

УДК 532.526.4 + 532.546.6 + 533.69.048

Управление турбулентным пограничным слоем крыла путем комбинированного вдува/отсоса

В.И. Корнилов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail:kornilov@itam.nsc.ru

Экспериментально изучена возможность управления турбулентным пограничным слоем крылового профиля NASA 0012 с целью улучшения его аэродинамических характеристик в несжимаемом потоке. Управление течением осуществлялось в диапазоне углов атаки $-12 \div 12^\circ$ путем применения стационарного комбинированного вдува/отсоса воздуха через мелкоперфорированные поверхности, расположенные, соответственно, на наветренной и подветренной сторонах крыла и являющихся частью его обтекаемой поверхности.

Ключевые слова: крыловой профиль, турбулентный пограничный слой, мелкоперфорированная стенка, вдув/отсос, давление, аэродинамическое сопротивление, подъемная сила.

Введение

В последние десятилетия разработано множество способов улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА), а также отдельных его элементов, в том числе крыла самолета. Сюда следует отнести подходы, основанные как на совершенствовании облика ЛА, так и на применении пассивных и активных методов управления пограничным слоем [1, 2]. За прошедшие 25 лет создана прочная основа для прогресса в авиационно-космической промышленности за счет управления ламинарным потоком. Однако 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, таких как вдув, отсос или вдув/отсос газа, представляется одним из обнадеживающих путей, с помощью которого можно уменьшить сопротивление трения и полное аэродинамическое сопротивление и, тем самым, повысить аэродинамическую эффективность ЛА.

В практике лабораторных исследований широко известны технологии раздельного применения вдува или отсоса в пограничном слое [3–8], хотя при обтекании даже простейших модельных конфигураций они не всегда обеспечивают желаемый результат. В работе [9] изучалась возможность снижения профильного сопротивления расположенного под нулевым углом атаки симметричного «крылового профиля» за счет принудительного

вдува воздуха в несжимаемый пограничный слой через крупномасштабную перфорированную секцию. Вдув осуществлялся в область безградиентного течения, формирующегося на одной стороне «крыла». Было получено заметное снижение профильного сопротивления, однако энергетические затраты на процесс вдува не рассматривались. Параметрические исследования влияния одиночной выдуваемой или отсасываемой нормальной и тангенциальной струй шириной H при обтекании профиля NACA 0012 в диапазоне углов атаки $12\text{--}18^\circ$ были выполнены в работе [10]. Для решения RANS уравнений применялась модель турбулентности для касательных напряжений Ментера. Было обнаружено, что влияние величины H 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 H , составляющих $3,5\text{--}4,0\%$ хорды крыла, более эффективен тангенциальный вдув, тогда как при меньших значениях H предпочтителен нормальный вдув. Аэродинамическое качество в этом случае повышается при увеличении ширины отсасываемой струи и достигает максимального значения при $H = 2,5\%$ хорды крыла. С использованием аналогичного подхода в работе [11] численно исследовалось влияние параметров нормального и тангенциального вдува (коэффициента вдува, ширины струи и др. параметров) через одиночную щель на аэродинамические характеристики профиля NACA 0012 в диапазоне углов атаки до 18° . Полученные авторами результаты показали, что для малых углов атаки применение вдува дает незначительный эффект. Основным выводом заключался в том, ширина H выдуваемой тангенциальной струи, составляющая $3,5\text{--}4,0\%$ хорды крыла, является оптимальной, тогда как меньшие значения H более предпочтительны для нормального вдува. Было также установлено, 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.

Начатые ранее автором исследования были связаны в основном с изучением эффективности принудительного подвода воздуха в пограничный слой через гидравлически гладкую мелкоперфорированную стенку [6, 12] или подвода внешнего напорного потока в аэродинамической трубе через входное устройство, расположенное непосредственно на «нерабочей» стороне пластины [13]. Что касается применения технологии комбинированного вдува/отсоса, то здесь работы ограничены узким кругом лабораторных исследований. В частности, в [14] выполнялись численные расчеты естественно развивающегося течения при наличии вдува/отсоса на суперкритическом профиле 2D-RAE2822, расположенным под нулевым углом атаки. Было установлено, что применение комбинированного вдува/отсоса является более эффективным в сравнении с отдельным применением этих технологий. Следует, однако, подчеркнуть, что данный эффект достигался главным образом за счет отсоса с передней кромки крыла и, как следствие, смещения вниз по потоку положения перехода пограничного слоя в турбулентное состояние. Не случайно в работе [15], в которой экспериментально изучалась возможность применения подачи напорного потока в несжимаемый турбулентный пограничный слой крылового профиля CLARK Z через проницаемую носовую часть крыла и последующего его перепуска в пограничный слой через мелкоперфорированную секцию, являющуюся частью самой обтекаемой поверхности, был получен иной результат. Оказалось, что в таких условиях можно достичь лишь незначительного выигрыша в профильном сопротивлении. Вместе с тем был обнаружен резерв повышения аэродинамической эффективности крыла за счет более удачного размещения участка вдува вдоль хорды крыла.

Подводя итог результатам упомянутых выше исследований, необходимо также подчеркнуть, что в большинстве работ вдув применяется главным образом для предотвращения отрыва пограничного слоя на крыле. Исследований, которые были бы акцентированы на изучении эффективности такого способа управления в условиях безотрывного обтекания, не так много.

С учетом вышеизложенного, в настоящей работе предпринята попытка экспериментального изучения возможности и эффективности применения стационарного комбинированного 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 сравнительно простая форма. Действительно, вряд ли целесообразно усложнять задачу дополнительными эффектами, связанными, например, с наличием отгиба хвостовой части крыла, как это имеет место у суперкритического профиля. К тому же задача обтекания профиля *NACA 0012* вязкой несжимаемой жидкостью хорошо известна, а базовые свойства профиля достаточно подробно описаны 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 стенки для вдува/отсоса, то важным фактором в пользу мелкоперфорированной поверхности было обеспечение необходимой жесткости конструкции. Вряд ли можно признать оправданным применение на борту ЛА, например, щелевой поверхности с шириной щели, составляющей несколько процентов хорды крыла, как это практикуется в некоторых численных исследованиях.

1. 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 $1 \times 4 \text{ м}^3$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 21 \text{ м/с}$, что соответствовало числу Рейнольдса 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 крыло, составленное из профильных сечений типа *NACA* с относительной толщиной $t = t/c = 0,12$. Основные конструктивные элементы сечения крыла показаны на рис. 1. Крыло изготовлено из влагостойкой древесины и имеет симметричный профиль с хордой $c = 500 \text{ мм}$, размахом $z = 950 \text{ мм}$ и максимальной толщиной $t = 60 \text{ мм}$. Качество отделки соответствует уровню

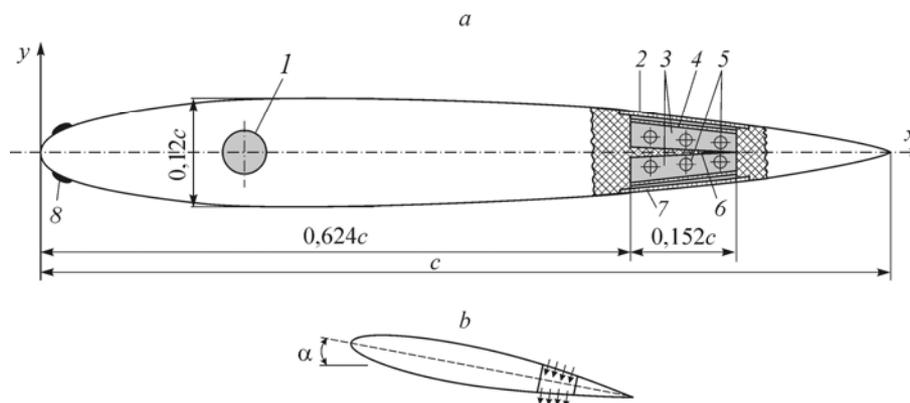


Рис. 1. Основные конструктивные элементы модели крылового профиля (а) и принципиальная схема вдува/отсоса (б).

- 1 — ось вращения крыла, 2 — перфорированная вставка (отсос),
 3 — камеры разрежения и давления, 4 — дросселирующая решетка, 5 — подводящие каналы,
 6 — разделительная перегородка, 7 — перфорированная вставка (вдув),
 8 — турбулизатор пограничного слоя; (размеры приведены в долях хорды; концевые шайбы условно сняты; приемники давления не показаны).

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 относительная толщина профиля $t = 0,12$.

Для обеспечения приемлемой равномерности вдуваемого и отсасываемого воздуха по размаху крыла z в конструкции предусмотрены две автономные герметичные камеры 3, расположенные симметрично по разные стороны крыла. Принудительная подача воздуха в камеру давления (при вдуве) осуществлялась в торцовой части крыла через три подводящих канала 5. На выходе из камеры давления устанавливалась дросселирующая перфорированная решетка 4 с отверстиями диаметром 1 мм. Дополнительная равномерность вдуваемого воздуха обеспечивалась путем установки в камере давления пористого материала (на рисунке не показано), гидравлическое сопротивление которого плавно возрастало в направлении оси z . Кроме того, с внутренней стороны мелкоперфорированной поверхности дополнительно (без зазора) устанавливался мелкоячеистый фильтр SEFAR PET 1500 150/380-34Y. Таким образом, сжатый воздух от штатной системы поступал в камеру давления, а из нее через дросселирующую решетку и основную мелкоперфорированную вставку 7 длиной 76 мм и размахом 400 мм, образующую часть панели крыла, — в пограничный слой. Степень проницаемости перфорированного материала составляла около 18 %. Принудительный отсос воздуха осуществлялся в обратной последовательности примерно по такой же схеме: пограничный слой → мелкоперфорированная вставка 2 → дросселирующая решетка 4 → камера разрежения 3 → три подводящих канала 5 → вакуумная система.

Рассматриваемая 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. Координаты приемных отверстий приведены в таблице.

Выбранная конструкция позволяет дискретно изменять положение крыла по длине рабочей части, 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 характеристик течения поперек исследуемой области модель устанавливается в аэродинамической трубе в вертикальном положении.

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 $\lambda = 1,71$. Однако в работе [16] было показано, что фактическое удлинение определяется по формуле

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

Таблица
Координаты приёмных отверстий
крылового профиля

№ приемн. отв.	x , мм	x/c
1	~0,4	~0,001
2	12,6	0,0252
3	25,6	0,0511
4	51,0	0,1018
5	76,4	0,1526
6	100,9	0,2015
7	125,7	0,251
8	150,9	0,3014
9	175,9	0,3513
10	200,8	0,401
11	225,9	0,4512
12	251,4	0,5021
13	300,5	0,6001
14	350,7	0,7004
15	400,6	0,800
16	425,4	0,8496
17	449,9	0,8985
18	474,3	0,9473

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

Необходимо отметить, что в областях сочленения концевых шайб с поверхностью крыла, представляющих собой типичные угловые конфигурации, реализуется пространственное течение с формированием продольно развивающихся вихрей. Для уменьшения негативного воздействия этих вихрей на основную область течения использовались зализы, геометрия которых выбиралась на основе данных [17].

Для того чтобы избежать неоднозначности течения на поверхностях крыла, в частности, вследствие формирования переходного участка течения, и, тем самым, не усложнять задачу дополнительным влиянием побочных эффектов, пограничный слой искусственно турбулизировался. Для этой цели использовалась специальная самоклеящаяся противоскользкая лента средней зернистости (δ на рис. 1) длиной (по оси x) 20 мм и толщиной 0,6 мм, которая наклеивалась по размаху 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 л/мин, в то время как расход отсасываемого воздуха оставался постоянным и равным 130 л/мин. 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) $C_{bs} = \rho_{bs} v_{bs} / (\rho_{\infty} U_{\infty})$ (здесь ρ_{bs} и v_{bs} — плотность и скорость вдуваемого (отсасываемого) воздуха, ρ_{∞} и U_{∞} — плотность и скорость набегающего потока, индексы b и s относятся соответственно к вдуву b (blowing) и отсосу s (suction)), который часто используется в подобных случаях в качестве важного параметра, вызывает некоторое затруднение. 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_{bs} не известно. Для получения таких данных требуется специальная тарировка, которая на данном этапе работ не проводилась. Однако оценки, выполненные в предположении отсутствия суперпозиции различных слоев проницаемой конструкции, показывают, что, в частности, максимальная скорость вдува v_b в рассматриваемом случае составляет сотые доли от скорости U_{∞} . Это означает, что максимальный коэффициент вдува C_b много ниже, чем, например, в численных расчетах [10].

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

Для выполнения измерений в пограничном слое и следе использовалось координатное устройство с тремя степенями свободы, установленное на наружной стенке аэродинамической трубы. Оно обеспечивало линейные перемещения по оси y с точностью 0,01 мм (по точной шкале) и 0,1 мм (по грубой шкале) 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. Блок-схема измерений включала термоанемометрический мост 55M10, к выходу которого был подключен линейризатор 55D10. Постоянная составляющая линейризованного сигнала, соответствующая средней скорости течения U , измерялась вольтметром постоянного тока 55D31. Переменная составляющая сигнала, соответствующая среднеквадратичному значению продольной компоненты скорости u'_{rms} , фильтровалась вспомогательным блоком 55D25 и измерялась вольтметром

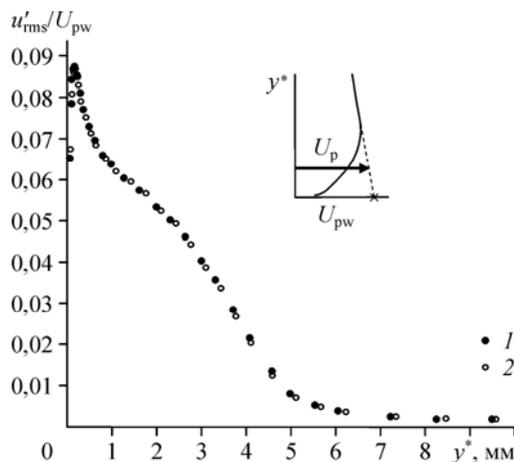
среднеквадратичных напряжений 55D35. В качестве первичного преобразователя использовался миниатюрный датчик термоанемометра с чувствительным элементом в виде вольфрамовой нити диаметром 5 мкм и длиной 1,2 мм, который эксплуатировался в режиме постоянной температуры при перегреве, равном 1,7. В процессе измерений нить датчика ориентировалась перпендикулярно вектору скорости набегающего потока. Момент касания датчиком стенки контролировался по наличию электрического контакта.

2. Результаты исследований

Начальная стадия экспериментов не предусматривала подробных измерений локальных свойств течения на крыловом профиле. Основная цель состояла в том, чтобы на основе выборочных профилей турбулентных пульсаций скорости и профилей средней скорости убедиться, что пограничный слой при отсутствии управляющего воздействия не имеет каких-либо особенностей и соответствует сложившимся представлениям о течении на крыле под углом атаки. В качестве примера на рис. 2 показаны профили среднеквадратичных (rms) пульсаций продольной компоненты скорости $u'_{rms}/U_{pw} = f(y^*)$ на обеих сторонах крыла при $\alpha = 0^\circ$ (здесь y^* — координата, отсчитываемая от поверхности крыла по нормали к вектору скорости набегающего потока, а U_{pw} — «скорость потенциального течения на стенке» (см. фрагмент на рис. 2), которая определяется описанным в работах [18, 19] способом, применяемым для течения вдоль криволинейной поверхности). Единственным соображением, положенным в основу выбора данного подхода является то, что линейный характер профилей скорости за пределами пограничного слоя крыла обусловлен непостоянством скорости потенциального течения в этой области и имеет тот же смысл, что и при обтекании криволинейной стенки. Судя по максимуму пульсаций скорости вблизи стенки, пограничный слой действительно находится в турбулентном состоянии. Профили средней скорости в пограничном слое также не содержат никаких особенностей.

2.1. 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 вдоль хорды крыла. Вследствие симметрии обтекания крыла представлен лишь положительный диапазон углов α . 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.

Как видно, распределение давления не содержит ничего неожиданного и вполне соответствует классическим представлениям о течении на крыле под углом атаки.

Рис. 2. Профили среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости на базовом профиле при $\alpha = 0^\circ$ на наветренной (1) и подветренной (2) сторонах крыла при $\bar{x} = 0,32$.

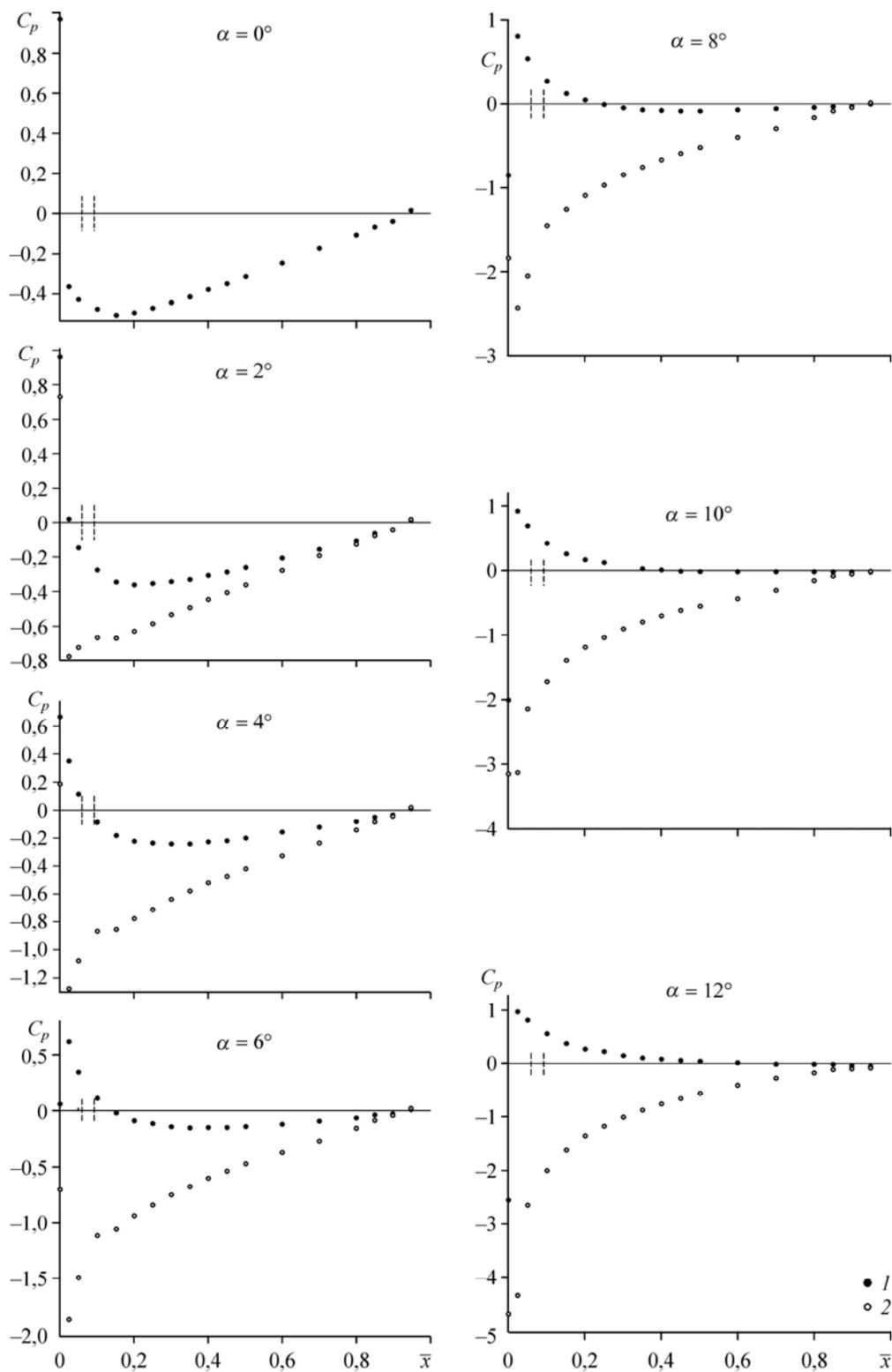


Рис. 3. Распределение коэффициента поверхностного давления вдоль хорды базового профиля.
 1 — наветренная сторона, 2 — подветренная сторона.

Вполне естественно, что по мере увеличения α значение коэффициента поверхностного давления C_p возрастает на наветренной стороне крыла и уменьшается на подветренной стороне. Вместе с тем, даже при $\alpha = 12^\circ$ не видно отчетливо выраженного плато давления, наличие которого свидетельствовало бы о возникновении области отрыва потока, хотя предпосылки для его образования становятся заметными уже при $\alpha = 10^\circ$.

2.2. Аэродинамические характеристики крыла

2.2.1. Подъемная сила

Наибольший интерес представляет вопрос о возможности улучшения аэродинамических характеристик крылового профиля при помощи вдува (отсоса) воздуха в турбулентный пограничный слой. Представленные выше эпюры давления послужили основой для определения коэффициента подъемной 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 сторонам 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. Правда, оценить корректность полученных данных достаточно проблематично, поскольку, как было показано в работе [20], аэродинамические характеристики крылового профиля NASA 0012 зависят не только от наличия или отсутствия турбулизатора пограничного слоя, но и от типа турбулизатора, его положения по хорде крыла и, разумеется, от числа Рейнольдса Re_c . Однако интерполируя экспериментальную зависимость $C_{y_{max}} = f(Re_c)$ [20] на настоящие условия, можно найти, что при прочих равных условиях величина $C_{y_{max}}$ должна быть порядка 1. Трудно ожидать лучшей согласованности, поскольку в указанной работе в качестве турбулизатора пограничного слоя использовались шарики диаметром 0,3 мм, тогда как в рассматриваемом случае — лента средней зернистости.

Типичная зависимость, характеризующая эффект управляющего воздействия в виде вдува/отсоса на коэффициент подъемной силы C_y и аэродинамическое качество K , представлена на рис. 5 для нулевого угла атаки крыла. Здесь значения G на оси абсцисс

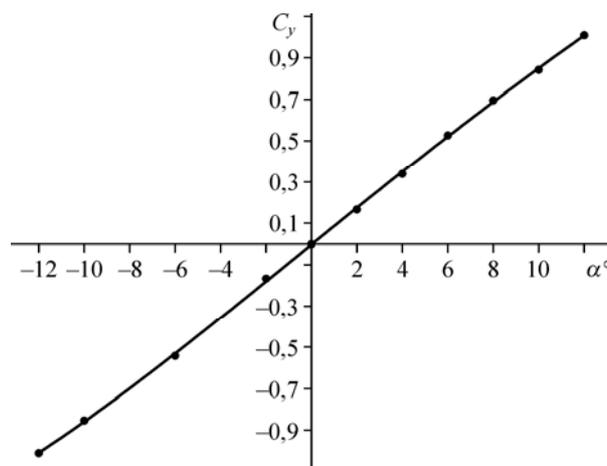


Рис. 4. Изменение коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки (базовый профиль).

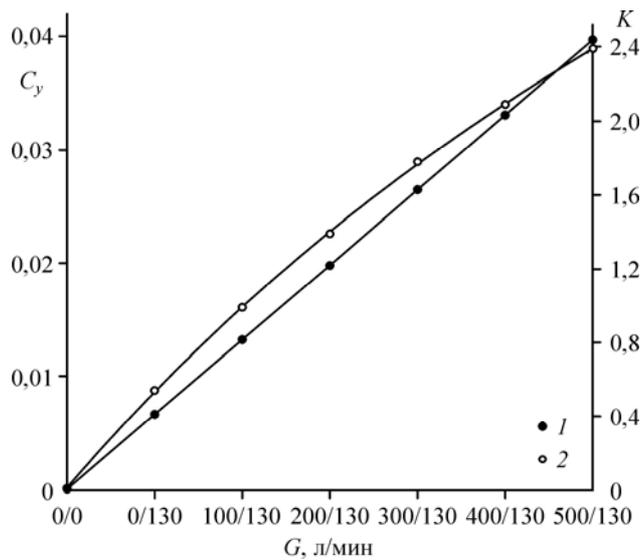


Рис. 5. Изменение коэффициента подъемной силы (1) и аэродинамического качества (2) в зависимости от расхода воздуха при $\alpha = 0^\circ$.

относятся или к величине вдува, или отсоса. Отметим, что при $G = 0$ признаков подъемной силы не обнаружено, поскольку распределение давления на той и другой сторонах крыла в пределах погрешности эксперимента практически одинаково. При увеличении расхода G через проницаемую стенку приращение коэффициента подъемной силы возрастает по линейному закону и при максимальном значении G достигает значения 0,04. Этот факт качественно подтверждается результатами эксперимента [21], 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, было обнаружено практически постоянное приращение C_y в исследованном диапазоне углов α . Численные результаты работы [10] также свидетельствуют о том, что, используя рассматриваемый способ управления, можно добиться заметного эффекта, который возрастает при увеличении интенсивности вдува.

Обращает на себя внимание тот факт, что за счет вдува можно обеспечить дополнительное приращение аэродинамического качества крылового профиля на 2,4 единицы (см. рис. 5). Причины этого становятся понятными, если обратиться к рассмотрению распределения давления по поверхности крыла, которое для анализируемого случая представлено на рис. 6 в виде зависимости $C_p = f(\bar{x})$. Отметим предварительно, что для избежания при вдуве/отсосе нежелательных возмущений от вспомогательных подводящих коммуникаций, перфорированные участки поверхности не оснащались приемниками давления. В связи с этим распределение давления контролировалось при помощи перемещаемого вдоль обтекаемой поверхности миниатюрного зонда статического давления диаметром 0,76 мм, приемная часть которого ориентировалась по направлению касательной к стенке. За пределами перфорированного участка результаты измерений давления, полученные при помощи зонда и приемника статического давления, удовлетворительно согласуются друг с другом. Сравнение их с данными для базового профиля (см. рис. 6) показывает, что вдув воздуха вызывает повышение давления на поверхности крыла, в том числе и выше по потоку от области вдува (зависимость 1). В области течения над самой перфорированной стенкой зона повышенного давления распространяется примерно до середины ее длины, а затем постепенно исчезает. Отсос воздуха вызывает

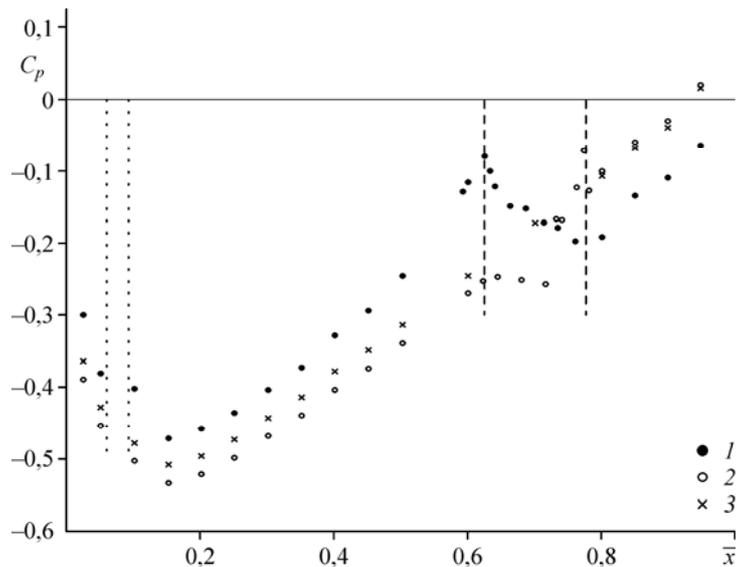


Рис. 6. Распределение коэффициента поверхностного давления вдоль хорды крыла при $\alpha = 0^\circ$ и $G = 500/130$ л/мин.
1 — сторона вдува, 2 — сторона отсоса, 3 — базовый профиль.

противоположный эффект — давление понижается на большей части поверхности крыла (зависимость 2). В области течения над самой перфорированной стенкой зона пониженного давления также распространяется не на всю ее длину. Тем не менее, суммарный эффект, состоящий в увеличении давления на поверхности крыла со стороны вдува и в его уменьшении со стороны отсоса, приводит к заметному приращению подъемной силы и соответствующему росту аэродинамического качества крыла (см. рис. 5). Важно отметить, что в этом случае, по-видимому, есть потенциал для дальнейшего увеличения эффективности комбинированного метода управления за счет модернизации конструкции камер вдува и отсоса, в частности путем организации более благоприятного характера распределения давления по всей длине перфорированной вставки. Другой путь в этом направлении — поиск наиболее оптимального расположения областей вдува и отсоса по хорде крыла.

При изменении угла атаки описанная выше тенденция, характеризующаяся линейным законом приращения коэффициента подъемной силы C_y с увеличением расхода через проницаемую стенку (вдув+отсос) в целом сохраняется. Однако, судя по характеру изменения зависимости $C_y = f(\alpha)$ (рис. 5), при отрицательных α приращение C_y получается больше, чем при положительных. По-видимому, это вызвано позитивной ролью вдува, который подавляет предрасположенность потока к отрыву на стороне разрежения крыла. При положительных α ситуация меняется. Например, при $\alpha = 6^\circ$ приращение C_y по сравнению со случаем, когда $\alpha = 0^\circ$, уменьшается на 25–30 %.

2.2.2. Аэродинамическое сопротивление

В простейшем случае профильное сопротивление крыла C_{xp} , представляющее собой сумму сопротивления трения и сопротивления давления, можно измерить с помощью аэродинамических весов. Однако при организации принудительного подвода воздуха это требует развязки подводящих коммуникаций, которую не всегда удастся обеспечить без потери точности измеряемых характеристик. Поэтому предпочтение было отдано методу импульсов. Как известно, в этом случае необходимо знать распределение

Рис. 7. Типичная подынтегральная функция $\varphi(y/c)$ в следе при $G = 100/130$ л/мин.
 $\alpha = 0^\circ$ (1), 2° (2), 6° (3).

скорости по оси y впереди крыла и в области течения следа. Простая формула, полученная автором работы [22] из теоремы импульсов, имеет следующий вид:

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

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

где $\varphi(y)$ — подынтегральная функция, $(P_{0сл} - P_{сл})$ — 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 132 мм ($0,264 c$) от задней кромки крыла, и с помощью штатной трубки Прандтля, входящей в комплект аэродинамической трубы.

Типичный вид подынтегральной функции для углов атаки $\alpha = 0, 2, 6^\circ$ при наличии вдува/отсоса $G = 100/130$ л/мин показан на рис. 7 в виде зависимости $\varphi = \varphi(y/c)$. Появление некоторой несимметрии в распределении подынтегральной функции относительно точки максимума величины φ при $\alpha = 0^\circ$ вызвано неодинаковым управляющим воздействием в виде вдува (с одной стороны крыла) и отсоса (с другой). Эта несимметрия, как показывают экспериментальные данные, усиливается при увеличении разницы между G_v и G_s . Рост дефицита скорости в следе при увеличении α объясняется соответствующим ростом потерь на преодоление аэродинамического сопротивления крыла.

В качестве примера на рис. 8 в виде зависимости $C_x = f(\alpha)$ представлены результаты эксперимента для случая, когда управляющее воздействие было в виде отсоса $G_s = 130$ л/мин. Здесь для сравнения приведены также данные для неуправляемого пограничного слоя

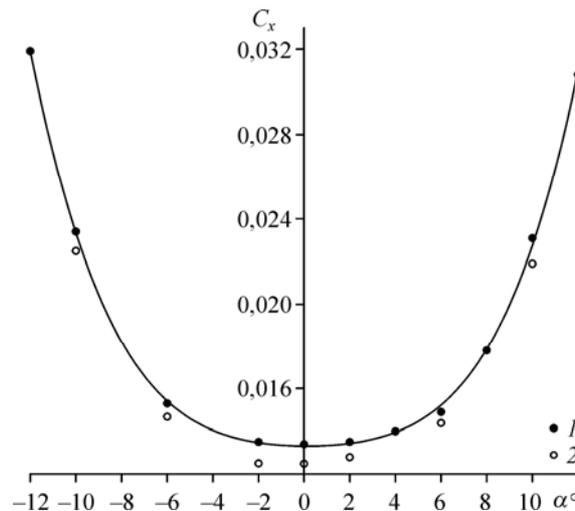
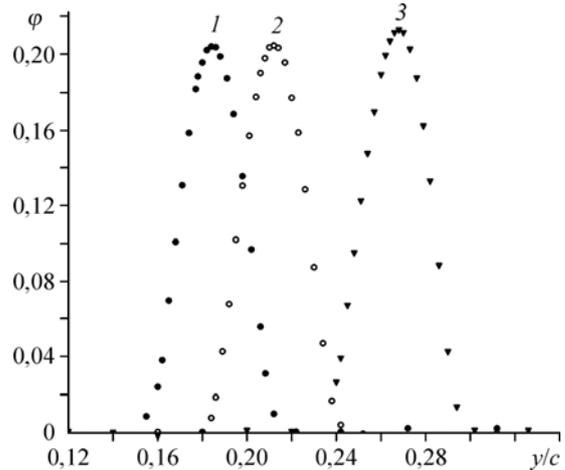


Рис. 8. Изменение аэродинамического сопротивления крыла в зависимости от угла атаки.

1 — базовый профиль, 2 — $G = 0/130$ л/мин.



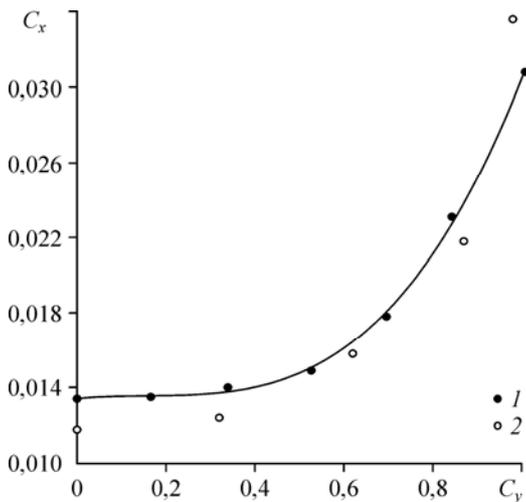


Рис. 9. Поляра базового профиля.

1 — результаты настоящей работы,
2 — данные эксперимента [20].

(базовый крыловой профиль), полученные тем же способом. Отметим, кстати, что результаты исследований, судя по поляре $C_y = f(C_x)$ (рис. 9) для базового профиля, находятся в удовлетворительном соответствии с данными работы [20] для аналогичного профиля, в которой, как отмечалось выше, в качестве турбулизатора пограничного слоя использовались шарики диаметром 0,3 мм.

Из рис. 8 видно, что в рассматриваемом случае наибольшего выигрыша в C_x

составляющего 7 %, можно достичь в окрестности угла атаки $\alpha = 0^\circ$. По мере увеличения абсолютного значения угла α заметна тенденция к некоторому снижению эффективности управляющего воздействия как при отрицательных, так и при положительных углах атаки. Достигнутый выигрыш в C_x вполне объясним и, как показано выше, при этих условиях возрастает разрежение на стороне отсоса, что приводит к уменьшению составляющей сопротивления за счет сил давления и, как следствие, к соответствующему сужению следовой части потока. При этом отсос практически не влияет на характер распределения давления на противоположной стороне крыла.

Пример эффекта комбинированного воздействия показан также на рис. 10 в виде зависимости $C_{xp} = f(G)$ для угла атаки $\alpha = 0^\circ$. Для сравнения здесь представлены данные для неуправляемого пограничного слоя. Как видно, максимальный выигрыш достигается при комбинированном воздействии $G = 0/130$ л/мин. Увеличение суммарного расхода воздуха за счет вдува (отсос постоянный) приводит к снижению выигрыша в C_{xp} , в результате чего при $G > 100/130$ л/мин имеет место устойчивое превышение сопротивления в сравнении с соответствующим значением для базового профиля. Причиной этому слу-

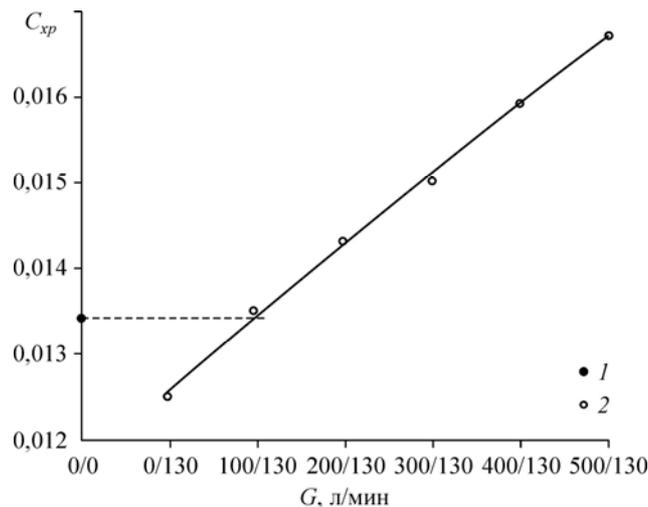


Рис. 10. Изменение профильного сопротивления крыла в зависимости от расхода воздуха.

1 — базовый профиль, 2 — при переменном расходе воздуха.

жит возрастающее давление на стороне вдува (см. рис. 6), что приводит к соответствующему росту составляющей сопротивления за счет сил давления. Хотя сопротивление трения крыла за счет вдува уменьшается, однако вклад в величину C_{xp} составляющей за счет сил давления, по-видимому, постепенно становится преобладающим.

При увеличении угла атаки α не выявлено каких-либо особенностей, которые указывали бы на то, что выигрыш в сопротивлении возрастает. Напротив, в зависимости от α , когда область повышенного давления реализуется или на одной, или другой стороне крыла, эффективность комбинированного управляющего воздействия может снижаться.

Заключение

Результаты экспериментального исследования, направленного на изучение эффективности управления турбулентным пограничным слоем симметричного крылового профиля NASA 0012 путем применения комбинированного вдува/отсоса воздуха через мелкоперфорированные участки поверхности, позволяют сделать следующие выводы.

1. Предложенный способ воздействия на пограничный слой дает возможность обеспечить заметное приращение коэффициента подъемной силы C_y крылового профиля, которое при максимальном расходе воздуха G достигает значения 0,04. За счет этого удается получить дополнительное приращение аэродинамического качества K крыла на 2,4 единицы.

2. Наибольшего выигрыша в аэродинамическом сопротивлении крыла, составляющего 7 %, можно достичь в окрестности угла атаки $\alpha = 0^\circ$. Увеличение суммарного расхода воздуха за счет вдува (при постоянном отсосе) приводит к постепенному снижению выигрыша в C_{xp} , в результате чего при $G > 100/130$ л/мин имеет место устойчивое превышение сопротивления в сравнении с соответствующим значением для неуправляемого пограничного слоя.

3. Дальнейшее повышение эффективности комбинированного метода управления пограничным слоем должно быть направлено на совершенствование камер вдува и отсоса, в частности на обеспечение более благоприятного характера распределения давления по всей длине перфорированной секции, а также на поиски наиболее рационального расположения областей вдува и отсоса по хорде крыла и оптимальной комбинации расхода вдуваемого и отсасываемого воздуха.

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 Sci. 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 // 47th AIAA Aerospace Sci. 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. 113 p.

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. **Kornilov V.I., Boiko A.V.** Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // AIAA J. 2014. Vol. 52, No. 1. P. 93–103.
13. **Kornilov V.I., Boiko A.V., Kavun I.N.** Turbulent boundary layer on a finely perforated surface under conditions of air injection at the expense of external flow resources // J. of Engng Physics and Thermophysics. 2015. Vol. 88, No. 6. P. 1500–1512.
14. **Cai J., Gao Z.X.** Numerical study on drag reduction by micro-blowing/suction compounding flow control on supercritical airfoil // Procedia Engng. 2015. Vol. 99. P. 613–617.
15. **Корнилов В.И.** Опыт применения вдува воздуха в турбулентный пограничный слой крыла самолета за счет ресурсов внешнего напорного потока // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 2. С. 179–190.
16. **Красильщиков П.П.** Влияние шайб на аэродинамические характеристики крыла // Тр. ЦАГИ. 1930. Вып. 58. С. 1–31.
17. **Корнилов В.И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. 2-е изд. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.
18. **So R.M.C., Mellor G.L.** Experiment on convex curvature effects in turbulent boundary layers // J. of Fluid Mech. 1973. Vol. 60. P. 43–62.
19. **Мирони Р.Н., Брэдшоу П.** Развитие турбулентного пограничного слоя на искривленной поверхности // Ракетная техника и космонавтика. 1975. Т. 13, № 11. С. 43–50.
20. **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.
21. **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), March 23–26, 2015, Cambridge, UK.
22. **Jones B.M.** The measurement of profile drag by the Pitot traverse method // ARC R & M. 1936. No. 1668.

Статья поступила в редакцию 4 июня 2017 г.