

УДК 532.526.4 + 532.546.6 + 533.69.048

Модификация турбулентного течения на крыловом профиле путем комплексного управляющего воздействия^{*}

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

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

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

Численно и экспериментально изучена возможность применения комплексного метода управления несжимаемым турбулентным пограничным слоем на симметричном крыловом профиле с относительной толщиной 12 % путем вдува и отсоса через мелкоперфорированные секции, являющиеся частью поверхности крыла. Исследования выполнены при числе Рейнольдса $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ в диапазоне углов атаки $\alpha = -6 \div 6^\circ$. Установлен механизм воздействия указанного способа управления на аэродинамические характеристики крыла. Выявлен неоднозначный характер влияния вдува/отсоса с точки зрения обеспечения максимума подъемной силы, выигрыша в аэродинамическом качестве крыла и уменьшения его аэродинамического сопротивления.

Ключевые слова: крыловой профиль, турбулентный пограничный слой, мелкоперфорированные секции, вдув/отсос, аэродинамическое сопротивление, подъемная сила, аэродинамическое качество.

Введение

На протяжении последних десятилетий усилия разработчиков авиационной техники были сконцентрированы не только на совершенствовании конструкции летательного аппарата (ЛА) путем применения новейших технологий, но и на решении проблемы энергосбережения. Не случайно в соответствии с долгосрочной программой, разработанной некоторое время назад соответствующими экспертными организациями США, все гражданские воздушные суда США должны к 2050 году производить на 75 % меньше вредных выбросов. Появление такой программы обусловлено все возрастающими потребностями авиационного транспорта в ископаемых видах топлива. Рост цен на нефть подталкивает к поиску путей сокращения потребления топлива, тем более, что затраты на топливо составляют не менее 22 % прямых эксплуатационных расходов современного транспортного самолета. Очевидно, что одним из путей решения проблемы энергосбережения становится повышение эффективности отдельных элементов ЛА.

На рис. 1 в качестве примера показан вклад различных элементов (фюзеляж + воздухозаборник, горизонтальное и вертикальное оперение и др.) дозвукового бомбардировщика в его полное аэродинамическое сопротивление (компиляция из [1]). Если принять

^{*} Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 18-08-00256).



Рис. 1. Вклад в полное аэродинамическое сопротивление различных элементов ЛА (на примере дозвукового бомбардировщика).
Компиляция из работы [1].

полное сопротивление за 100 %, то на долю крыла приходится более 22 % сопротивления, что составляет значительную величину. Это обстоятельство стимулирует исследования, направленные на изучение возможности улучшения аэродинамических характеристик крыла. В настоящее время используются два основных принципиальных подхода (рис. 2), хотя ими не исчерпывается весь спектр приемов и методов для улучшения аэродинамических характеристик крыла. Первый из них традиционно базируется на совершенствовании формы крыла и модификации его поверхности за счет применения перспективных материалов, в частности полученных с использованием нанотехнологий, податливых поверхностей, композитных материалов. В этом отношении крупные амбициозные задачи ставит перед собой авиационная корпорация Airbus [2, 3].

Второй подход основан на использовании искусственных методов управления структурой пристенной турбулентности путем применения риблет, равномерно распределенной шероховатости, подвода энергии в поток и т.п. Судя по многочисленным публикациям (см., например, [4] и др.), большое внимание этой проблеме уделяется во многих странах. Заметим, однако, что представленная на рис. 2 схема в определенной степени условна, поскольку некоторые из методов и подходов первой группы могут быть отнесены ко второй, и наоборот.

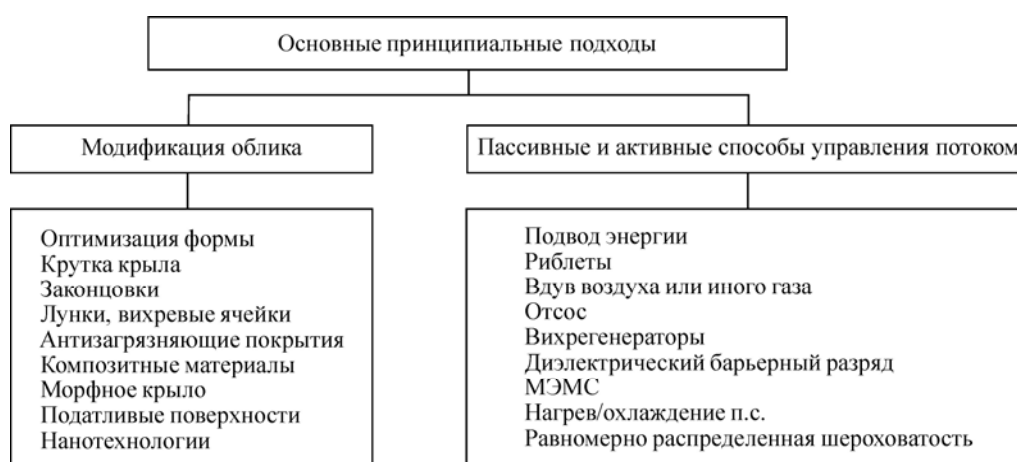


Рис. 2. Основные подходы для улучшения аэродинамических характеристик крыла конечного размаха.

В практике лабораторных исследований хорошо известны технологии раздельного применения вдува (или отсоса) для управления пограничным слоем [5–8], хотя при обтекании даже простейших модельных конфигураций (плоская пластина) они не всегда обеспечивают желаемый результат. Элементарная цель использования таких технологий состоит в том, чтобы удалить низкоэнергетические слои жидкости (путем отсоса через щели или отверстия), либо ускорить низкоэнергетические слои жидкости (путем вдува жидкости повышенной энергии в пограничный слой). При практическом решении этой задачи приходится расходовать часть мощности двигателя или находить иное приемлемое решение.

При обтекании крылового профиля ситуация осложняется неравновесным (по Клаузеру) характером турбулентного течения, наличием градиента давления переменного знака, возможным отрывом потока и другими особенностями. В этих условиях спектр эффективных методов управления пограничным слоем ограничен узким кругом лабораторных исследований, акцентированных в основном на изучении возможности предотвращения отрыва пограничного слоя [9], возникающего на больших углах атаки, причем преимущественно на основе численных методов расчета [10, 11]. При этом предпочтение в основном отдается способу управления через одиночную щель [12–14], через группу щелей [10, 11, 15] или путем имитации струйного закрылка [16]. В частности, в работе [17] на основе достаточно подробных измерений, включая PIV-метод, были получены экспериментальные данные об эффективности управления путем вдува через щель, над которой устанавливался специальный козырек. Были показаны достоинства такого подхода в сравнении с аналогичными данными для нормальной щели и обнаружено, что при одинаковом расходе воздуха приращение подъемной силы крыла возрастает при смещении щели вниз по потоку. Известен ряд исследований, в которых метод управления организован путем самопроизвольного отсоса на передней кромке крыла и выдува через щелевую секцию на задней кромке крыла [11, 18, 19].

Работы, посвященные изучению возможности и эффективности применения комплексного метода управления турбулентным пограничным слоем на симметричном крыловом профиле путем вдува на одной стороне крыла и отсоса на другой стороне в диапазоне углов атаки, близких к крейсерским, встречаются крайне редко. Заслуживает внимания работа [20], где в рамках модели идеальной несжимаемой жидкости решена оптимизационная задача, позволяющая спроектировать профиль с проницаемым участком, оптимальное положение которого обеспечивает максимальный эффект от вдува и отсоса. Следует отметить также работу [15], в которой на основе численных расчетов показано, что при обтекании суперкритического профиля RAE2822 при $M_\infty = 0,734$, можно добиться 20 % увеличения подъемной силы и 15 % снижения аэродинамического сопротивления.

Результаты перечисленных выше работ послужили основой для проведения настоящей работы, в которой в качестве объекта исследований используется симметричный крыловой профиль NASA 0012.

1. Модель. Методика эксперимента и численного расчета

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 $U_\infty = 21 \text{ м/с}$, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде крыла $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$.

Исследуемая модель представляет собой прямоугольное крыло, составленное из профильных сечений типа NASA. 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 шлифованной поверхности.

Поперечные координаты верхней (y_v) и нижней (y_n) частей 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 $t^* = t/c = 0,12$ — относительная толщина профиля. Фотография исследуемой модели представлена на рис. 3. Заделанная заподлицо с основной поверхностью мелкоперфорированная секция 1, изготовленная по современной технологии, служит для организации равномерного стационарного отсоса воздуха из пограничного слоя. На противоположной стороне расположена аналогичная секция для организации вдува в пограничный слой.

Основные конструктивные элементы хвостовой части модели, которая использовалась для организации управления пограничным слоем, и схема вдува/отсоса воздуха через перфорированную поверхность показаны на рис. 4а, 4б. Сжатый воздух поступал в камеру давления 2, а из нее через двухслойную решетку 5 и основную мелкоперфорированную секцию 1 длиной 76 мм и размахом 400 мм, образующую часть панели крыла, — в пограничный слой. Положение передней и задней границ перфорированных участков составляло 0,623с и 0,775с от передней кромки крыла. Степень проницаемости собственно перфорированного материала составляла около 18 %. Принудительный отсос воздуха осуществлялся в обратной последовательности примерно по такой же схеме: пограничный слой → мелкоперфорированная секция 1 → двухслойная решетка 5 → камера разрежения 2 → подводящие каналы 3 → вакуумная система.

Чтобы избежать неоднозначности течения на поверхностях крыла, в частности, вследствие формирования переходной области течения, и тем самым не усложнять задачу дополнительным влиянием вторичных эффектов, пограничный слой искусственно турбулизировался (см. 3 на рис. 3). С этой целью 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 сторонах на расстоянии около 5 % хорды от его передней кромки.

В качестве характеристики вдуваемого или отсасываемого через щель воздуха нередко используется безразмерный коэффициент C_{μ} , равный $(\rho_j h_j U_j^2)/(0,5\rho U_{\infty}^2 c)$ (см. [17] и др.), где c — хорда крыла, $\rho h U$ — произведение плотности воздуха, ширины струи

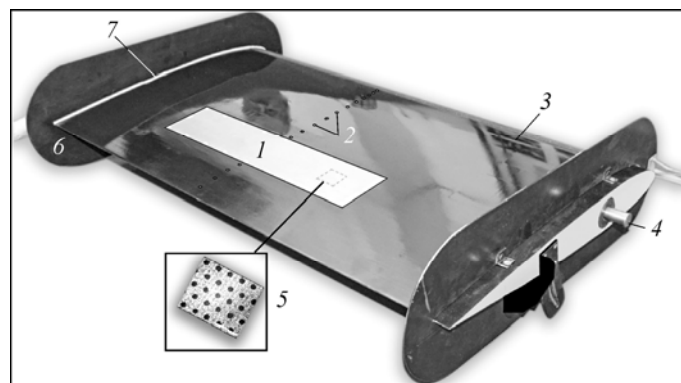


Рис. 3. Фотография модели крыла (вид на поверхность модели, оборудованной секцией для отсоса воздуха).

- 1 — перфорированная секция, 2 — приемники давления, 3 — турбулизатор,
4 — ось поворота крыла по углу атаки, 5 — вид под микроскопом,
6 — концевая аэродинамическая шайба, 7 — зализ.

и скорости, а индексы « j » и « ∞ » относятся соответственно к струе и набегающему потоку. В случае использования перфорированной поверхности понятие «ширина струи» становится неопределенным, поэтому предпочтение было отдано безразмерным коэффициентам вдува $C_b = \rho_b v_b / \rho_\infty U_\infty$ и отсоса $C_s = \rho_s v_s / \rho_\infty U_\infty$, которые определялись по расходу вдуваемого и отсасываемого воздуха, контролируемому с помощью расходомера Electronic Mass Flow Meter фирмы Aalborg с погрешностью, не превышающей 1,5 % максимального значения. Здесь $\rho_{b(s)} v_{b(s)}$ — произведение плотности и осредненной по площади скорости вдуваемого (отсасываемого) воздуха, а $\rho_\infty U_\infty$ — произведение плотности и скорости набегающего потока.

Для обеспечения максимальной равномерности распределения расхода вдуваемого и отсасываемого воздуха в направлении размаха крыла z и по длине перфорированной секции модель в сравнении с описанной в работе [21] существенно доработана. Были внесены следующие изменения. Внутри каждой камеры была проложена 21 тонкостенная трубка (см. 3 на рис. 4). Открытый конец трубок равномерно размещался по длине и ширине соответствующей камеры. За счет двухслойности регулируемой (по проницаемости) решетки 5 можно было менять ее гидравлическое сопротивление и таким образом совместно с трубками 3 создавать приемлемую равномерность расхода на входе в камеру и выходе из нее.

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 в режиме постоянной температуры при перегреве 1,7.

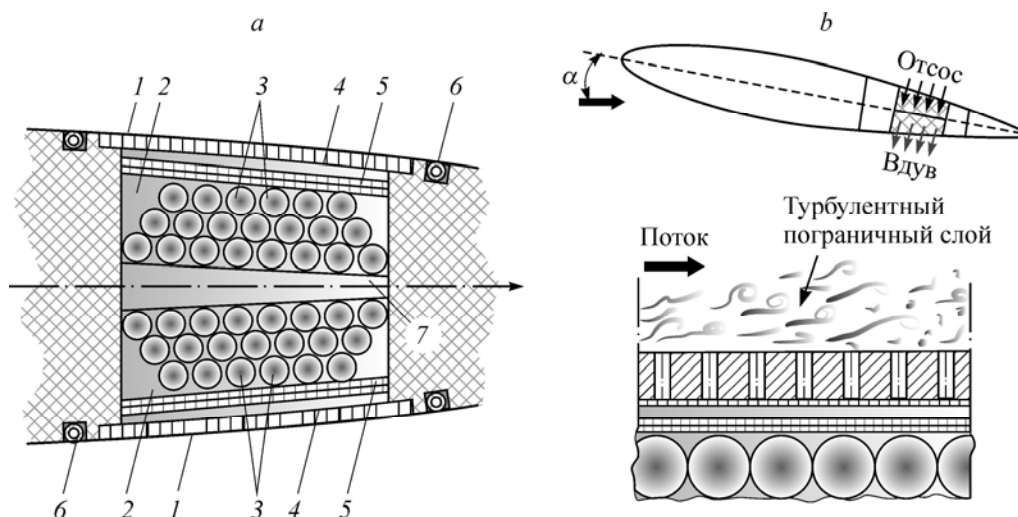


Рис. 4. Основные конструктивные элементы хвостовой части модели (а) и схема вдува/отсоса воздуха через перфорированную поверхность (b).

1 — мелкоперфорированная секция, 2 — автономные камеры, 3 — подводящие каналы вдува или отсоса, 4 — мелкоячеистый фильтр, 5 — двухслойная регулируемая (по проницаемости) решетка, 6 — приемник давления, 7 — разделительная перегородка.

В процессе измерений нить датчика ориентировалась перпендикулярно вектору скорости набегающего потока. Момент касания датчиком стенки модели контролировался по наличию электрического контакта.

При определении коэффициента профильного сопротивления крыла C_x , представляющего собой сумму сопротивления трения и сопротивления давления, предпочтение по ряду причин было отдано хорошо известному методу импульсов [22]:

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

т.е.

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

где $\varphi(y)$ — подынтегральная функция, в которой $(P_{0w} - P_w)$ — перепад между полным и статическим давлением в следе, а $(P_0 - P_\infty)$ — перепад между полным и статическим давлением набегающего потока, которые измерялись соответственно с помощью миниатюрной трубки Прандтля диаметром 2 мм, расположенной на расстоянии 152 мм (0,303с) от задней кромки крыла, и с помощью штатной трубки Прандтля, входящей в комплект аэродинамической трубы. Коэффициент подъемной силы определялся по результатам интегрирования распределения давления на поверхности крылового профиля, измеренного с помощью приемников давления (см. 2 на рис 3):

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

где индексы «н» и «п» при C_p соответствуют наветренной и подветренной сторонам крыла.

Случайная погрешность экспериментально определенных величин находилась по данным пятикратных измерений. Результаты измерений профилей давлений поперек следа и последующее определение подынтегральной функции показали в частности, что погрешность коэффициента аэродинамического сопротивления σC_x не превышает $\pm 2,5 \%$.

Численное решение задачи выполнялось с использованием программного пакета ANSYS Fluent. При этом решались двумерные стационарные уравнения Рейнольдса с применением двухпараметрической модели турбулентности $k-\omega$ SST. Решение уравнений движения строилось с использованием аппроксимации производных вторым порядком точности, а уравнения турбулентности — первым. Сходимость решения проверялась по остаточным разностям, которые по окончании решения находились в диапазоне 10^{-8} – 10^{-4} , и по балансу массового расхода через границы расчетной области ($2 \cdot 10^{-8}$ – $4 \cdot 10^{-8}$ от величины массового расхода через входную границу). Расчетная область представляла собой прямоугольник, в центре которого располагалась модель крылового профиля. Выбранная геометрия области соответствовала моделированию течения в аэродинамической трубе в двумерной постановке. Вместе с тем было сделано упрощение, состоящее в том, что перфорированный участок поверхности заменялся периодическим набором щелей шириной 0,09 мм с шагом 0,41 мм по хорде крыла. Размеры и количество щелей подбирались таким образом, чтобы их суммарный периметр примерно 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 соответственно 9 и 8 хорд крыла. Расстояние до верхней и нижней границ расчетной области равнялось одной хорде. Структурированная расчетная сетка состояла из 5,2 млн. четырехугольных ячеек. Вблизи

стенок модели было выполнено сгущение сетки так, чтобы параметр y^+ в пристенном слое лежал в диапазоне 0,1–0,2. 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 вязкости было выбрано равным единице. На верхней и нижней границах расчетной области, соответствующих стенкам аэродинамической трубы, задавалось условие прилипания. На выходной границе расчетной области задавались «мягкие» граничные условия, вычисляемые как средневзвешенное между параметрами потока внутри расчетной области и опорными параметрами на выходной границе, где опорное давление задавалось равным одной атмосфере. Опорные параметры турбулентности выбраны такими же, как на входной границе.

2. Обсуждение результатов

Основная цель начальной стадии исследований состояла в том, чтобы понять, насколько характер течения на базовом крыловом профиле, т.е. при отсутствии управляющего воздействия, соответствует классическим представлениям о течении на крыле под углом атаки. В качестве примера на рис. 5 приведены расчетные значения полей давления (рис. 5a) и полей средней скорости (рис. 5b) в окрестности крыла при выбранных значениях угла атаки α . Как видно, по мере увеличения α давление возрастает на наветренной стороне крыла и уменьшается на подветренной стороне, что вполне ожидаемо. Однако даже при $\alpha = 12^\circ$ [21] не обнаружено отчетливо выраженных признаков плато давления, которые свидетельствовали бы о возникновении области отрыва потока, хотя предпосылки для его образования становятся заметными уже при $\alpha = 10^\circ$. Поведение линий равных скоростей также не противоречит существующим литературным данным, в том числе и экспериментальным результатам, полученным авторами ранее. В целом, характер течения на базовом крыле вполне предсказуем и качественно согласуется с известными представлениями об обтекании крыла под углом атаки.

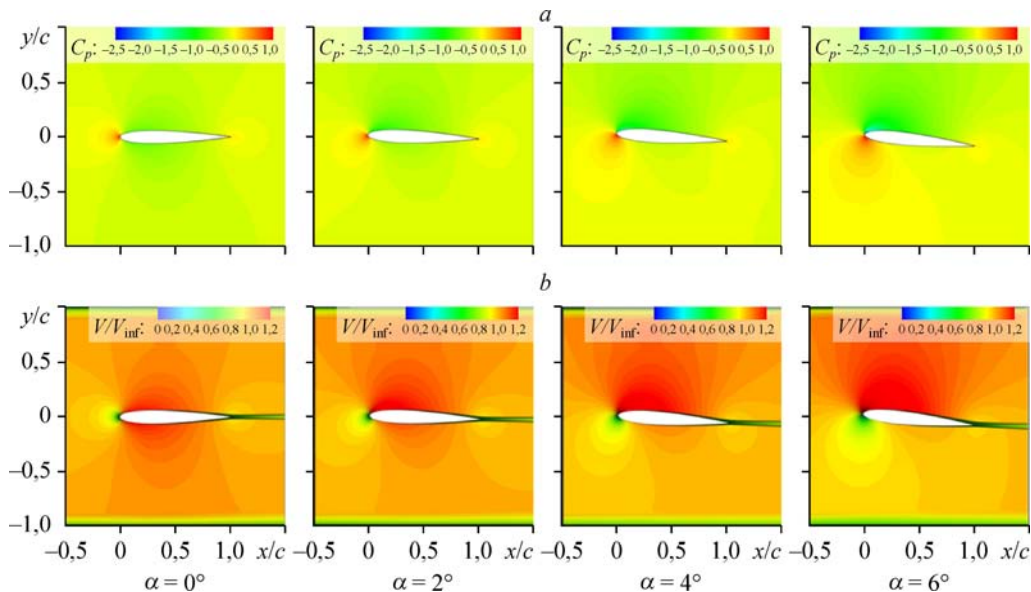


Рис. 5. Расчетные значения полей коэффициента давления (a) и полей относительной скорости (b) при выборочных значениях угла атаки (базовое крыло).

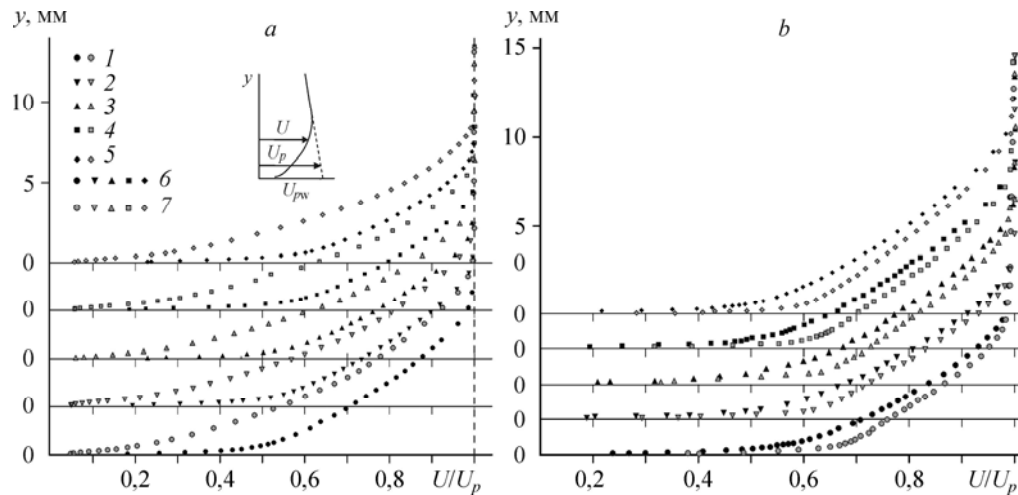
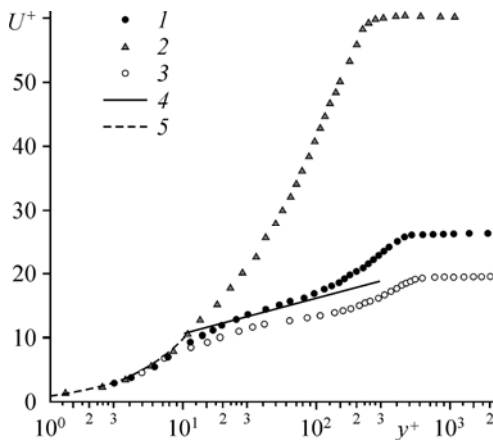


Рис. 6. Профили средней скорости в пограничном слое в сечении $x/c = 0,7$.
 $\alpha = -2$ (1), 0 (2), 2 (3), 4 (4), 6 (5) град, базовое крыло (6); $C_b/C_s = 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (7),
 а — сторона вдува, б — сторона отсоса.

2.1. Характеристики пограничного слоя

На рис. 6а, 6б представлены профили средней скорости U/U_p в пограничном слое соответственно на стороне вдува и стороне отсоса крыла в сечении x , соответствующем середине перфорированного участка. Здесь U_p (см. фрагмент на рис. 6а) — не фиксированная, а зависящая от нормальной координаты средняя скорость потока, определяющаяся по величине U_{pw} , получившей название «скорости потенциального течения на стенке» [23, 24], которая в свою очередь находилась экстраполяцией на поверхность линейного участка профиля за пределами пограничного слоя. Видно, что при наличии вдува профили скорости при всех углах атаки, как и должно быть, имеют менее наполненный характер в сравнении с соответствующими профилями для базовой конфигурации (рис. 6а). И наоборот, при наличии отсоса характер распределения средней скорости по высоте пограничного слоя изменяется на противоположный (рис. 6б). Как следствие, градиент скорости вблизи стенки, отражающий поведение составляющей трения, уменьшается в первом случае и увеличивается во втором. Это подтверждается распределением средней скорости во внутренней области пограничного слоя, представленной на рис. 7 в координатах закона стенки $U^+ = f(y^+)$:



динамах закона стенки $U^+ = f(y^+)$:

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

где ν — кинематическая вязкость, $v_* = (\tau_w/\rho)^{1/2}$ — динамическая скорость. Можно заметить, что определенно имеет место

Рис. 7. Профили средней скорости в пограничном слое в координатах закона стенки в сечении $x/c = 0,7$.

1 — базовое крыло, 2 — $C_b = 9,9 \cdot 10^{-3}$,
 3 — $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$, 4 — $U^+ = 5,62 \lg y^+ + 5$ [25],
 5 — $U^+ = y^+$.

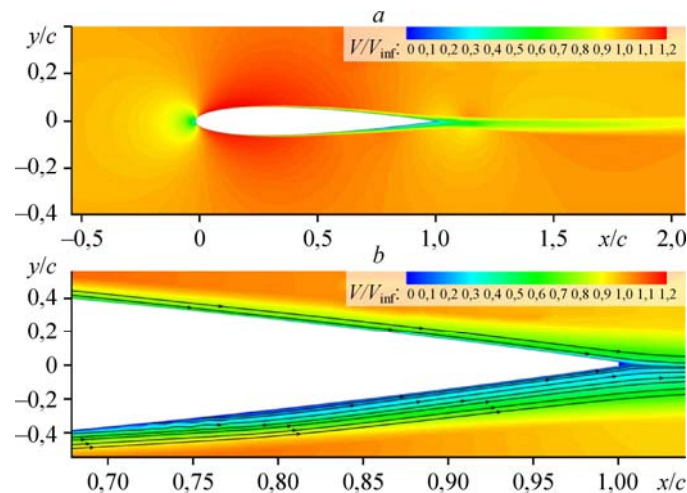


Рис. 8. Расчетные значения полей скорости при наличии вдува/отсоса.

a — полномасштабное крыло, b — хвостовая часть крыла.

увеличение безразмерной скорости U^+ с ростом коэффициента вдува и, наоборот, уменьшение U^+ с ростом коэффициента отсоса, причем указанная тенденция вызвана уменьшением касательного напряжения τ_w , а значит и динамической скорости в первом случае, и ее увеличением во втором.

На рис. 8а, 8б приведены расчетные значения полей скорости в окрестности крылового профиля при наличии комплексного вдува/отсоса и нулевом угле атаки крыла. В целом они не содержат каких-либо особенностей, однако обращает на себя внимание возмущенная зона течения, формирующаяся в узкой области над перфорированной секцией со стороны вдува (рис. 8б). В работе [26] методом прямого численного моделирования при исследовании обтекания плоской пластины был обнаружен аналогичный эффект для нормальной составляющей скорости и локального трения. По мнению авторов [26] это может быть связано с сильным неблагоприятным градиентом давления, возникающим выше по потоку от области вдува. Поток блокируется и отклоняется вверх, увеличивая тем самым нормальную скорость над областью вдува. Если предложенное объяснение принять за основу, то это дает основание полагать, что дальнейшее увеличение расхода вдуваемого воздуха в рассматриваемых условиях вряд ли целесообразно. Напротив, со стороны отсоса признаков формирования подобных возмущенных зон не наблюдалось, хотя в этом случае значения C_s были меньше значений C_b .

Важно отметить, что пограничный слой на базовом профиле находится в развитом турбулентном состоянии. Это подтверждают профили среднеквадратичных (rms) пульсаций продольной компоненты скорости u'_{rms} (рис. 9, 10), максимальное значение которых составляет около 8,6 % от U_{pw} , что при прочих равных условиях близко к соответствующему значению на плоской пластине [7]. При наличии отсоса из пограничного слоя (рис. 9) наблюдается устойчивое снижение u'_{rms} по всей высоте слоя y . Причиной такого поведения является то, что массы газа, обладающие во внешней области пограничного слоя пониженным уровнем турбулентности, в этом случае переносятся к стенке. Причем даже относительно небольшой расход отсасываемого воздуха, используемый в настоящем эксперименте, способен вызвать эффект, распространяющийся на всю высоту пограничного слоя. Данный факт соответствует экспериментальным результатам [27]

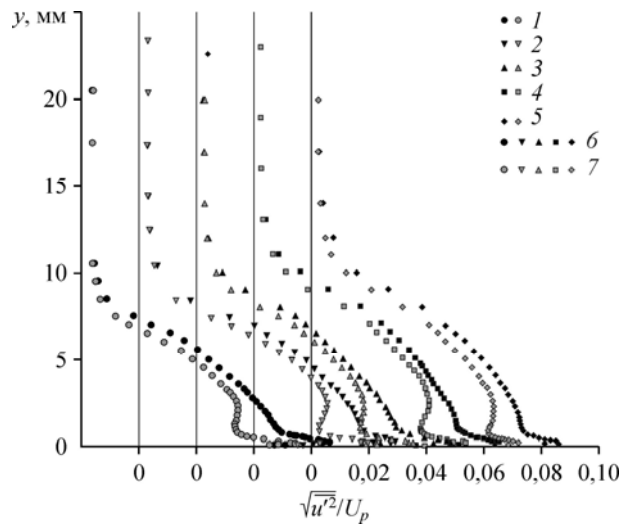


Рис. 9. Профили пульсаций продольной компоненты скорости в пограничном слое на стороне отсоса в сечении $x/c = 0,7$.

$\alpha = -2$ (1), 0 (2), 2 (3), 4 (4), 6 (5) град, базовое крыло (6);
 $C_b/C_s = 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (7).

на плоской пластине, что свидетельствует об определенном сходстве двух типов течений. При вдуве, как и для случая плоской пластины [7], обнаружен неоднозначный характер распределения турбулентных пульсаций скорости по высоте y . Здесь имеет место рост пульсаций скорости в большей части пограничного слоя (рис. 10), за исключением узкой пристенной области $0 \leq y \leq 0,5$ мм ($0 \leq y/\delta_{0,99} \leq 0,07$), где наблюдается уменьшение u'_{rms} (рис. 11), вызванное оттеснением от стенки масс газа повышенной турбулентности. Таким образом, можно сделать предварительный вывод, что различные комбинации вдува и отсоса, в сумме оказывающие, казалось бы, одинаковое воздействие на пограничный слой, вовсе не обязательно должны приводить к одинаковому конечному эффекту.

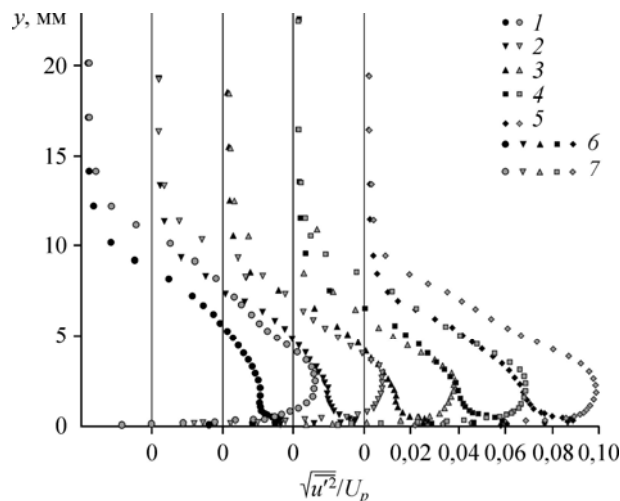


Рис. 10. Профили пульсаций продольной компоненты скорости в пограничном слое на стороне вдува в сечении $x/c = 0,7$.

$\alpha = -2$ (1), 0 (2), 2 (3), 4 (4), 6 (5) град, базовое крыло (6);
 $C_b/C_s = 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (7).

Рис. 11. Профили пульсаций продольной компоненты скорости в пристенной области пограничного слоя на стороне вдува в сечении $x/c = 0,7$.

$\alpha = -2$ (1), 0 (2), 2 (3), 4 (4), 6 (5) град,
базовое крыло (6); $C_b/C_s = 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$ (7).

2.2. Аэродинамические характеристики крыла

На начальном этапе определенный интерес представляет вопрос о возможности улучшения аэродинамических характеристик крылового профиля путем раздельного применения вдува или отсоса воздуха, и прежде всего снижения аэродинамического сопротивления. Полученные экспериментальные результаты показывают, что при использовании отсоса в автономном режиме наибольшее снижение коэффициента аэродинамического сопротивления C_x достигается при максимальном в эксперименте коэффициенте отсоса воздуха C_s , составившем $4,75 \cdot 10^{-3}$. В этом случае, как следует из подынтегральной функции φ , отсос из пограничного слоя приводит к сужению следовой части потока за крылом, что является косвенным признаком уменьшения составляющей сопротивления за счет сил давления. Можно, однако, обратить внимание на то, что область предпочтительных значений C_s ограничивается величиной порядка $1,5 \cdot 10^{-3}$ (рис. 12). Дальнейшее увеличение коэффициента отсоса нецелесообразно, поскольку может привести лишь к увеличению затрат энергии на реализацию этого способа воздействия на пограничный слой. Данный вывод справедлив для выбранного положения перфорированного участка вдоль хорды крыла, однако очень важным является оптимальное расположение такого участка, о чем свидетельствуют результаты [20]. Заметим, что отрыв потока на углах $\alpha = \pm 9^\circ$ удастся предотвратить при оптимальном распределении скорости отсоса, возрастающей по длине проницаемого участка, но реализовать экспериментально заданный закон распределения скорости отсоса представляется достаточно сложным.

Что касается вдува, то незначительное снижение C_x выявлено лишь при малых значениях C_b . По мере дальнейшего увеличения C_b обнаружен рост C_x , поэтому, вероятно, вдув, как автономный способ воздействия на пограничный слой, самостоятельного интереса не представляет, по крайней мере, при заданном здесь положении перфорированной секции по длине крыла. Очевидно, что

в рассматриваемом случае рост составляющей за счет сил давления в общем балансе сопротивления в основном превалирует над уменьшением составляющей, обусловленной поверхностным трением.

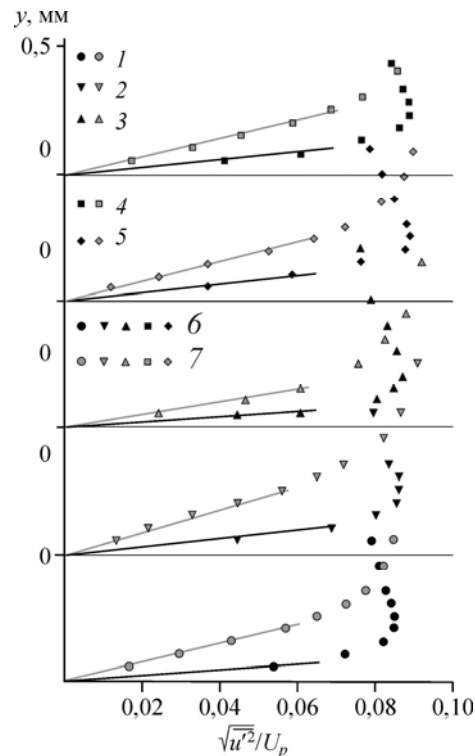
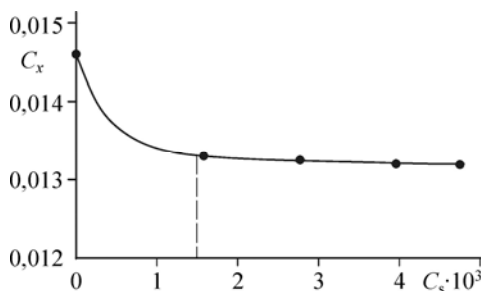


Рис. 12. Коэффициент аэродинамического сопротивления в зависимости от коэффициента отсоса воздуха при $C_b = 0$.

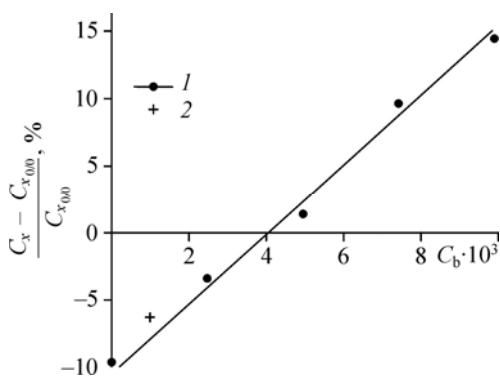


Рис. 13. Изменение коэффициента аэродинамического сопротивления в зависимости от коэффициента вдува воздуха при $C_s = 4,75 \cdot 10^{-3}$.

1 — эксперимент, 2 — расчет.

снижения аэродинамического сопротивления C_x — до 10 %. При возрастании C_b наблюдается рост аэродинамического сопротивления, которое при достижении некоторого значения C_b начинает превышать соответствующее значение для базового профиля. Это наглядно подтверждается данными рис. 13, демонстрирующим процентное изменение коэффициента аэродинамического сопротивления в виде зависимости $\Delta C_x / C_{x0/0} = f(C_b)$, где $\Delta C_x = (C_x - C_{x0/0}) / C_{x0/0}$, а величина $C_{x0/0}$ относится к базовому профилю. Характер приведенной зависимости показывает, что при $C_b > 4 \cdot 10^{-3}$ данный способ управления пограничным слоем становится неэффективным. Что касается вклада отсоса и вдува в суммарные аэродинамические характеристики в целом, то, согласно полученным данным, отсос оказывает слабое влияние на изменение C_y , но зато в большей степени способствует уменьшению аэродинамического сопротивления крыла, тогда как вдув обеспечивает почти линейный рост коэффициента подъемной силы C_y . Последний вывод качественно подтверждает результаты работы [20], правда для отличающихся условий исследования.

Известно, что важнейшей аэродинамической характеристикой крыла является его аэродинамическое качество — $K = C_y / C_x$. Нужно предварительно отметить, что авторы вынуждены оперировать понятием приращения аэродинамического качества крылового профиля ΔK , поскольку для базового профиля $K_{0/0} = 0$ при $\alpha = 0^\circ$, следовательно, найти относительную величину $K/K_{0/0}$ не представляется возможным. С учетом последнего замечания получаем, что совместное воздействие вдува и отсоса позволяет обеспечить $\Delta K \approx 3$. В этом можно убедиться из графика на рис. 14, представленного в виде зависимости $\Delta K = f(\alpha)$ при варьируемом значении коэффициента вдува и постоянном отсосе. Как видно, максимальное приращение этой величины реализуется в области околонулевых значений α . Увеличение угла атаки приводит к снижению эффективности данного способа воздействия на пограничный слой. Основная причина состоит в том, что по мере увеличения α рост давления C_p на наветренной стороне крыла становится доминирующим в сравнении с дополнительным ростом C_p , обусловленным вдувом. Здесь $C_p = (P - P_\infty) / (0,5 \rho_\infty U_\infty^2)$ — коэффициент давления,

Рис. 14. Приращение аэродинамического качества при комплексном воздействии вдува и отсоса в зависимости от угла атаки крыла.

$C_b / C_s = 0,475 \cdot 10^{-3}$ (1), $2,47 \cdot 10^{-3} / 4,75 \cdot 10^{-3}$ (2),
 $4,95 \cdot 10^{-3} / 4,75 \cdot 10^{-3}$ (3), $7,42 \cdot 10^{-3} / 4,75 \cdot 10^{-3}$ (4),
 $9,9 \cdot 10^{-3} / 4,75 \cdot 10^{-3}$ (5).

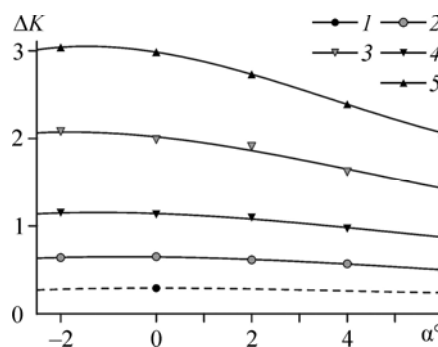
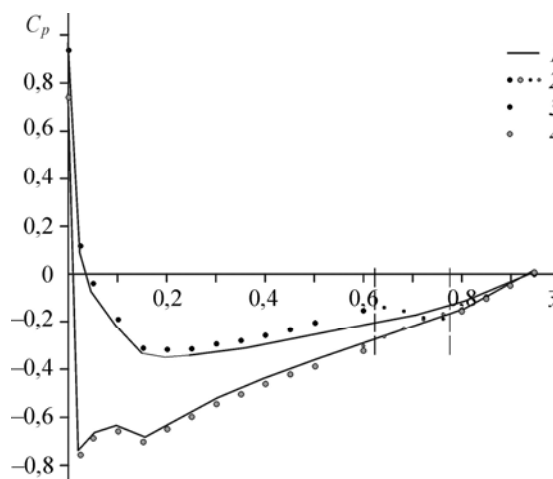


Рис. 15. Типичное распределение коэффициента давления вдоль хорды крыла при $\alpha = 2^\circ$.

1 — базовое крыло (осредненные данные),
 2 — $C_b/C_s = 9,9 \cdot 10^{-3}/4,75 \cdot 10^{-3}$,
 3 — наветренная сторона,
 4 — подветренная сторона;
 вертикальные штриховые линии показывают положение перфорированной секции.



P и P_∞ — соответственно давление на поверхности крыла и статическое давление набегающего потока, ρ_∞ — плотность воздуха.

Вследствие ограничения по углам атаки условия максимального аэродинамического качества $K_{\max}$ в настоящей работе не были достигнуты. Однако принимая во внимание результаты работы [28], где представлен большой обзор литературных данных при отсутствии вдува/отсоса, можно утверждать, что для числа Рейнольдса $Re_c = 0,7 \cdot 10^6$ значение $K_{\max}$ составляет величину порядка 37–40. Тогда в настоящем случае $\Delta K/K_{\max} \approx 8\%$. Приращение ΔK достигается не только за счет снижения аэродинамического сопротивления, обусловленного в основном отсосом пограничного слоя, но и за счет увеличения коэффициента подъемной силы, вызванного преимущественно вдувом. Этот факт становится понятным, если рассмотреть характер распределения давления на поверхности крыла при совместном управляющем воздействии. В качестве примера на рис. 15 представлена типичная зависимость $C_p = f(\bar{x})$ при $\alpha = 2^\circ$, где $\bar{x} = x/c$ — безразмерная координата в направлении хорды крыла. Сравнение с результатами для базового профиля (осредненные данные) показывает, что вдув воздуха на одной стороне крыла, но при постоянном отсосе, вызывает на этой поверхности повышение давления, в том числе и непосредственно вверх по потоку от области вдува. Это объяснимо, поскольку нормальная составляющая скорости, реализующаяся за счет вдува, блокирует основной поток, действуя аналогично жидкому интерцептору. Над самой перфорированной поверхностью зона повышенного давления распространяется примерно до середины ее длины. Затем C_p уменьшается и остается таковым ниже по течению от перфорированного участка. Напротив, отсос воздуха на противоположной стороне способствует повышению разрежения на поверхности, в том числе и непосредственно выше по потоку от области отсоса. Следует отметить, что данная тенденция усиливается с увеличением как C_b , так и C_s .

Таким образом, суммарный эффект, обусловленный ростом 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 итоге, к увеличению аэродинамического качества крыла. Поскольку автономный вдув, как отмечалось выше, по существу не дает снижения аэродинамического сопротивления, то главной причиной увеличения K является рост подъемной силы. Причем приращение коэффициента подъемной силы с ростом расхода через перфорированную стенку происходит примерно по линейному закону. Этот факт качественно подтверждается результатами эксперимента [16], в котором вдув в пограничный слой крылового профиля осуществлялся по нормали к поверхности через щель, расположенную на расстоянии 95 % хорды. Как и в настоящем эксперименте, в исследовании [16] было обнаружено практически постоянное приращение C_y в исследованном диапазоне углов α .

Заключение

Экспериментальные и численные исследования, направленные на изучение эффективности управления турбулентным пограничным слоем симметричного крылового профиля с относительной толщиной 12 % путем применения комплексного вдува/отсоса воздуха через мелкоперфорированные участки поверхности, позволяют сделать следующие выводы.

1. Совместное управляющее воздействие в виде стационарного вдува/отсоса воздуха — сложный процесс, имеющий неоднозначный характер. Вдув обеспечивает почти линейный рост коэффициента подъемной силы C_y , тогда как отсос слабо изменяет C_y , но зато в большей степени способствует уменьшению аэродинамического сопротивления крыла. При значениях C_b и C_s порядка $0,5 \cdot 10^{-3}$ и $1,5 \cdot 10^{-3}$ такой способ управления в состоянии снизить полное аэродинамическое сопротивление крыла C_x на величину порядка 10 %.

2. Механизм изменения аэродинамических характеристик крыла в условиях вдува и отсоса различной интенсивности в принципе 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 суммарному эффекту, характеризующемуся увеличением подъемной силы и в конечном итоге выигрышем аэродинамического качества крыла, достигающим 3 единиц на углах атаки α , близких к нулевым.

3. Достигнутый уровень эффективности рассмотренного способа управления пограничным слоем нельзя считать исчерпанным. Резерв повышения эффективности может быть обеспечен, в частности, оптимальной комбинацией расхода вдуваемого и отсасываемого воздуха. Несомненно важно также расположение участков вдува и отсоса вдоль хорды крыла и их протяженность. Последнее имеет особое значение в практической ситуации, когда по условиям жесткости конструкции допустимы лишь локальные участки проницаемой стенки.

Окончательный вывод об аэродинамической эффективности используемого здесь метода управления может быть сделан лишь после квалифицированной оценки энергетических затрат. Предполагается, что подобная работа должна стать предметом дальнейшего рассмотрения.

Список литературы

1. Hendrickson R., Roman D., Rajkovic D. Dragbusters presentation. 1997. P. 5-1-5-50.
2. Hills D. The airbus challenge // EADS Engineering Europe. Budapest 9-10th May, 2008. P. 1-41.
3. Schrauf G. Key aerodynamic technologies for aircraft performance improvement. Project No TC 2-2001-53003 // 5th Community Aeronautics Days 19-21 June, 2006. P. 1-23.
4. Abbas A., de Vicente J., Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // Aerospace Sci. and Technology. 2013. Vol. 28. P. 100-132.
5. Hwang D. Review of research into the concept of the microblowing technique for turbulent skin friction reduction // Prog. Aerospace Sci. 2004. Vol. 40. P. 559-575.
6. Kornilov V.I. Current state and prospects of researches on the control of turbulent boundary layer by air blowing // Prog. Aerospace Sci. 2015. Vol. 76. P. 1-23.
7. 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.
8. Kornilov V.I., Boiko A.V. Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // AIAA J. 2014. Vol. 52, No. 1. P. 93-103.
9. Goodarzi M., Rahimi M., Fereidouni R. Investigation of active flow control over NACA0015 airfoil via blowing // Intern. J. Aerospace Sci. 2012. Vol. 1, No. 4. P. 57-63.
10. Yousefi K., Saleh R., Zahedi P. Numerical study of blowing and suction slot geometry optimization on NACA 0012 airfoil // J. Mechanical Sci. 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. Theoretical and Applied Mechanics. 2014. Vol. 52, No. 1. P. 165-179.

12. **Huang L., Huang P.G., LeBeau R.P.** Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 airfoil // AIAA J. 2004. Vol. 41, No. 1. P. 1–9.
13. **Tuck A., Soria J.** Active flow control over a NACA 0015 airfoil using a ZNMF jet // 15th Australasian Fluid Mechanics Conference, University of Sydney, Australia 13–17 December 2004: The University of Sydney, Sydney NSW 2006 Australia.
14. **Wong C., Kontis K.** Flow control by spanwise blowing on a NACA 0012 airfoil // J. Aircraft. 2007. Vol. 44, No. 1. P. 338–340.
15. **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.
16. **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, March 23–26, 2015, Cambridge, UK. P. 61, 62.
17. **Al-Battal N., Cleaver D., Gursul I.** Lift reduction by counter flowing wall jets // Aerospace Sci. and Technology. 2018. Vol. 78. P. 682–695.
18. **Liu P.Q., Duan H.S., Chen J.Z., He Y.W.** Numerical study of suction-blowing flow control technology for an airfoil // J. Aircraft. 2010. Vol. 47, No. 1. P. 229–239.
19. **Huishen D., Peiqing L., Yuwei H., Jianzhong C.** Numerical investigation of drag-reduction control by micro-suction-blowing on airfoil // Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2009. Vol. 30, No. 7. P. 1220–1226.
20. **Абзалилов Д.Ф.** Аэродинамическое проектирование и оптимизация формы крыловых профилей при усложненных схемах течения // Дисс... д-ра физ.-мат. наук, Казанский государственный университет им. В.И. Ульянова-Ленина, 2008. 25 с.
21. **Корнилов В.И.** Управление турбулентным пограничным слоем крыла путем комбинированного вдува/отсоса // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Том 25, № 2. С. 163–176.
22. **Jones B.M.** The measurement of profile drag by the pitot traverse method // A.R.C. R & M. 1936. No. 1668. 46 p.
23. **So R.M.C., Mellor G.L.** Experiment on convex curvature effects in turbulent boundary layers // J. Fluid Mech. 1973. Vol. 60. P. 43–62.
24. **Мирони Р.И., Брэдишоу П.** Развитие турбулентного пограничного слоя на искривленной поверхности // Ракетная техника и космонавтика. 1975. Т. 13, № 11. С. 43–50.
25. **Computation of turbulent boundary layer** / Eds D.E. Coles, E.A. Hirst // Proc. Stanford Conf. AFOSR IFP, Stanford University, 1968–1969. Vol. 2. 519 p.
26. **Mahfoze O.A., Laizet S., Wynn A.** Bayesian optimisation of intermittent wall blowing for drag reduction of a spatially evolving turbulent boundary layer // Tenth Intern. Conf. on Computational Fluid Dynamics, Barcelona, Spain, July 9–13, 2018. P. 1–17.
27. **Ferro M., Fallenius B.E., Fransson J.H.M.** On the turbulent boundary layer with wall suction // Progress in Turbulence VII, Springer Proceedings in Physics. 2017. Vol. 196. P. 39–44.
28. **McCroskey W.J.** A critical assessment of wind tunnel results for the NACA0012 airfoil // USAAVSCOM Technical Report 87-A-5, October, 1987. 21 p.

*Статья поступила в редакцию 19 октября 2018 г.,
после доработки — 5 декабря 2018 г.,
принята к публикации 11 декабря 2018 г.*