

В. И. Корнилов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

kornilov@itam.nsc.ru

СТАЦИОНАРНЫЙ ВДУВ / ОТСОС ВОЗДУХА В ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ СИММЕТРИЧНОГО КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ *

Экспериментально изучена эффективность стационарного вдува / отсоса воздуха в турбулентный пограничный слой крылового профиля НАСА 0012 в несжимаемом потоке. Вдув / отсос осуществлялся через мелкоперфорированные секции, расположенные на смежных сторонах крыла и являющиеся частями его обтекаемой поверхности. Исследования выполнены при числе Рейнольдса $Re_c = 0,7 \times 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = -6 \div 6^\circ$. Полученные результаты явно указывают на неоднозначный характер совместного управляющего воздействия в виде вдува / отсоса на аэродинамические характеристики крыла. Максимальный выигрыш аэродинамического качества порядка 1,8 единицы достигается при нулевом угле атаки α . Увеличение α приводит к снижению эффективности данного способа воздействия на пограничный слой.

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

Введение

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 [1–4] на применении пассивных и активных методов управления пограничным слоем. Проблема состоит в том, что при обтекании многих элементов ЛА, таких как фюзеляж самолета, корпус ракеты, а в некоторых случаях и крыло, пограничный слой в широком диапазоне чисел Рейнольдса находится в турбулентном состоянии. В этих условиях спектр эффективных методов управления пограничным слоем существенно ограничен. Использование искусственных способов пассивного или активного управления турбулентными течениями, та-

ких как вдув / отсос, может оказаться одним из обнадёживающих решений, с помощью которого можно увеличить аэродинамическое качество и, как следствие, улучшить аэродинамическую эффективность ЛА.

В практике лабораторных исследований широко известны технологии раздельного применения вдува (или отсоса) в пограничный слой [5–8], хотя при обтекании даже простейших модельных конфигураций, они не всегда обеспечивают желаемый результат. В работе [9] получено заметное снижение профильного сопротивления симметричного «крылового профиля», расположенного под нулевым углом атаки, за счет принудительного вдува воздуха в несжимаемый пограничный слой через крупномасштабную перфорированную секцию, правда, энергетические затраты на процесс вдува не рассматриваются. Параметрические исследования влияния одиночной выдуваемой или

* Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант № 18-08-00256).

отсасываемой нормальной и тангенциальной струи шириной W при обтекании профиля NACA 0012 в диапазоне углов атаки $12\text{--}18^\circ$ выполнены в [10]. Для решения RANS уравнений применялась модель турбулентности для касательных напряжений Ментера. Обнаружено, что влияние величины W проявляется неоднозначным образом. В частности, аэродинамическое качество крыла K непрерывно растет при увеличении ширины тангенциальной выдуваемой струи, но почти линейно уменьшается для нормально выдуваемой струи. Для значений W , составляющих $3,5\text{--}4,0\%$ хорды крыла, более эффективен тангенциальный вдув, тогда как при меньших значениях W предпочтителен нормальный вдув. Аэродинамическое качество повышается при увеличении ширины отсасываемой струи и достигает максимального значения при $W = 2,5\%$ хорды крыла.

С использованием аналогичного подхода в [11] численно исследовано влияние параметров нормального и тангенциального вдува через одиночную щель на аэродинамические характеристики профиля NACA 0012 в диапазоне углов атаки до 18° . Обнаружено, что для малых углов атаки применение вдува дает незначительный эффект. Основной вывод состоит в том, что ширина W выдуваемой тангенциальной струи, составляющая $3,5\text{--}4,0\%$ хорды крыла, является оптимальной, тогда как меньшие значения W более предпочтительны для нормального вдува. Установлено также, что, используя тангенциальный вдув с амплитудой $0,5$ от величины скорости потока и шириной струи, составляющей 4% хорды, можно достичь 17% увеличения аэродинамического качества крыла.

Что касается применения технологии совместного воздействия вдува и отсоса, то здесь мы ограничены в основном узким кругом лабораторных исследований. В частности, в [12] выполнены численные расчеты естественно развивающегося течения при наличии вдува/отсоса на сверхкритическом профиле 2D-RAE2822, расположенном под нулевым углом атаки. Показано, что применение вдува/отсоса является более эффективным в сравнении с отдельным применением этих технологий. Следует, однако, подчеркнуть, что эффект достигался главным образом за счет отсоса с передней кромки крыла и, как следствие, смещения

вниз по потоку положения перехода пограничного слоя.

Необходимо также подчеркнуть, что в большинстве работ, вдув (отсос) применялся главным образом для предотвращения отрыва пограничного слоя на крыле. Исследований, которые были бы акцентированы на изучении эффективности такого способа управления в условиях безотрывного обтекания, т. е. в диапазоне крейсерских углов атаки, по существу, не встречается. Учитывая вышеизложенное, настоящая работа предпринята с целью экспериментального изучения возможности и эффективности применения стационарного вдува/отсоса воздуха в турбулентном пограничном слое классического симметричного крылового профиля NACA 0012 в диапазоне углов атаки, близких к крейсерским. Единственное соображение, положенное в основу выбора данного профиля, – его простота. Действительно, вряд ли целесообразно усложнять задачу дополнительными эффектами, связанными, например, с наличием отгиба хвостовой части крыла, как это имеет место у сверхкритического профиля. К тому же задача обтекания вязкой несжимаемой жидкостью профиля NACA 0012 хорошо известна, а базовые свойства профиля достаточно подробно освещены в литературе. Наконец, нельзя не учитывать, что он до сих пор широко используется на многих типах зарубежных вертолетов и легкомоторных самолетов.

Что касается выбора типа проницаемой поверхности для вдува/отсоса, то важным фактором в пользу мелкоперфорированной стенки было обеспечение необходимой жесткости конструкции в случае ее возможного использования на борту ЛА. Вряд ли можно признать оправданным для указанных целей применение, например, щелевой поверхности с шириной щели (в направлении оси x), составляющей несколько процентов хорды крыла [13].

Модель

Условия и методика эксперимента

Эксперименты проводились в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН с размерами рабочей части $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ при скорости набегающего потока $U_\infty =$

$= 21$ м/с, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде крыла $Re_c = 0,7 \times 10^6$ ($Re_l = 1,4 \times 10^6$ м⁻¹).

Исследуемая модель представляет собой прямоугольное крыло, составленное из профильных сечений типа NACA с относительной толщиной $t = t/c = 0,12$. Основные конструктивные элементы хвостовой части крыла показаны на рис. 1. Крыло изготовлено из влагостойкой древесины и имеет симметричный профиль с хордой $c = 500$ мм, размахом $z = 950$ мм и максимальной толщиной $t = 60$ мм. Качество отделки соответствует уровню шлифованной поверхности. Поперечные координаты верхней y_v и нижней y_n образующей профиля в прямоугольной системе координат с началом на носике крыла определяются в соответствии со следующей формулой:

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

где t – относительная толщина профиля, равная 0,12.

Для осуществления вдува и отсоса воздуха в конструкции предусмотрены две автономные герметичные камеры 2, расположенные симметрично по разные стороны крыла. Принудительная подача воздуха в камеру давления (при вдуве) осуществлялась через торцовую часть крыла через три подводящих канала 3. На выходе из камеры давления устанавливалась двухслойная решетка 5 с отверстиями диаметром 1 мм. Равномерность воздуха по размаху крыла z вдуваемого (отсасываемого) воздуха обеспечивалась путем уменьшения (по оси z) степени проницаемости решетки 5 в случае вдува и ее увеличения в случае отсоса. Для этой же цели с внутренней стороны мелкоперфорированной поверхности дополнительно (без всякого зазора) устанавливался мелкоячеистый фильтр SEFAR PET 1500 150/380 – 34Y 4. Таким образом, сжатый воздух от штатной системы поступал в камеру давления, а из нее через двухслойную решетку и основную мелкоперфорированную вставку 1 длиной 76 мм и размахом 400 мм, образующую часть панели крыла, – в пограничный слой. Степень проницаемости собственно перфорированного материала составляла около 18 %. Принудительный отсос воздуха осуществлялся в обратной последовательности

примерно по такой же схеме: пограничный слой → мелкоперфорированная вставка 1 → двухслойная решетка 5 → камера разрежения → три подводящих канала → вакуумная система.

Модель дренирована приемниками статического давления диаметром 0,5 мм, расположенными в центральной плоскости симметрии крылового профиля. Шаг между отверстиями выбран минимально возможным в области течения с градиентом давления, максимальное значение которого реализуется в окрестности передней кромки модели.

Конструкция позволяет дискретно менять положение крыла по длине рабочей части трубы, а также плавно варьировать угол атаки α в диапазоне $\alpha = \pm 15^\circ$. Истинный угол атаки крыла устанавливался по шкале с оптическим визиром с погрешностью, не превышающей $0,25^\circ$. Для удобства измерений в пограничном слое и в следе крыло устанавливается в аэродинамической трубе в вертикальном положении.

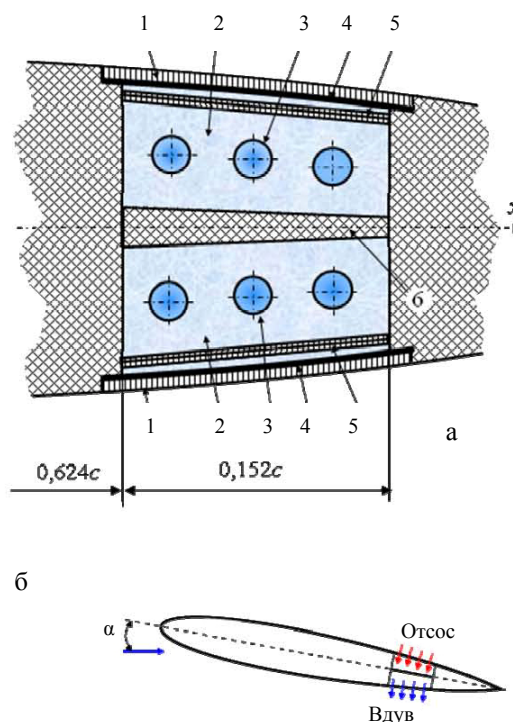


Рис. 1. Основные конструктивные элементы хвостовой части модели крылового профиля (а) и принципиальная схема вдува / отсоса (б): 1 – перфорированная вставка; 2 – камеры разрежения и давления; 3 – подводящие каналы; 4 – мелкоячеистый фильтр; 5 – двухслойная регулируемая (по проницаемости) решетка; 6 – разделительная перегородка (размеры – в долях хорды)

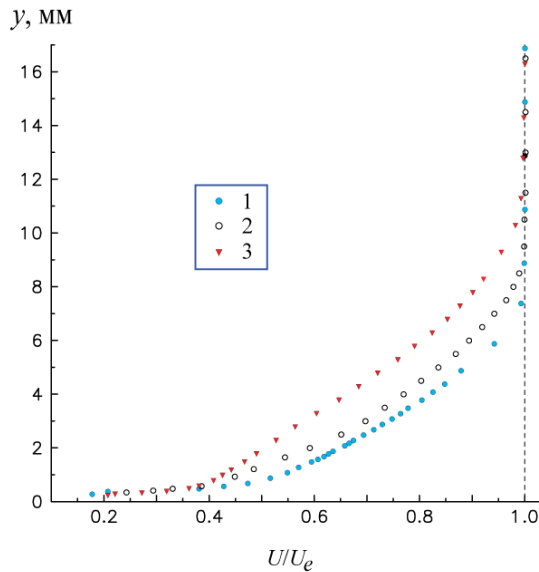


Рис. 2. Профили средней скорости в пограничном слое базового профиля при $\alpha = 0^\circ$. Относительное расстояние от передней кромки $\bar{x}$: 1 – 0,581; 2 – 0,701; 3 – 0,821

Для предотвращения возможных концевых эффектов и влияния пограничного слоя стенок трубы на характеристики течения в рабочей области исследований, а также для увеличения эффективного удлинения крыла λ_{eff} модель снабжена концевыми аэродинамическими шайбами, выполненными в виде эллипса, большая сторона которого составляет 1,4 хорды крыла. Расстояние между шайбами l в направлении размаха крыла равно 854 мм, что соответствует удлинению крыла $\lambda = 1,71$. Следуя результатам [14], фактическое удлинение определяется по формуле:

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda(1 + 1,66(h/l)),$$

где h – высота концевой шайбы. Поэтому в данном случае λ_{eff} составляет величину, равную 2,37.

Для того чтобы избежать неоднозначности течения на поверхностях крыла, в частности, вследствие формирования переходной области течения и тем самым не усложнять задачу дополнительным влиянием побочных эффектов, пограничный слой искусственно турбулизировался. С этой целью использовалась специальная самоклеящаяся противоскользкая лента средней зернистости длиной (по оси x) 20 мм и толщиной 0,6 мм, которая наклеивалась по раз-

маху крыла на обеих его сторонах на расстоянии около 5 % хорды от его передней кромки.

Расход G вдуваемого воздуха варьировался в диапазоне от 0 до 500 стандартных литров в минуту, в то время как расход отсасываемого воздуха менялся в пределах от 0 до 263 л/мин и ограничивался возможностями вакуумной системы. Указанный расход тщательно контролировался с помощью расходомера Electronic Mass Flow Meter фирмы «Aalborg» (Model GFM 67) с погрешностью, не превышающей 1,5 % от максимального значения.

Определение коэффициента вдува (отсоса) $C_{b(s)} = \rho_{b(s)} v_{b(s)} / \rho_\infty U_\infty$, который часто используется в подобных случаях в качестве важного параметра, вызывает некоторое затруднение. (Здесь $\rho_{b(s)} v_{b(s)}$ – плотность и скорость вдуваемого (отсасываемого) воздуха, а $\rho_\infty U_\infty$ – плотность и скорость набегающего потока, где индексы $b(s)$ относятся соответственно к вдуву b (blowing) и отсосу s (suction).) Причина в том, что точное значение степени проницаемости многослойной перфорированной конструкции, а следовательно, и проходной площади, которая давала бы возможность определить осредненное (по площади) значение скорости вдуваемого или отсасываемого воздуха $v_{b(s)}$, вообще говоря, не известно. Это требует специальной тарифовки, которая на данном этапе работ не проводилась. Оценки, выполненные в предположении отсутствия суперпозиции различных слоев проницаемой конструкции, показывают, что, например, максимальная скорость вдува v_b в нашем случае составляет сотые доли от скорости U_∞ .

Скорость набегающего потока U_∞ поддерживалась постоянной и контролировалась по перепаду между полным и статическим давлением, измеренному с помощью трубки Прандтля, установленной на расстоянии около 1,5 s выше по потоку от крыла.

Для выполнения измерений в пограничном слое и следе использовалось координатное устройство с тремя степенями свободы, установленное на наружной стенке трубы. Оно обеспечивало линейные перемещения соответственно по оси y с точностью 0,01 мм (точная шкала) и 0,1 мм (грубая шкала) и по оси x с точностью 0,5 мм, а также угловое вращение в плоскости yz с точностью 0,5°.

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 миниатюрный 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. В процессе измерений токоподводы датчика располагались под небольшим углом к поверхности крыла, а нить, соответственно, ориентировалась перпендикулярно вектору скорости набегающего потока. Момент касания датчика стенки контролировался по наличию электрического контакта.

При определении профильного сопротивления крыла C_{xp} , представляющего собой сумму сопротивления трения и сопротивления давления, предпочтение было отдано хорошо известному методу импульсов [15]. В этом случае простая формула, полученная из теоремы импульсов, имеет следующий вид:

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

т. е.

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

где $\varphi(y)$ – подынтегральная функция, а $(P_{0сл} - P_{сл})$ – перепад между полным и статическим давлением в следе и $(P_0 - P_\infty)$ – перепад между полным и статическим давлением набегающего потока, которые измерялись соответственно с помощью миниатюрной трубки Прандтля диаметром 2 мм, расположенной на расстоянии 130 мм (0,26 c) от задней кромки крыла, и с помощью штатной трубки Прандтля, входящей в комплект аэродинамической трубы.

Результаты исследований

Начальная стадия экспериментов не предусматривала подробных измерений локальных свойств течения на крыловом профиле. Цель состояла в том, чтобы на основе

выборочных профилей средней скорости и профилей турбулентных пульсаций скорости убедиться, что пограничный слой при отсутствии управляющего воздействия соответствует сложившимся представлениям о течении на крыле под углом атаки. В качестве примера на рис. 2 показаны профили средней скорости U/U_e в пограничном слое, измеренные впереди перфорированной вставки, посередине и позади нее. Как видно, они не содержат каких-либо особенностей. Более того, судя по профилям среднеквадратичных (rms) пульсаций продольной компоненты скорости u'_{rms} , максимальное значение которой составляет около 8,5 % от U_e , пограничный слой действительно находится в турбулентном состоянии.

Распределение давления

На рис. 3 в виде зависимости $C_p = f(\bar{x})$ приведено распределение поверхностного давления на наветренной и подветренной сторонах крыла при варьируемых значениях угла атаки α . Здесь $C_p = (P - P_\infty)/(0,5\rho_\infty U_\infty^2)$ – коэффициент давления, в котором P и P_∞ – соответственно давление на поверхности крыла и статическое давление набегающего потока, ρ_∞ – плотность воздуха, а $\bar{x} = x/c$ – безразмерная координата, имеющая направление хорды крыла. (Положение турбулизатора пограничного слоя, а на других рисунках и положение перфорированной секции показаны пунктирными линиями.) Как видно, распределение давления не содержит ничего неожиданного и вполне соответствует классическим представлениям о течении на крыле под углом атаки. Вполне естественно, что по мере увеличения α коэффициент давления C_p возрастает на наветренной стороне крыла и уменьшается на подветренной стороне. В то же время сравнение с данными эксперимента [16] показывает, что при $\alpha = 0^\circ$ измеренные значения C_p получились несколько заниженными. Возможная причина состоит в том, что аэродинамические характеристики крылового профиля NASA 0012 могут зависеть не только от присутствия турбулизатора, но и от типа турбулизатора, его положения по хорде крыла и, разумеется, от числа Рейнольдса Re_c [16]. Нельзя исключать и другую причину указанного отличия, которая может быть вызвана влиянием стенок рабочей части

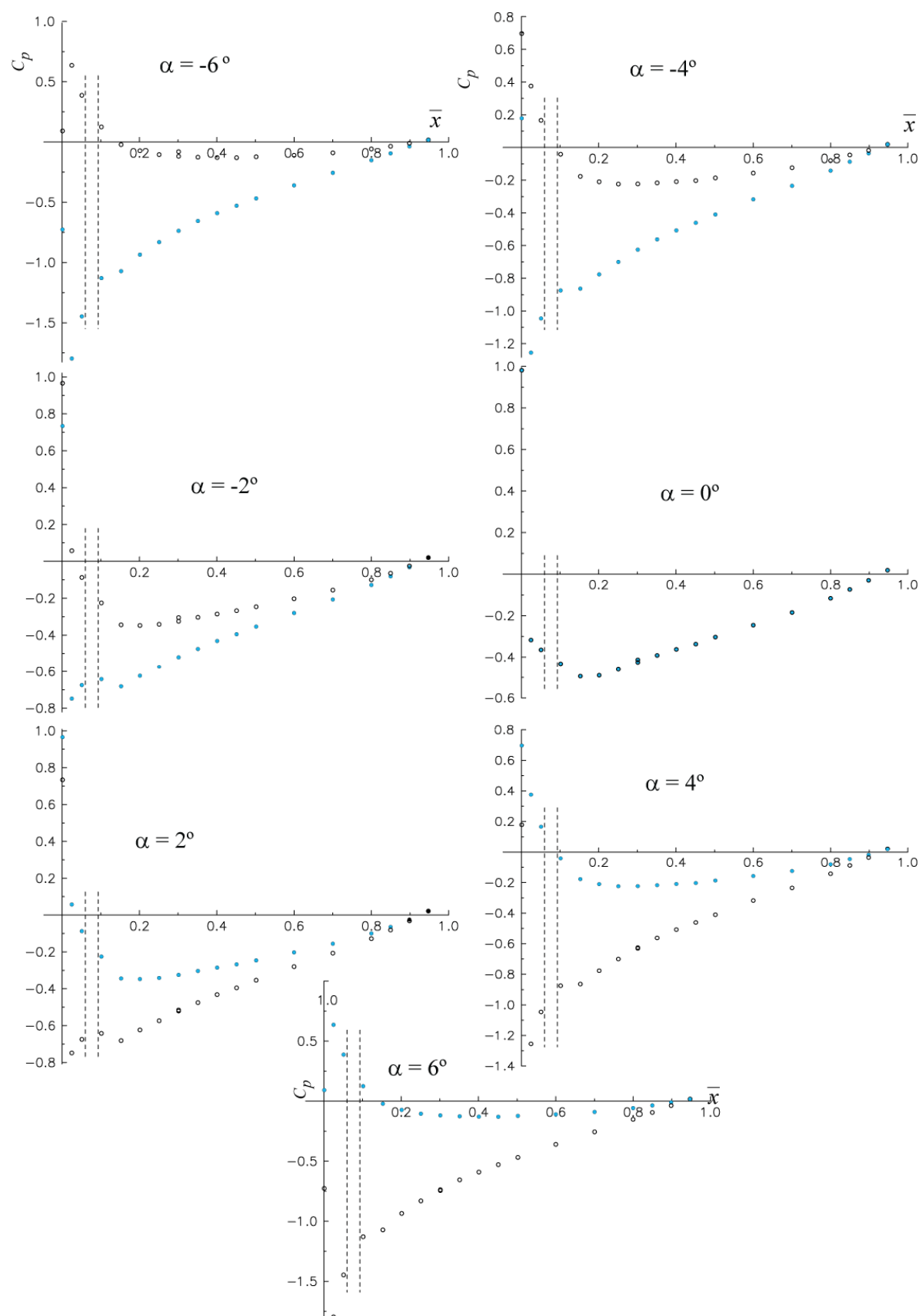


Рис. 3. Распределение коэффициента поверхностного давления на наветренной и подветренной сторонах базового профиля

трубы. В литературе можно встретить отличающиеся оценки этого влияния, распространяющегося на расстояние от 1 до 1,5 хорды крыла. Чтобы оценить степень этого влияния, нами выполнены численные расчеты течения на исследуемом крыле с использованием различных моделей турбулентности ($k-\epsilon$, $k-\omega$, $k-\omega$ /SST и др.) (в статью не вошли) при изменении расстояния от модели до жестких границ. Оказалось, что такое влияние действительно есть, но оно находится в пределах разброса результатов, полученных при использовании различных моделей турбулентности.

Аэродинамические характеристики крыла

Раздельное влияние отсоса и вдува

Представленные выше эпюры давления послужили основой для определения коэффициента нормальной силы сечения крыла:

$$C_y = \int_0^1 (C_{pw} - C_{pl}) d\bar{x},$$

где индексы «w» и «l» относятся соответственно к наветренной и подветренной стороне крыла. Полученные таким образом данные представлены на рис. 4 для базового крылового профиля в виде зависимости $C_y = f(\alpha)$. Они показывают, что в исследованном диапазоне углов атаки, включая и отрицательные значения α , характер этой зависимости близок к линейному (прямая линия). Естественно, что при $G = 0$ признаков образования подъемной силы не обнаружено, поскольку распределение давления на той и другой стороне крыла в пределах погрешности эксперимента практически одинаково.

Наибольший интерес представляет вопрос о возможности улучшения аэродинамических характеристик крылового профиля при помощи не только совместного вдува/отсоса, но и за счет раздельного их применения. Типичная характеристика, отражающая эффективность отсоса (вдув отсутствует), представлена на рис. 5 в виде зависимости $\Delta C_y = f(\alpha)$, где ΔC_y – абсолютное приращение коэффициента подъемной силы крыла. Как видно, наибольшее приращение величины C_y порядка 0,011 достигается

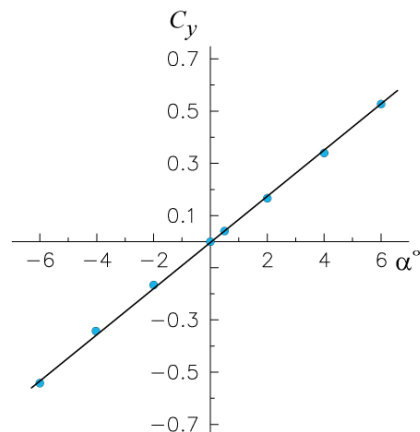


Рис. 4. Изменение коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки (базовый профиль)

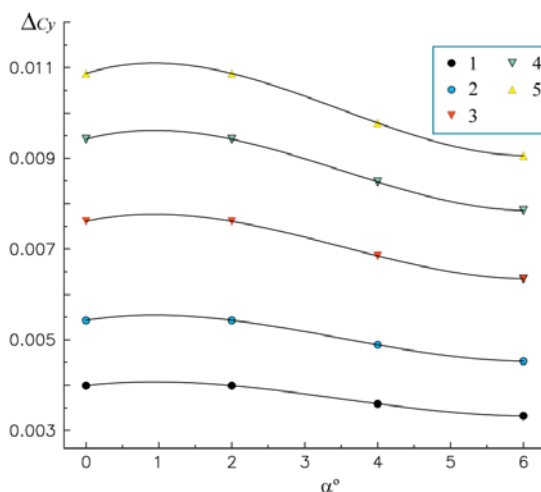


Рис. 5. Приращение коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки крыла. Расход отсасываемого воздуха G , л/мин: 1 – 50; 2 – 100; 3 – 160; 4 – 220; 5 – 263

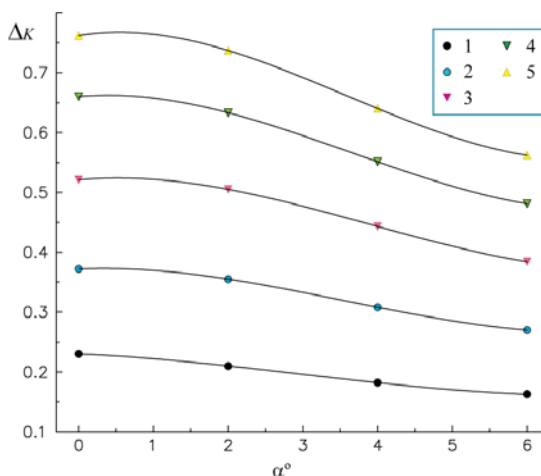


Рис. 6. Приращение аэродинамического качества в зависимости от угла атаки крыла. Расход отсасываемого воздуха G , л/мин: 1 – 50; 2 – 100; 3 – 160; 4 – 220; 5 – 263

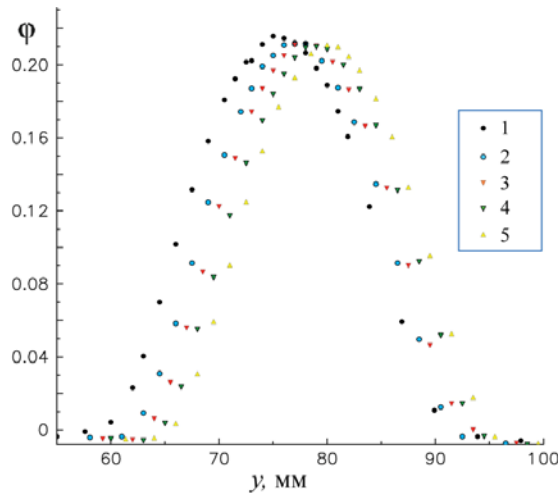


Рис. 7. Типичная подынтегральная функция $\phi(y)$ в следе при $\alpha = 0^\circ$. Расход отсасываемого воздуха G , л/мин: 1 – 50; 2 – 100; 3 – 160; 4 – 220; 5 – 263

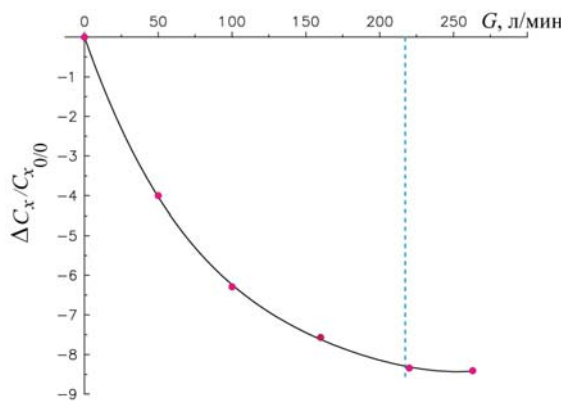


Рис. 8. Изменение аэродинамического сопротивления крыла в зависимости от расхода отсасываемого воздуха при $\alpha = 0^\circ$

ется при максимальном в данном эксперименте отсосе воздуха и углах атаки α порядка $0-2^\circ$. По мере увеличения α эффективность отсоса из пограничного слоя снижается.

Обращает на себя внимание, что в этом случае можно обеспечить также приращение аэродинамического качества ΔK крылового профиля, составляющее около 0,8 единиц, что можно видеть на рис. 6, представленное в виде зависимости $\Delta K = f(\alpha)$, где $\Delta K = \Delta C_y / C_x$. Анализ показывает, что отмеченное приращение достигается преимущественно за счет снижения аэродинамического сопротивления, которое в зависимости от угла α может составлять от 3 до 8,5 %. Данный факт наглядно подтверждается рас-

пределением подынтегральной функции $\phi = \phi(y)$ в следе крыла, представленной на рис. 7 для угла атаки $\alpha = 0^\circ$ при варьируемой величине отсоса и отсутствии вдува. Видно, что площадь под кривой, пропорциональная коэффициенту аэродинамического сопротивления, уменьшается с ростом расхода отсасываемого воздуха. Ясно, что отсос из пограничного слоя приводит к сужению следовой части потока позади крыла и, как следствие, к соответствующему уменьшению составляющей сопротивления за счет сил давления.

Процентное уменьшение аэродинамического сопротивления, полученное для нулевого угла атаки, иллюстрируется на рис. 8 в виде зависимости $\Delta C_x / C_{x0/0} = f(G)$, где $\Delta C_x = (C_x - C_{x0/0}) / C_{x0/0}$, в котором величина $C_{x0/0}$ относится к базовому крылу, а G – расход отсасываемого воздуха. Как видно, в этом случае аэродинамическое сопротивление крыла уменьшается на величину порядка 9 % и достигается при максимальном в данном эксперименте отсосе G . Характер приведенной зависимости ясно показывает, что при $G \geq 220$ л/мин увеличение расхода не целесообразно, поскольку может привести лишь к бесполезному увеличению энергетических затрат на реализацию этого способа воздействия на пограничный слой.

Причины роста аэродинамического качества в этом случае объясняются не только уменьшением аэродинамического сопротивления крыла. Они становятся понятными, если рассмотреть характер распределения давления по поверхности крыла, например, при $\alpha = 0^\circ$, которое представлено на рис. 9 в виде зависимости $C_p = f(\bar{x})$.

Отметим предварительно, что для того, чтобы избежать при вдуве/отсосе нежелательных возмущений от вспомогательных подводящих коммуникаций со стороны камеры разрежения, перфорированные участки поверхности не были снабжены приемниками давления. Поэтому распределение давления в этом случае контролировалось при помощи перемещаемого вдоль обтекаемой поверхности миниатюрного зонда статического давления диаметром 0,76 мм. При этом приемная часть зонда ориентировалась по направлению касательной к стенке.

Сравнение с данными для базового профиля (см. рис. 9) показывает, что отсос воздуха вызывает повышение разрежения на

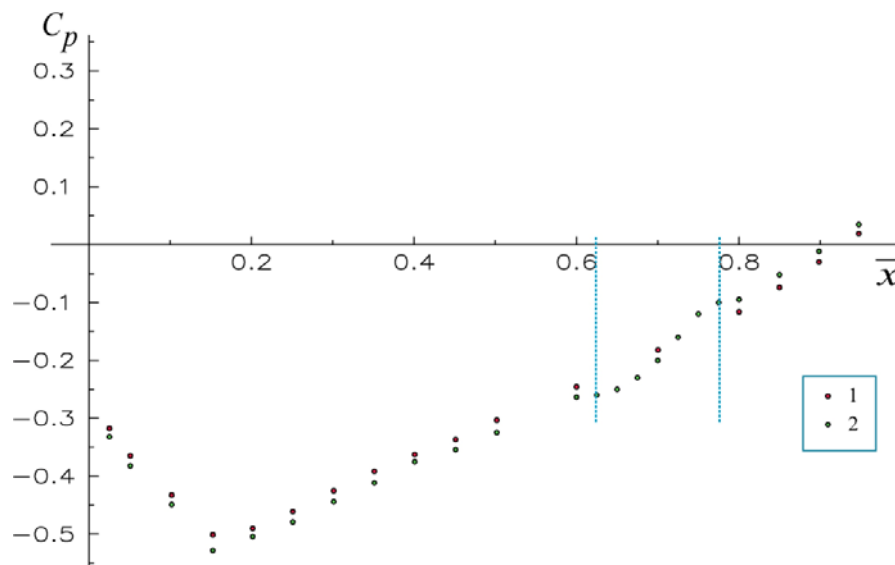


Рис. 9. Распределение коэффициента поверхностного давления на стороне отсоса крыла при $\alpha = 0^\circ$
(1 – базовый профиль; 2 – вдув / отсос 0 / 263 л/мин)

поверхности крыла, в том числе и непосредственно выше по потоку от области отсоса. В области течения над самой перфорированной вставкой зона пониженного давления распространяется примерно до середины ее длины, затем C_p возрастает и остается таковым ниже по течению от перфорированной вставки. Тем не менее, суммарный эффект, состоящий в уменьшении давления на большей части поверхности крыла на стороне отсоса, приводит к приращению подъемной силы и соответствующему росту аэродинамического качества крыла (см. рис. 6).

Совместное влияние вдува / отсоса

Пример эффекта совместного воздействия вдува и отсоса на пограничный слой крыла представлен на рис. 10 в виде зависимости $\Delta K = f(\alpha)$, характеризующей приращение аэродинамического качества при варьированном расходе вдуваемого воздуха и максимальном значении отсоса. Поведение этой зависимости явно указывает на неоднозначный характер эффекта вдува/отсоса. При малых расходах вдуваемого воздуха максимальное приращение аэродинамического качества реализуется при повышенных углах атаки. По мере роста расхода вдуваемого воздуха максимум приращения ΔK смещается в область околонулевых значений α . Это более наглядно можно видеть

на рис. 11, откуда следует, что максимальный выигрыш аэродинамического качества порядка 1,8 единицы в сравнении с соответствующим значением для базового профиля действительно достигается при $\alpha = 0^\circ$. Увеличение угла атаки приводит к снижению эффективности данного способа воздействия на пограничный слой.

Рост аэродинамического качества в этом случае объясняется следующей простой причиной. Сравнение зависимостей $C_p(x)$, например, для случая вдува/отсоса 500/263 л/мин и для базового профиля (рис. 12), показывает,

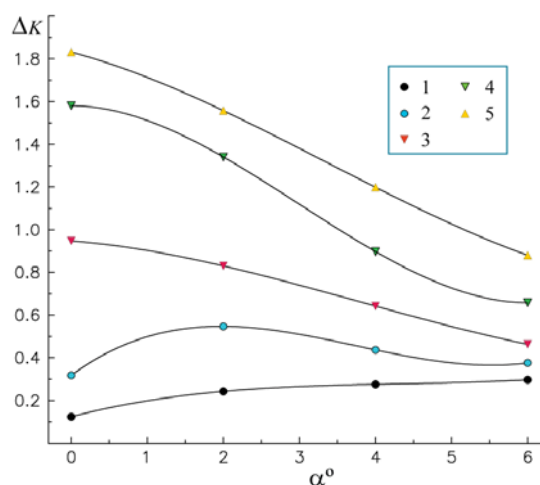


Рис. 10. Приращение аэродинамического качества в зависимости от угла атаки крыла. Расход вдуваемого/отсасываемого воздуха G , л/мин: 1 – 100/263; 2 – 200/263; 3 – 300/263; 4 – 400/263; 5 – 500/263

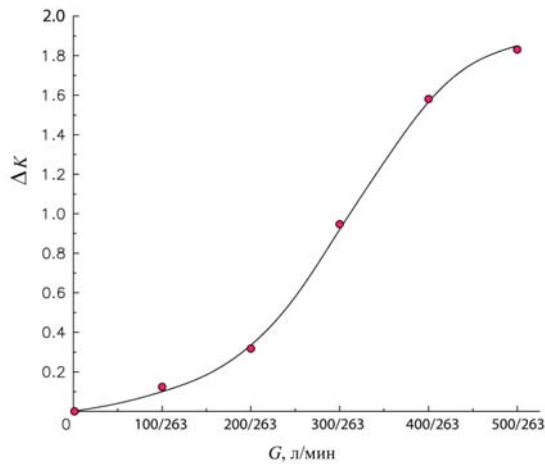


Рис. 11. Приращение аэродинамического качества в зависимости от расхода вдуваемого / отсасываемого воздуха при $\alpha = 0^\circ$

что вдув воздуха при постоянном отсосе вызывает повышение давления на стороне вдува, в том числе и непосредственно выше по потоку. В области течения над самой перфорированной вставкой зона повышенного давления распространяется примерно до середины ее длины, затем C_p уменьшается и остается таковым ниже по течению от перфорированной секции. Рост давления за счет вдува на одной стороне крыла и уменьшение давления за счет отсоса на противоположной стороне приводят к соответствующему увеличению подъемной силы и в конечном счете к увеличению аэродинамического качества крыла. Поскольку сам раздельный вдув, как показывают результаты измерений, по существу не дает снижения

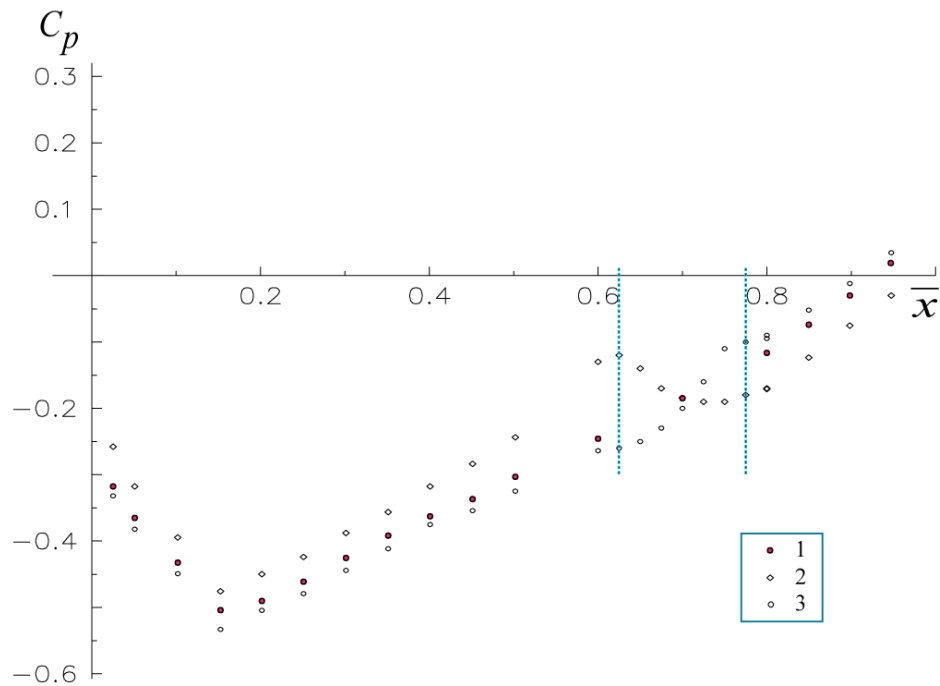


Рис. 12. Распределение коэффициента поверхностного давления вдоль хорды крыла при $\alpha = 0^\circ$:
1 – базовый профиль; 2 – вдув / отсос 500 / 263 л/мин (сторона вдува);
3 – вдув / отсос 500 / 263 л/мин (сторона отсоса)

аэродинамического сопротивления, то возрастание подъемной силы – единственная причина роста величины K . Причем приращение коэффициента подъемной силы с ростом расхода G через проницаемую стенку происходит примерно по линейному закону. Данный факт качественно подтверждается результатами эксперимента [17], в котором вдув в пограничный слой крылового профиля осуществлялся по нормали к

поверхности через щель, расположенную на расстоянии 95 % хорды. Как и в нашем случае, обнаружено практически постоянное приращение C_y в исследованном диапазоне углов α .

Заключение

Результаты экспериментального исследования, направленного на изучение эффек-

тивности совместного воздействия на турбулентный пограничный слой стационарного вдува/отсоса воздуха через мелкоперфорированные секции симметричного крылового профиля NACA 0012, позволяют сделать следующие выводы.

1. Раздельный способ воздействия на пограничный слой позволяет обеспечить приращение коэффициента подъемной силы C_y порядка 0,011, которое достигается при максимальном в данном эксперименте отсосе воздуха и углах атаки α порядка $0-2^\circ$, что соответствует приращению аэродинамического качества ΔK крылового профиля около 0,8 единицы.

2. Полученные результаты явно указывают на неоднозначный характер совместного управляющего воздействия в виде вдува/отсоса на аэродинамические характеристики крыла. В этом случае максимальный выигрыш аэродинамического качества порядка 1,8 единицы достигается при нулевом угле атаки α . Увеличение α приводит к снижению эффективности данного способа воздействия на пограничный слой.

3. При всех вариантах управляющего воздействия механизм увеличения аэродинамического качества одинаков. Он состоит в том, что рост давления за счет вдува на одной стороне крыла и уменьшение давления за счет отсоса на противоположной стороне приводят к соответствующему увеличению подъемной силы и в конечном счете к увеличению аэродинамического качества крыла.

4. Несмотря на предпринятые меры, обнаружена заметная неравномерность вдуваемого и, особенно, отсасываемого воздуха по размаху крыла. Поскольку основные измерения выполнены вдоль центральной хорды крыла, это приводит к систематической погрешности результатов эксперимента. Поэтому возникает настоятельная необходимость в совершенствовании камер вдува и отсоса с целью обеспечения равномерного течения в окрестности перфорированных секций в направлении оси z . Главная проблема – в малых внутренних объемах камер вдува и отсоса, ограниченных небольшой толщиной хвостовой части крыла.

Список литературы

1. Chernyshev S. L., Kiselev A. Ph., Kuryachii A. P. Laminar flow control research at

TsAGI: Past and present // Progress in Aerospace Sci. 2011. Vol. 47. P. 169–185.

2. Abbas A., de Vicente J., Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // Aerospace Science and Technology. 2013. Vol. 28. P. 100–132.

3. Hwang D. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // Progress in Aerospace Sci. 2004. Vol. 40. P. 559–575.

4. Kornilov V. I. Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // Progress in Aerospace Sci. 2015. Vol. 76. P. 1–23.

5. Tillman T. G., Hwang D. P. Drag reduction on a large-scale nacelle using a microblowing technique // Proc. of the 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan. 1999. AIAA Paper. 1999. No. 1999–0130.

6. Kornilov V. I., Boiko A. V. Efficiency of air microblowing through microperforated wall for flat plate drag reduction // AIAA J. 2012. Vol. 50, No. 3. P. 724–732.

7. Lin Y. L., Chyu M. K., Shih T. I. P., Willis B. P., Hwang D. P. Skin friction reduction through micro blowing // AIAA Paper. 1998. No. 1998–0359.

8. Li J., Lee C.-H., Jia L., Li X. Numerical study on the flow control by micro-blowing // Proc. of 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, Jan. 2009. AIAA Paper. No. 2009–779.

9. Choi N. S. A study of micro-blowing technique // A Thesis of Institute for Aerospace Studies, University of Toronto. 1999.

10. Yousefi K., Saleh R., Zahedi P. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil // J. of Mechanical Science and Technology. 2014. Vol. 28. No.4. P. 1297–1310.

11. 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. of Theoretical and Applied Mechanics. 2014. Vol. 52. No.1. P. 165–179.

12. Cai J., Gao Z. X. Numerical study on drag reduction by micro-blowing/suction compounding flow control on supercritical airfoil // Procedia Engineering. 2015. Vol. 99. P. 613–617.

13. Najdat Nashat Abdulla, Sajida Lafta Ghashim Jassim. Parametric study of suction or blowing effects on turbulent flow over a flat

plate // Journal of Engineering. 2010. Vol. 16. No. 4. P. 6164–6185.

14. Красильщиков П. П. Влияние шайб на аэродинамические характеристики крыла // Тр. ЦАГИ. 1930. Вып. 58. С. 1–31.

15. Jones B. M. The measurement of profile drag by the pitot traverse method // ARC R & M. 1936. No. 1668.

16. 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 // ARC R & M. 1973. No. 3726.

17. 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 European Drag Reduction and Flow Control Meeting (EDRFCM 2015). Cambridge, UK, 2015.

Материал поступил в редколлегию 05.02.2018

V. I. Kornilov

*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

kornilov@itam.nsc.ru

STEADY BLOWING / SUCTION INTO TURBULENT BOUNDARY LAYER OF A SYMMETRICAL AEROFOIL SECTION

The efficiency of steady air blowing / suction into the turbulent boundary layer of the NACA 0012 aerofoil section in an incompressible flow was studied experimentally. The blowing / suction was carried out through finely perforated sections located on the adjacent sides of the wing and being parts of its streamlined surface. The studies were performed at the Reynolds number $Re_c = 0.7 \times 10^6$ in the range of angles of attack $\alpha = -6 - 6^\circ$. The obtained results clearly indicate the ambiguous nature of the combined control action in the form of blowing / suction on the aerofoil aerodynamic characteristics. The maximum gain in lift-to-drag ratio of about 1.8 units is achieved at zero angle of attack α . An increase in α leads to a decrease in the effectiveness of this method of action on the boundary layer.

Keywords: aerofoil, boundary layer, finely perforated section, blowing / suction, lift-to-drag ratio, lifting force, drag.

For citation:

Kornilov V. I. Steady Blowing / Suction into Turbulent Boundary Layer of a Symmetrical Aerofoil Section. *Siberian Journal of Physics*, 2018, vol. 13, no. 1, p. 33–44. (In Russ.)

DOI 10.25205/2541-9447-2018-13-1-33-44