

УДК 532.526.4 + 532.546.6 + 533.69.048

Опыт применения вдува воздуха в турбулентный пограничный слой крыла самолета за счет ресурсов внешнего напорного потока

В.И. Корнилов

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

E-mail: kornilov@itam.nsc.ru

Изучена возможность применения вдува воздуха в несжимаемый турбулентный пограничный слой несимметричного крылового профиля через мелкоперфорированную секцию, являющуюся частью обтекаемой поверхности крыла. Вдув осуществлялся путем подачи внешнего напорного потока через проницаемую носовую часть крыла. Показано, что при размещении секции вдува на «плоской» стороне крыла можно достичь лишь незначительного выигрыша в профильном сопротивлении. Вместе с тем, полученные результаты показывают, что имеется резерв повышения аэродинамической эффективности крыла за счет более удачного выбора участка вдува в области разрежения потока.

Ключевые слова: профиль крыла, турбулентный пограничный слой, мелкоперфорированная секция, вдув, давление, профильное сопротивление.

Введение

Анализ концепции развития крыловых профилей за последние десятилетия обнаруживает явную тенденцию, которая состоит в улучшении аэродинамических свойств крыла за счет расширения области разрежения на подветренной его стороне и увеличении давления на наветренной стороне. Отчасти это обстоятельство послужило основой создания суперкритических профилей, используемых на современном самолете. Существует множество способов улучшения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА) [1, 2], однако всегда остро встает вопрос о цене такого улучшения. Проблема осложняется тем, 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. Поэтому использование искусственных способов пассивного или активного управления турбулентными течениями, в частности путем вдува газа в пограничный слой [3–8] через высокотехнологичную мелкоперфорированную проницаемую поверхность, представляется одним из обнадеживающих путей, с помощью которого можно уменьшить сопротивление трения и полное аэродинамическое сопротивление и тем самым повысить аэродинамическую эффективность ЛА. Как следствие, это позволяет увеличить дальность полета и полезную нагрузку, снизить затраты на топливо и уменьшить прямые эксплуатационные расходы ЛА.

Однако очевидно, что управление таким течением применительно к транспортному самолету — очень непростая задача. Нельзя также не отметить другую практическую проблему, в которой используется вдув (впрыск жидкости) через пористую стенку, — это тепловая защита поверхностей, подверженных воздействию высокоэнtimerальных течений (лопатки газовых турбин, стенки камер сгорания и другие элементы ракетного двигателя) [9–11] и др.

Что касается использования технологии вдува применительно к транспортному самолету, то изучение данной проблемы ограничено узким кругом лабораторных исследований с использованием схематизированных конструкций ЛА. В частности, в работе [12] рассматривалась 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, длина которой составляла 42 % от общей длины модельной конфигурации. Вдув осуществлялся в область безградиентного течения, формирующегося на одной стороне «крыла». Хотя автор называет исследуемую модель крыловым профилем, фактически она представляет собой типичную плоскую пластину толщиной 6,4 % хорды с эллипсовидными передней и задней кромками. Максимальное снижение профильного сопротивления при массовом расходе воздуха $0,39 \text{ кг/с/м}^2$ составило около 6 %.

При том, что работа [13] не имеет прямого отношения к предмету настоящих исследований, она представляет интерес по следующей причине. В ней изучалась возможность уменьшения шума в турбомашинах за счет применения технологии вдува. При этом моделирование обтекания лопатки турбомшины выполнялось путем ее замены неподвижным несимметричным крыловым профилем с выпуклой и вогнутой сторонами, содержащими пористые участки, через которые осуществлялся пассивный вдув газа. На основе использования специального акустического кода с помощью численных методов (CFD) установлено, что подобный подход позволяет снизить аэродинамический шум на 2,5 дБ в том случае, когда пористые участки, объединенные общей камерой, располагаются в области x/c порядка 0,15 со стороны разрежения и порядка 0,20 со стороны давления крыла, где c — хорда крыла.

Прежыдушие исследования автора были связаны или с изучением эффективности принудительного подвода воздуха в пограничный слой через гидравлически гладкую мелкоперфорированную стенку [5, 14], или путем подвода внешнего напорного потока в аэродинамической трубе через входное устройство, расположенное непосредственно на «нерабочей» стороне модели [15]. В отличие от этих исследований, настоящая работа предпринята с целью изучения возможности использования вдува воздуха в турбулентный пограничный слой крыла самолета за счет ресурсов внешнего напорного потока в аэродинамической трубе. В качестве основы был взят несимметричный профиль крыла Clark Z, который широко использовался и до сих пор используется на многих типах зарубежных легкомоторных самолетов (изготавливаемых корпорациями, например, Loughhead, Northrop). Некоторые модификации этого профиля применяются на отечественном учебно-тренировочном (пассажирском) самолете Як-18Т. Вследствие высокого аэродинамического качества и некоторых других характеристик применение профиля Clark Z оказалось вполне оправданным. Надо, однако, признать, что почти плоская нижняя его поверхность не является оптимальной с аэродинамической точки зрения, поэтому в новых проектах такой профиль используется довольно редко.

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 $1 \times 1 \times 4 \text{ м}^3$ при скорости набегающего потока $U_\infty = 21 \text{ м/с}$, что соответствовало числу Рейнольдса по хорде крыла $Re_c = 0,84 \cdot 10^6$ ($Re_l = 1,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$).

Исследуемая модель представляет собой отсек прямоугольного в плане крыла Clark Z (рис. 1), который изготовлен в основном из оргстекла и состоит из набора профилированных нервюр 1, размещенных в направлении размаха с шагом 0,2 с, жестко связанных с ними поперечно расположенных стрингеров 2, обеспечивающих дополнительную жесткость крыла, верхней и нижней панелей 3 и носовой части 4 из полиамида. В носовой части предусмотрена заделанная заподлицо с окружающей поверхностью проникаемая вставка 5 длиной по размаху 300 мм, представляющая собой комбинацию перфорированного материала и многослойного фильтра SEFAR PET 1500 150/380-34Y (в базовом варианте крыла использовалась непроницаемая носовая вставка). Единственное соображение, положенное в основу выбора конструкции вставки 5, заключалось в том, чтобы обеспечить нужный расход воздуха и при этом, по возможности, не испортить обтекание носовой части крыла. Степень пористости перфорированного материала составляла 18 %, фильтра SEFAR PET 1500 150/380-34Y — 23 %. Для обеспечения большей равномерности вдуваемого в пограничный слой воздуха внутри крыла была предусмотрена герметичная камера давления достаточно простой формы. Таким образом, в процессе эксперимента напорный воздух набегающего потока через проникаемую вставку 5 поступал в камеру давления, а из нее через основную мелкоперфорированную секцию длиной 230 мм, образующую часть панели крыла, — в пограничный слой. С внутренней стороны мелкоперфорированной секции размещался многослойный мелкоячеистый фильтр SEFAR PET 1500 150/380-34Y.

Чтобы избежать прогиба крыла, а также для удобства измерений, модель монтировалась в рабочей части трубы в вертикальном положении. Крыло имело несимметричный профиль с хордой $c = 601,7 \text{ мм}$, размахом $z = 970 \text{ мм}$ и относительной толщиной $t = t/c = 0,117$ на расстоянии 30 % хорды. Приемные отверстия статического давления диаметром 0,3 мм размещались на обеих сторонах крыла на расстоянии $z = 220 \text{ мм}$ от его центральной хорды. Координаты профиля приведены в табл. 1. Выбор профиля крыла указанной геометрии и его относительной толщины обусловлен двумя основными соображениями. Во-первых, в диапазоне чисел Рейнольдса $Re_c = (0,2-0,8) \cdot 10^6$ аэродинамические характеристики перестают зависеть от числа Re [16], что немаловажно при выявлении общих закономерностей исследуемого течения. Во-вторых, одна из поверхностей крыла на значительной ее длине слабо искривлена. Это позволило смонтировать на ней плоскую мелкоперфорированную вставку (секцию) без существенного ее деформирования. Правда, с точки зрения достижения большей эффективности наличие подобной секции является более оправданным на стороне области разрежения крыла.

Отметим также, что в реальных условиях решение рассматриваемой задачи может осложняться за счет влияния вихрей, сбегающих с концов крыла. В рамках используемого здесь подхода такое влияние преднамеренно исключено. Для уменьшения интенсивности концевых вихрей и увеличения эффективного удлинения крыла λ_{eff} модель снабжена концевыми аэродинамическими шайбами 6, большая сторона которых составляет 1,2 хорды крыла, а передняя

Таблица 1
Координаты профиля крыла

x/c	y_c/c	y_f/c
0,0000	0,00000	0,00000
0,0125	0,02395	-0,01696
0,0250	0,03559	-0,02071
0,0500	0,05068	-0,02352
0,0750	0,06097	-0,02453
0,1000	0,06936	-0,02454
0,1500	0,08204	-0,02346
0,2000	0,09052	-0,02208
0,3000	0,09818	-0,01932
0,4000	0,09774	-0,01656
0,5000	0,09160	-0,01380
0,6000	0,08046	-0,01104
0,7000	0,06522	-0,00828
0,8000	0,04668	-0,00552
0,9000	0,02524	-0,00276
0,9500	0,01352	-0,00138
1,0000	0,00120	0,00000

и задняя части выполнены с радиусным скруглением $r = 105$ мм. Расстояние между шайбами в направлении размаха крыла l равно 860 мм, что соответствует удлинению крыла $\lambda = 1,43$. Однако по данным работы [17] фактическое удлинение определяется по формуле:

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

где h — высота шайбы. Поэтому в данном случае λ_{eff} составляет 2,01.

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 [18]. Предварительные эксперименты показали, что обтекание такого крыла осуществляется плоским потоком и по существу аналогично режиму обтекания крыла бесконечного удлинения.

Конструкция позволяет дискретно изменять положение крыла по длине рабочей части, а также плавно варьировать угол атаки α в диапазоне $\pm 10^\circ$. Истинный угол атаки крыла устанавливался по шкале с оптическим визиром с погрешностью, не превышающей $0,25^\circ$, и в процессе экспериментов изменялся с интервалом 2° . Скорость набегающего потока поддерживалась постоянной и контролировалась по перепаду между полным и статическим давлением, измеренным с помощью трубки Прандтля, установленной на расстоянии около 1,5 с выше по потоку от крыла.

Для выполнения измерений в пограничном слое и следе за моделью использовался координатник ручного управления с тремя степенями свободы, установленный на наружной стенке трубы. Он обеспечивал линейные перемещения 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 $0,5^\circ$.

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 1,7. В процессе измерений нить датчика ориентировалась перпендикулярно вектору скорости набегающего потока. Момент касания датчиком стенки контролировался по наличию электрического контакта. Погрешность измерения основных параметров исследуемого течения представлена в табл. 2.

Для того чтобы избежать неоднозначности состояния течения на поверхностях крыла, в частности, вследствие формирования переходного участка течения, и тем самым не усложнять задачу дополнительным влиянием побочных эффектов [19], пограничный слой искусственно турбулизировался. С этой целью использовалась специальная самоклеящаяся противоскользкая лента средней зернистости длиной 20 мм (по оси x) и толщиной 0,6 мм (см. 7 на рис. 1), которая наклеивалась по размаху крыла на обеих его сторонах на расстоянии около 5 % хорды от его передней кромки.

Таблица 2

Погрешность измерения основных величин

Переменная	Метод измерения	Ошибка измерения	Примечание
Угол атаки крыла, α	Круговой лимб	0,25°	–
Расстояние от стенки, y	Координатное устройство	0,01 мм	Точная линейная шкала
		0,1 мм	Грубая линейная шкала
Расстояние по потоку, x	Координатное устройство	0,5 мм	–
C_p	Микроанометр DISA	±0,3 %	–
T_∞	Электронный термометр	±1 %	–
q_∞	Микроанометр DISA	±0,25 %	–
U_∞	Микроанометр DISA и лаб. оборудование для определения плотности ρ	±0,5 %	–
U	Термоанометр	±0,5 %	–
u'_{rms}	Термоанометр	±2 %	–

2. Результаты исследований

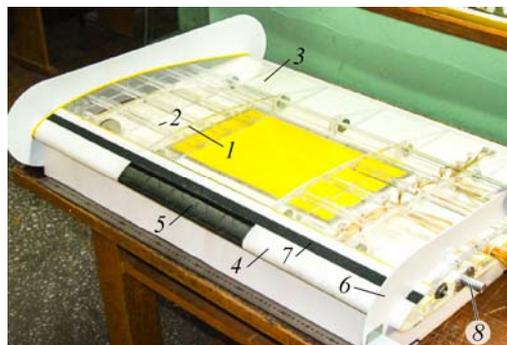
Начальная стадия экспериментов предусматривала анализ состояния пограничного слоя на крыловом профиле при отсутствии потока воздуха через носовую часть и определение диапазона углов атаки, в котором обтекание крыла носит безотрывный характер.

Для удобства трактовки характера течения на поверхности крыла введем следующую терминологию. Традиционные термины, а именно «наветренная» и «подветренная» сторона крыла в данном случае нельзя признать удачными, поскольку в зависимости от угла атаки подветренная сторона становится наветренной и наоборот. Термины «нижняя» и «верхняя» сторона профиля также не подходят, поскольку крыло в аэродинамической трубе располагалось в вертикальной плоскости. Представляется более удобным принять обозначение «с» (convex — выпуклая) для одной поверхности и соответственно «f» (flat — плоская) — для другой, хотя это и не совсем верно, т.к. форма нижней стороны крыла близка к плоской лишь при $x/c \geq 0,3$.

На рис. 2 в виде зависимости $C_p = f(\bar{x})$ приведено распределение поверхностного давления на сторонах «f» и «с» крыла при варьируемых значениях угла атаки модели α . Здесь $C_p = (P - P_\infty)/(0,5\rho U_\infty^2)$ — коэффициент давления, а $\bar{x} = x/c$ — безразмерная координата вдоль хорды крыла. Как видно, в исследуемом диапазоне углов α реализуются, по крайней мере, два режима обтекания крыла. По мере уменьшения α все более заметным становится увеличение разрежения в носовой части поверхности «f» крыла (режим безотрывного обтекания.) При $\alpha = -6^\circ$ в указанной области образуется плато давления, обусловленное возникновением довольно обширной области отрыва потока. Ясно, что при дальнейшем уменьшении угла атаки отмеченная область будет расширяться и в результате на поверхности «f» крыла может возникнуть глубокое срывное обтекание потока.

Рис. 1. Фото модели крылового профиля.

1 — нервюра, 2 — стрингер, 3 — поверхность крыла, 4 — носовая часть, 5 — перфорированная вставка, 6 — концевая шайба, 7 — турбулизатор пограничного слоя, 8 — ось вращения крыла.



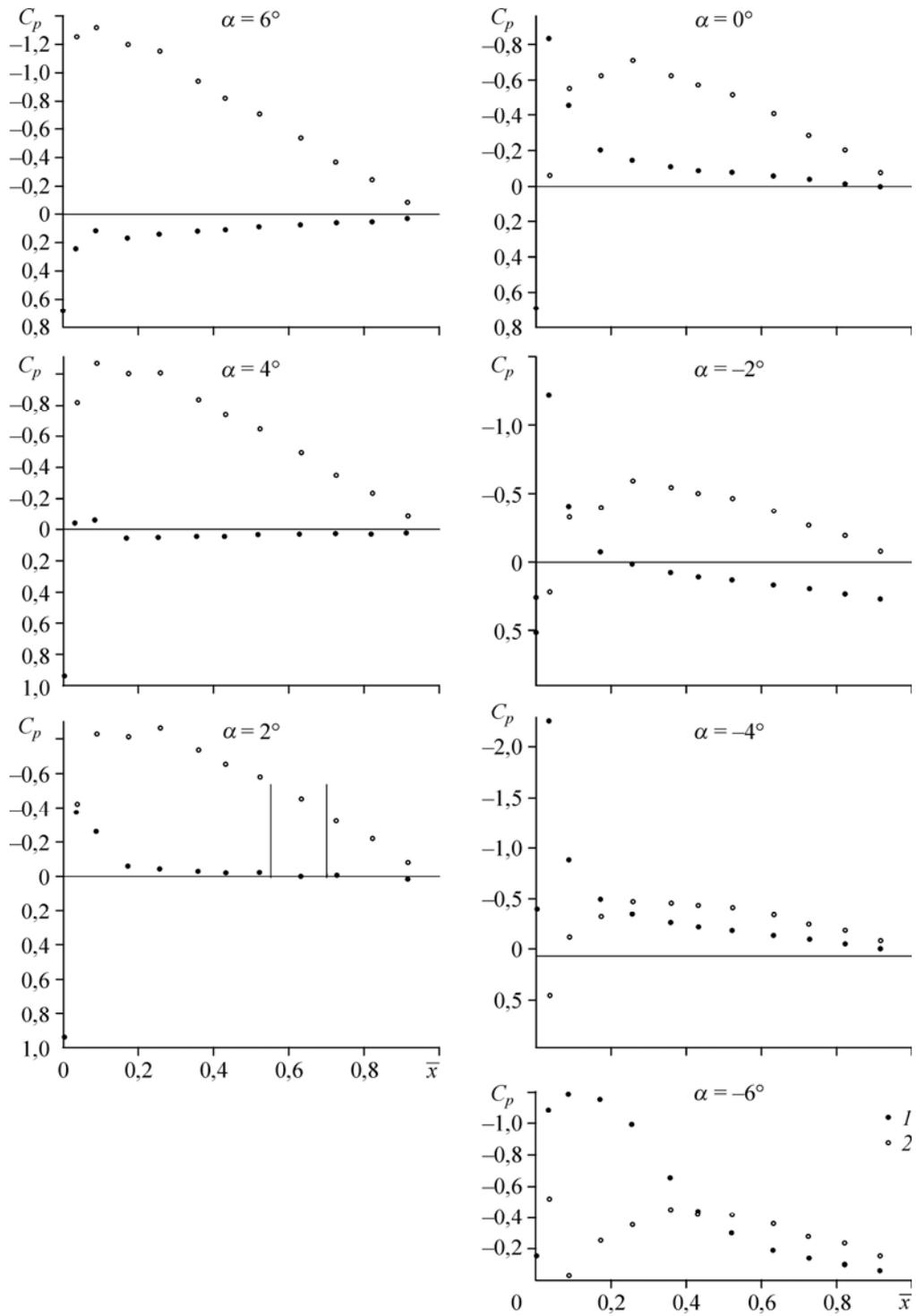


Рис. 2. Распределение коэффициента поверхностного давления вдоль хорды крыла.
 1 — поверхность "Г", 2 — поверхность "с".

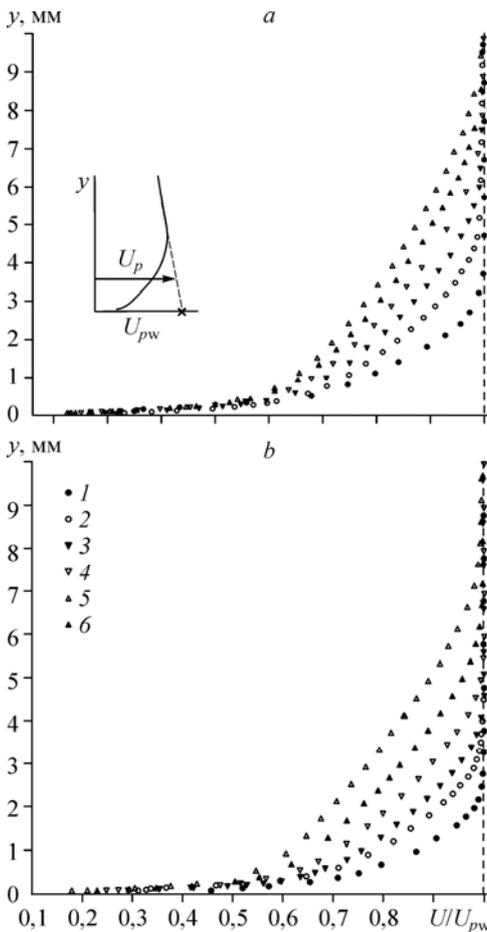
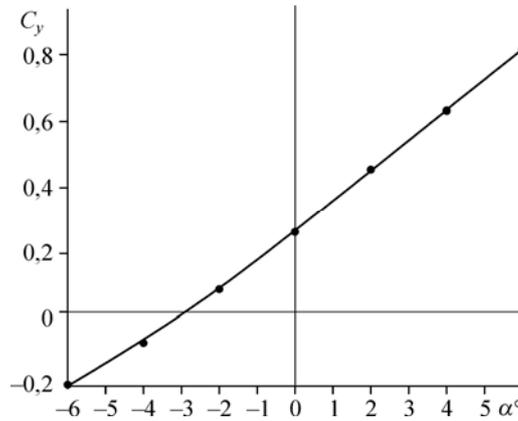
Рис. 3. Изменение коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки (базовое крыло).

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

$$C_y = \int_0^1 (C_{ps} - C_{pf}) d\bar{x}.$$

Полученные таким образом данные представлены на рис. 3 в виде зависимости $C_y = f(\alpha)$. Они показывают, что линейный характер данной зависимости распространяется, по крайней мере, до углов α порядка 6° .

С другой стороны понятно, что в последующих экспериментах, где предпочтительны другие методы управления течением, следует избегать режима обтекания крыла, при угле $\alpha = -6^\circ$ и меньше. Представленные данные не являются неожиданными. На классических крыловых профилях, которые используются в последние 30–50 лет (например, NASA 4412, NASA 22012 с относительной толщиной 12 %), максимальный коэффициент подъемной силы на крейсерском режиме достигает величин близких 1,4, а коэффициент сопротивления — около 0,01.



Локальные и интегральные свойства течения в пограничном слое изучались на основе измерений профилей средней скорости и мгновенных значений ее продольных пульсаций в рабочей полосе частот в нескольких поперечных сечениях по длине модели. В качестве примера на рис. 4а, 4б приведены профили средней скорости $U/U_{pw} = f(y)$ на сторонах “г” и “с” крыла ($\alpha = 0^\circ$) при выборочных значениях продольной координаты x . Здесь U_p (см. фрагмент к рисунку) — не фиксированная, а зависящая от нормальной координаты средняя скорость потока, которая легко определяется по величине U_{pw} , получившей название «скорости потенциального течения на стенке» [20, 21]. Отметим лишь, что линейность профилей за пределами пограничного слоя обусловлена непостоянством скорости потенциального течения в этой области и имеет тот же смысл, что и при обтекании криволинейной стенки. В целом,

Рис. 4. Профили средней скорости на базовом профиле при $\alpha = 0^\circ$ на поверхности “г” (а) и поверхности “с” (б).

Значение безразмерного расстояния x/c : 0,137 (1), 0,228 (2), 0,323 (3), 0,416 (4), 0,509 (5), 0,615 (6).

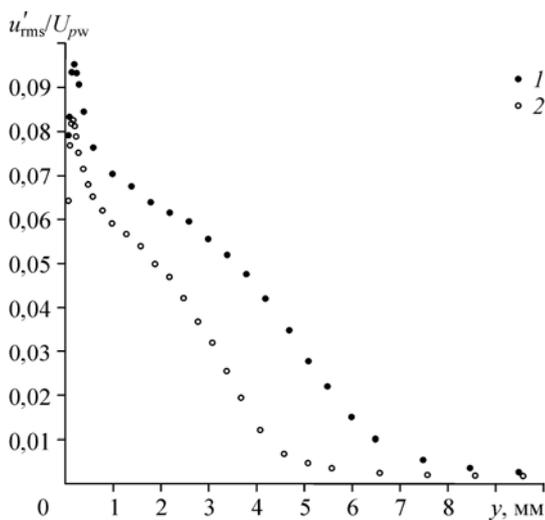
представленные данные не содержат каких-либо особенностей и вполне коррелируют с известными представлениями о течении на крыле под углом атаки (см., например, работы [22–24] и др.). В частности, наличие неблагоприятного градиента давления на стороне “f” крыла способствует уменьшению наполненности профиля скорости, в особенности в пристенной области течения (рис. 4a). Естественно, что на стороне “с” крыла наблюдается противоположная тенденция (рис. 4b).

Рассмотрим теперь поведение турбулентных пульсаций скорости u'_{rms} в пограничном слое крыла. В качестве примера на рис. 5 приведены данные об изменении этой величины в виде профиля $u'_{rms}/U_{pw} = f(y)$ в сходном сечении x обеих сторон модели при $\alpha = 0^\circ$. Распределение пульсаций скорости на стороне “f” крыла, характеризующееся типичным максимумом u'_{rms}/U_{pw} вблизи стенки, напоминает соответствующее распределение этой величины на плоской пластине. Напротив, на противоположной стороне “с” заметно некоторое подавление турбулентных пульсаций скорости, и в этом смысле здесь имеют место те же тенденции, которые свойственны обтеканию выпуклых стенок [21]. Аналогичные, более подробные данные о распределении локальных и интегральных параметров пограничного слоя, а также характеристик турбулентности на крыловом профиле в различных поперечных сечениях вниз по потоку не выявили ничего неожиданного и в целом подтвердили, что свойства течения соответствуют сложившимся представлениям о структуре течения на крыле.

Наибольший интерес представляет изменение аэродинамических характеристик крылового профиля в условиях вдува внешнего напорного потока в пограничный слой. В простейшем случае профильное сопротивление крыла C_{xp} , представляющее собой сумму сопротивления трения и сопротивления давления, можно измерить с помощью аэродинамических весов. Однако при наличии вдува это сделать не так просто. Поэтому предпочтение было отдано хорошо известному методу импульсов. Естественно, что при таком подходе необходимо знать распределение скоростей впереди крыла и за ним (в следе). Простая формула, полученная автором работы [25] из теоремы импульсов, имеет следующий вид:

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

или $C_{xp} = \frac{2}{c} \int \varphi(y) dy$, где $\varphi(y)$ — подинтегральная функция, $(P_{0сл} - P_{сл})$ — перепад между полным и статическим давлениями в следе, $(P_0 - P_\infty)$ — перепад между полным и статическим



давлениями набегающего потока, которые измерялись соответственно с помощью миниатюрной трубки Прандтля диаметром 2 мм, расположенной на расстоянии 280 мм (0,47c) от задней кромки модели, и с помощью стандартной трубки Прандтля, входящей в комплект аэродинамической трубы. Типичный вид подинтегральной функции для угла атаки $\alpha = 0^\circ$

Рис. 5. Профили среднеквадратичных пульсаций продольной компоненты скорости на базовом профиле при $\alpha = 0^\circ$ на поверхности “f” (1) и поверхности “с” (2) при $x/c = 0,323$.

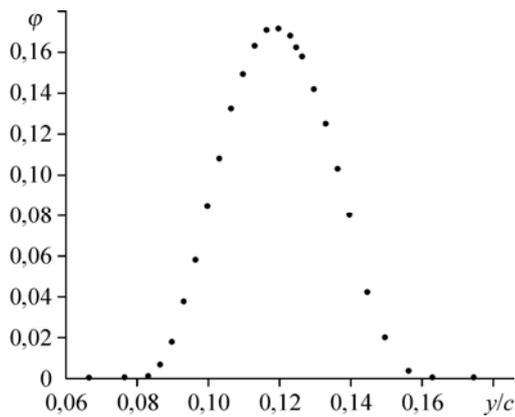


Рис. 6. Типичная подинтегральная функция $\varphi(y/c)$ в следе крыла при $\alpha = 0^\circ$.

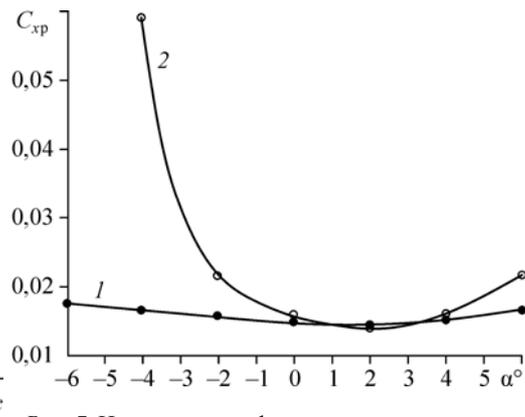


Рис. 7. Изменение профильного сопротивления крыла в зависимости от угла атаки. 1 — базовое крыло, 2 — крыло со вдувом.

показан на рис. 6 в виде зависимости $\varphi = \varphi(y/c)$. При $\alpha \neq 0^\circ$ отметим факт появления несимметрии в распределении подынтегральной функции по координате y/c относительно точки максимума φ , которая становится особенно заметной в диапазоне отрицательных углов атаки. Полученные таким образом результаты представлены на рис. 7 в виде зависимости $C_{xp} = f(\alpha)$. Для сравнения приведены также данные для исходного крылового профиля, полученные тем же способом. Как видно, за счет подвода внешнего напорного потока, эквивалентного некоторой интенсивности вдува через мелкоперфорированную секцию, можно достичь лишь незначительного выигрыша в C_{xp} , который имеет место в окрестности угла атаки $\alpha = 2^\circ$. Во всей остальной исследованной области наблюдается явно выраженный проигрыш, в особенности при отрицательных углах атаки, где течение предрасположено к отрыву. Причина этого вполне понятна и, как показывает анализ, состоит в том, что при уменьшении угла α увеличивается ширина следа со стороны “f” модели, которая к тому же дополнительно возрастает за счет эффекта вдува. Вместе с тем представляется, что характер зависимости $C_{xp} = f(\alpha)$ с соответствующим минимумом при $\alpha = 2^\circ$ носит неслучайный характер. Подтверждением этому являются результаты измерений аэродинамического шума в окрестности крыла. Заметим, что эти данные получены измерителем шума SEW 2310SL с электретным микрофоном интегрирующего типа диаметром 13 мм, погрешность которого достигает 1,5 дБ. Естественно, что в отличие от специальных акустически заглушенных камер, в аэродинамической трубе ограниченных поперечных размеров результаты измерений включают шум самой установки, а также посторонние шумы. Более того, для изучения спектрального состава шума необходим тщательный анализ поля звукового давления несколькими микрофонными датчиками, размещенными на расстоянии нескольких хорд крыла, что в данном случае технически сложно выполнимо. Тем не менее, проведенные многократные измерения позволяют полагать, что полученные здесь результаты хотя и нуждаются в уточнении, вполне корректны. Осредненные по результатам многократных измерений значения уровня шума в окрестности крыла представлены в табл. 3.

Таблица 3

Уровень шума (дБ) в окрестности крыла

Координаты поля потока		Базовый профиль	Профиль со вдувом
x	0,5c	75,2	75,2
y	0,7c		
x	0,5c	75,5	74,5
y	-0,7c		
x	1,5c	76,5	75,2
y	0		

Как видно, при наличии вдува уровень шума, особенно в следе крыла ($x = 1,5c$), уменьшается на 1,3 дБ, т.е. примерно в 1,4 раза. Это связано с тем, что в условиях вдува вихревая структура спутного потока за крылом, основной составляющей которой являются взаимодействующие друг с другом турбулентные вихри различных масштабов, изменяется. С другой стороны, в работе [26] было показано, что между уровнем звукового давления ΔP , измеренного в дБ, и коэффициентом аэродинамического сопротивления C_{xp} схематизированной лопатки турбомшины, имеющей профиль крыла, существует четкая взаимосвязь, в соответствии с которой C_{xp} уменьшается при снижении ΔP . В таком случае очевидно, что обнаруженное, хотя и слабое, уменьшение профильного сопротивления (см. рис. 6) имеет в рассматриваемом случае вполне логичный характер.

Следует, однако, признать, что источник акустических возмущений, ответственный за снижение уровня шума, в настоящем исследовании, вообще говоря, не выявлен. Известно [27], что при наличии механизации крыла основными источниками распределенного шума являются области течения в окрестности предкрылка, закрылка и задней кромки закрылка, которые в нашем случае отсутствуют. В то же время современные технологии, основанные на использовании комбинации пористого и перфорированного материала [2], способны обеспечить снижение уровня акустических возмущений. Это еще раз свидетельствует о неслучайности результатов, полученных в настоящей работе.

Вышеприведенные результаты наводят на мысль о том, что выдув воздуха при $\alpha = 2^\circ$ можно организовать более эффективным образом, а именно со стороны области разрежения. Это и понятно, поскольку даже из общих соображений следует добиваться расширения области разрежения на подветренной стороне и повышения давления на наветренной стороне. С этой целью схема вдува в процессе экспериментов была изменена. Положение перфорированного участка (выбранное достаточно произвольно), длина которого составляла 70 мм, условно показано вертикальными линиями на рис. 2. Полученные данные, в том числе для исходного профиля, приведены в табл. 4. Как видно, в последнем случае в профильном сопротивлении имеет место проигрыш, даже в сравнении с первоначальной схемой вдува. Однако за счет увеличения коэффициента подъемной силы можно выиграть порядка 1–2 единиц в аэродинамическом качестве $K = C_y/C_x$. При этом остается резерв повышения эффективности данной схемы вдува за счет более оптимального расположения участка вдува. Следует, правда, отметить, что по техническим причинам сама перфорированная секция не была оснащена стационарными приемниками давления, поэтому распределение давления вдоль обтекаемой поверхности (с последующим определением C_y) было получено с помощью миниатюрного зонда статического давления диаметром 0,8 мм, дискретно перемещаемого вдоль стенки и ориентированного примерно по направлению линий тока. В этом случае оказалось невозможным достаточно точно определить характер изменения C_p по всей хорде крыла, в особенности по длине перфорированной носовой вставки. Не случайно измеренная миниатюрной трубкой Пито величина скорости вблизи передней критической точки свидетельствует о том, что полное торможение потока реализуется практически без искажения.

Таблица 4

Аэродинамические характеристики крыла

Аэродинамические характеристики	Базовый профиль	Первоначальная схема вдува	Модифицированная схема вдува
C_{xp}	0,0145	0,0140	0,0147
C_y	0,455	–	0,491
K	31,4	–	33,4

Заключение

Результаты экспериментальных исследований, направленных на изучение эффективности подвода внешнего напорного потока через носовую часть несимметричного крыла самолета с последующим вдувом воздуха в несжимаемый турбулентный пограничный слой крыла, позволяют сделать следующие предварительные выводы.

1. При размещении секции вдува на «плоской» стороне крыла можно достичь лишь незначительного выигрыша в профильном сопротивлении, который имеет место в окрестности угла атаки $\alpha = 2^\circ$. Однако за счет более рационального размещения секции вдува можно повысить аэродинамическое качество K крыла на величину порядка 1–2 единиц.

2. Обнаружено некоторое снижение уровня шума в окрестности крыла в сравнении с базовой конфигурацией, которое вполне коррелирует с отмеченным уменьшением профильного сопротивления.

3. Окончательный вывод об аэродинамической эффективности предложенного способа воздействия на турбулентный пограничный слой крыла может быть сделан лишь при тщательном изучении влияния положения участка вдува и его протяженности при размещении последнего на стороне области разрежения крыла. Подобные исследования, основанные на более совершенной методике измерений аэродинамических характеристик крыла, должны стать предметом дальнейшего рассмотрения.

Список литературы

1. **Abbas A., de Vicente J., Valero E.** Aerodynamic technologies to improve aircraft performance // *Aerospace Sci. and Technology*. 2013. Vol. 28. P. 100–132.
2. **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.
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. **Tillman T.G., Hwang D.P.** Drag reduction on a large-scale nacelle using a microblowing technique // *Proc. of the 37th AIAA Aerospace Sci. Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan. 1999.* AIAA Paper. 1999. No. 1999–0130.
5. **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.
6. **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.
7. **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, 5–8 Jan. 2009.* AIAA Paper. No. 2009–779. P. 1–19.
8. **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.
9. **Волчков Э.П.** Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 319 с.
10. **Silva F.A.P., Cruz D.O.A., Pellegini C.C.** Velocity and temperature distributions in compressible turbulent boundary layers with heat and mass transfer // *Int. J. Heat Mass Transfer* 1995. Vol. 38, No. 13. P. 2507–2515.
11. **Bellettre J., Bataille F., Lallemand A.** Prediction of thermal protection of walls by blowing with different fluids // *Int. J. Therm. Sci.* 1999. Vol. 38. P. 492–500.
12. **Choi N.S.** A study of micro-blowing technique // *A Thesis of Institute for Aerospace Studies, University of Toronto*. 1999.
13. **Tinetti A.F., Kelly J.J., Thomas R.H., Bauer S.X.S.** Reduction of wake-stator interaction noise using passive porosity // *AIAA Paper*. 2002. No. 2002–1036.
14. **Kornilov V.I., Boiko A.V.** Flat-plate drag reduction with streamwise noncontinuous microblowing // *AIAA J.* 2014. Vol. 52, No. 1. P. 93–103.
15. **Корнилов В.И., Бойко А.В., Кавун И.И.** Турбулентный пограничный слой на мелкоперфорированной поверхности в условиях вдува воздуха за счет ресурсов внешнего потока // *Инж.-физ. журн.* 2015. Т. 88, № 6. С. 1448–1459.
16. **Столяров Г.И., Табачников В.Г.** Некоторые особенности аэродинамики крыльев большого удлинения при малых числах Рейнольдса // *Тр. ЦАГИ*. 1985. Вып. 2290. С. 71–83.
17. **Красильщиков П.П.** Влияние шайб на аэродинамические характеристики крыла // *Тр. ЦАГИ*. 1930. Вып. 58. С. 1–31.
18. **Корнилов В.И.** Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях. 2-е изд. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013. 431 с.

19. **Корнилов В.И., Пэлхас Г., Опоа Б.** Особенности формирования пограничного слоя на крыловом профиле в условиях обтекания несимметричным следом // Теплофизика и аэромеханика. 1999. Т. 6, № 2. С. 207–224.
20. **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.
21. **Мирони, Брэдшоу.** Развитие турбулентного пограничного слоя на искривленной поверхности // Ракетная техника и космонавтика. 1975. Т. 13, № 11. С. 43–50.
22. **Павлов Л.С.** Обтекание центральных сечений скользящего прямоугольного крыла потоком несжимаемой жидкости // Тр. ЦАГИ. 1974. Вып. 1617. С. 1–27.
23. **Sundaram S., Viswanath P.R., Rudrakumar S.** Viscous drag reduction using riblets on NACA 0012 airfoil to moderate incidence // AIAA J. 1996. Vol. 34, No. 4. P. 676–682.
24. **Бойко А.В., Довгаль А.В., Занин Б.Ю., Козлов В.В.** Пространственная структура отрывных течений на крыловых профилях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 1. С. 1–14.
25. **Jones V.M.** The measurement of profile drag by the pitot-traverse method // ARC R&M 1936. No. 1668.
26. **Dittmar J.H.** Methods for reducing blade passing frequency noise generated by rotor-wake — stator interaction // NASA TM X-2669, November 1972. 31 с.
27. **Smith M.G., Chow L.C.** Aerodynamic noise sources on aircraft high lift slats and flaps // AIAA Paper. 2003. No. 2003–3226.

Статья поступила в редакцию 4 мая 2016 г.