности улучшения аэродинамических характеристик крылового профиля путем не только совместного вдува и отсоса, но и их раздельного применения. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления крыла от угла атаки при отсутствии вдува и различных значениях коэффициента отсоса представлена на рис. 4. Наиболее существенно величина C_x уменьшается при максимальном в данном эксперименте значении коэффициента отсоса воздуха $C_S = 4,75 \cdot 10^{-3}$. Как показывают результаты измерений, в этом случае отсос из пограничного слоя приводит к сужению следовой части потока позади крыла, что косвенно свидетельствует об уменьшении составляющей сопротивления за счет действия сил давления. Однако следует отметить, что область предпочтительных значений C_S ограничивается значением $C_S \approx 1,5 \cdot 10^{-3}$ (рис. 5). Дальнейшее увеличение коэффициента отсоса нецелесообразно, поскольку может привести лишь к увеличению затрат энергии на реализацию этого способа воздействия на пограничный слой. При вдуве как самостоятельном способе воздействия на пограничный слой уменьшения C_x не выявлено практически во всем исследованном диапазоне значений C_b . Очевидно, что увеличение составляющей сил давления в общем балансе сопротивления преобладает над уменьшением составляющей, обусловленной поверхностным трением.

Комбинированное воздействие вдува и отсоса на аэродинамическое сопротивление показано на рис. 6. Видно, что при наличии отсоса и $C_b \rightarrow 0$ уменьшение C_x достигает 10 %. При увеличении величины C_b наблюдается возрастание аэродинамического сопротивления, которое при максимальном значении C_b превышает соответствующее значение

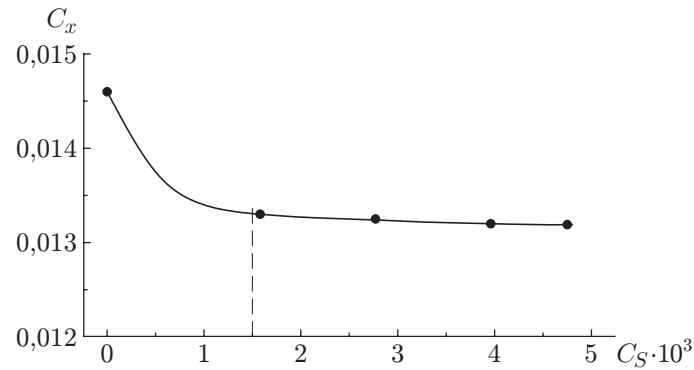


Рис. 5. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления крыла от коэффициента отсоса воздуха при $C_b = 0$

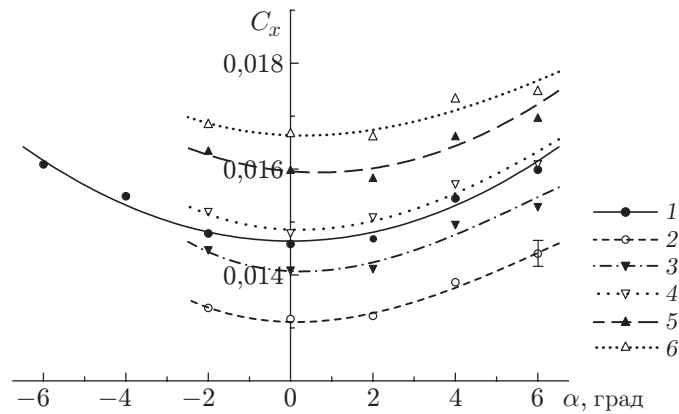


Рис. 6. Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления от угла атаки α при комбинированном воздействии вдува и отсоса и различных значениях C_b , C_s :

1 — $C_b = 0$, $C_s = 0$; 2 — $C_b = 0$, $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$; 3 — $C_b = 2,47 \cdot 10^{-3}$, $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$;
4 — $C_b = 4,95 \cdot 10^{-3}$, $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$; 5 — $C_b = 7,42 \cdot 10^{-3}$, $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$; 6 —
 $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}$, $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$

для базового профиля. Это подтверждает зависимость приращения коэффициента аэродинамического сопротивления от коэффициента вдува $\Delta C_x(C_b)$ ($\Delta C_x = (C_x - C_{x0/0})/C_{x0/0}$, величина $C_{x0/0}$ соответствует базовому профилю) (рис. 7). Видно, что при $C_b > 4 \cdot 10^{-3}$ данный способ управления пограничным слоем становится неэффективным.

Следует отметить, что совместное воздействие вдува и отсоса позволяет обеспечить приращение аэродинамического качества крылового профиля $\Delta K \approx 3$ ($K = C_y/C_x$) (рис. 8). При этом максимальное приращение ΔK аэродинамического качества реализуется при $\alpha \approx 0^\circ$. Увеличение угла атаки приводит к снижению эффективности данного способа воздействия на пограничный слой, причем указанное приращение ΔK достигается не только вследствие уменьшения аэродинамического сопротивления, но и вследствие увеличения коэффициента подъемной силы, которое обусловлено преимущественно наличием вдува. Об этом свидетельствует характер распределения давления по поверхности крыла, например при $\alpha = 0^\circ$, представленного на рис. 9. Сравнение с данными для базового профиля показывает, что вдув воздуха при постоянном отсосе вызывает увеличение давления на стороне вдува, в том числе выше по потоку. В области течения непосредственно над перфорированной поверхностью область повышенного давления распространяется прибли-

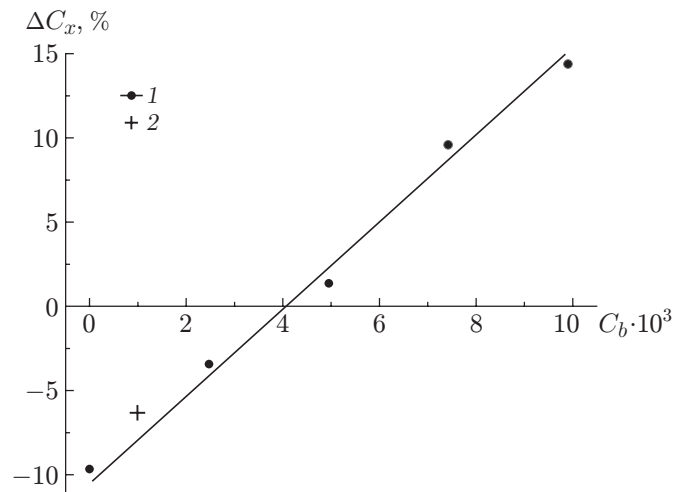


Рис. 7. Экспериментальная зависимость приращения коэффициента аэродинамического сопротивления от коэффициента вдува воздуха (1) и данные численного расчета (2) при $C_S = 4,75 \cdot 10^{-3}$

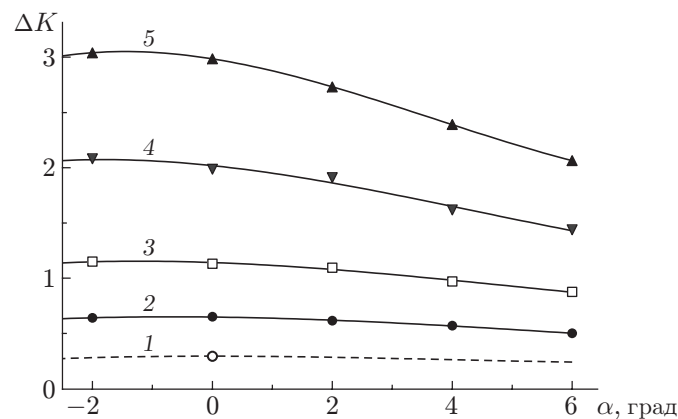


Рис. 8. Зависимость приращения аэродинамического качества от угла атаки α при комбинированном воздействии вдува и отсоса при $C_S = 4,75 \cdot 10^{-3}$ и различных значениях C_b :

1 — $C_b = 0$, 2 — $C_b = 2,47 \cdot 10^{-3}$, 3 — $C_b = 4,95 \cdot 10^{-3}$, 4 — $C_b = 7,42 \cdot 10^{-3}$, 5 — $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}$

зительно до середины этой поверхности, затем коэффициент C_p уменьшается. Наоборот, при отсосе воздуха разрежение на поверхности крыла увеличивается, в том числе выше по потоку от области отсоса. Данная тенденция усиливается с увеличением как коэффициента C_b , так и коэффициента C_S . Таким образом, суммарный эффект, обусловленный увеличением давления за счет вдува на одной стороне крыла и уменьшением давления за счет отсоса на противоположной стороне, приводит к увеличению подъемной силы и в конечном счете к увеличению аэродинамического качества крыла. Результаты измерений показывают, что при раздельном вдуве аэродинамическое сопротивление, по сути, не уменьшается, поэтому увеличение подъемной силы является основной причиной роста величины K , причем приращение коэффициента подъемной силы с увеличением расхода через перфорированную стенку происходит практически по линейному закону. Этот вывод качественно подтверждают результаты эксперимента [10], в котором вдув в пограничный

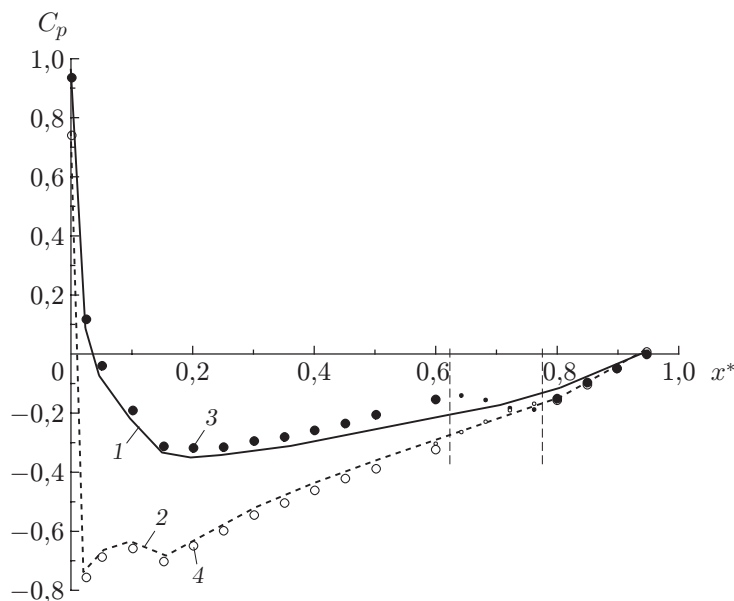


Рис. 9. Распределение коэффициента поверхностного давления вдоль хорды крыла при $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}$, $C_S = 4,75 \cdot 10^{-3}$, $\alpha = 0^\circ$:

1, 2 — базовый профиль, 3, 4 — при наличии вдува и отсоса; 1, 3 — сторона, на которой осуществляется вдув, 2, 4 — сторона, на которой осуществляется отсос; вертикальные штриховые линии — границы области вдува и отсоса; крупные точки — результаты измерений приемниками давления, мелкие — результаты измерений зондом статического давления

слой крылового профиля осуществлялся по нормали к поверхности через щель, расположенную на расстоянии от носка профиля, равном $0,95c$. Как и в рассматриваемом случае, обнаружено практически постоянное приращение C_y в исследованном диапазоне значений угла α .

Выводы. Полученные результаты свидетельствуют о неоднозначном характере совместного управляющего воздействия стационарного вдува и отсоса воздуха на аэродинамические характеристики крыла. Вдув обеспечивает практически линейное увеличение коэффициента подъемной силы C_y , тогда как отсос несущественно изменяет величину C_y , но в большей степени способствует уменьшению аэродинамического сопротивления крыла. При минимальных значениях $C_b \approx 0,5 \cdot 10^{-3}$ и $C_S \approx 1,5 \cdot 10^{-3}$ данный способ управления позволяет уменьшить полное аэродинамическое сопротивление крыла C_x приблизительно на 10 %.

При всех вариантах управляющего воздействия механизм изменения аэродинамических характеристик крыла практически одинаков: увеличение давления за счет вдува на одной стороне крыла и увеличение разрежения за счет отсоса на его противоположной стороне приводят к соответствующему увеличению подъемной силы и как следствие к выигрышу аэродинамического качества крыла. При увеличении угла атаки эффективность данного способа воздействия на пограничный слой уменьшается.

Результаты численного расчета позволяют качественно описать изменение локальных параметров турбулентного пограничного слоя над перфорированной поверхностью, в том числе аэродинамического сопротивления крыла. Дальнейшие исследования в этом направлении возможны лишь путем решения задачи в более точной постановке, учитывающей, в частности, трехмерные особенности взаимодействия выходных микроструй друг с другом и с пограничным слоем, а также релаксационные свойства сдвигового течения ниже границы между проникаемой и непроникаемой стенками.

Для повышения эффективности рассмотренного подхода необходимо найти оптимальное расположение участков вдува и отсоса вдоль хорды крыла и их протяженности. Решение такой задачи можно существенно упростить, проведя предварительные расчеты с использованием наиболее развитых моделей турбулентности.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Abbas A., de Vicente J., Valero E.** Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // *Aerospace Sci. Technol.* 2013. V. 28. P. 100–132.
2. **Hwang D.** Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // *Progr. Aerospace Sci.* 2004. V. 40. P. 559–575.
3. **Kornilov V. I.** Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // *Progr. Aerospace Sci.* 2015. V. 76. P. 1–23.
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. **Cai J., Gao Z. X.** Numerical study on drag reduction by micro-blowing/suction compounding flow control on supercritical airfoil // *Procedia Engng.* 2015. V. 99. P. 613–617.
6. **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.
7. **Jones B. M.** The measurement of profile drag by the pitot traverse method // *Aeronaut. Res. Council Rep. Mem.* 1936. N 1668. P. 1–46.
8. **Корнилов В. И., Пэлхас Г., Опоа Б.** Особенности формирования пограничного слоя на крыловом профиле в условиях обтекания несимметричным следом // *Теплофизика и аэромеханика.* 1999. Т. 6, № 2. С. 207–224.
9. **Kornilov V. I., Boiko A. V.** Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction // *AIAA J.* 2012. V. 50, N 3. P. 724–732.
10. **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), 23–25 Mar. 2015.* Cambridge: Univ. of Cambridge, 2015. P. 61–62.

*Поступила в редакцию 26/VI 2018 г.,
после доработки — 22/VIII 2018 г.
Принята к публикации 3/IX 2018 г.*
