

УДК 533.692 : 533.6.011.3

В.В. Чмовж, И.А. Каленюк

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

МЕТОД МОДИФИКАЦИИ СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ В ОБЛАСТИ ЗАДНЕЙ КРОМКИ

Предложен метод модификации верхней/нижней поверхности сверхкритического крылового профиля в области задней кромки, позволяющий улучшить его аэродинамические характеристики и несущие свойства. Выполнено численное моделирование сверхкритического профиля крыла McDonnell/Douglas DSMA-523 и его модификаций путем решения системы уравнений Навье – Стокса, осредненных по методу Рейнольдса. Показано, что подъем задней кромки профиля вверх за счет уменьшения кривизны верхней поверхности профиля позволяет увеличить критическое число Маха, а опускание задней кромки профиля вниз, за счет увеличения кривизны средней линии профиля в области задней кромки, приводит к увеличению аэродинамического качества.

Ключевые слова: сверхкритический профиль, модификация, критическое число Маха, угол атаки, коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, аэродинамическое качество.

Вступ

Постановка задачи. На современном этапе развития авиации при проектировании новых летательных аппаратов наблюдается тенденция к увеличению критического числа Маха, аэродинамического качества, а также несущих свойств как летательного аппарата в целом, так и отдельных его частей.

Рассматривается обтекание потоком вязкого сжимаемого газа крылового профиля в диапазоне чисел Маха $0,4 \leq M_\infty \leq 0,9$ и углов атаки, $-10 \leq \alpha \leq 10^\circ$. Кинематические параметры потока считаются заданными.

Обтекание сверхкритического профиля крыла моделируется путем решения системы уравнений осредненных по методу Рейнольдса: уравнений движения; уравнения неразрывности; уравнения энергии; уравнение модели турбулентности.

Для решения системы уравнений выбираются следующие граничные условия [1, 2]: условие прилипания на поверхности; условие убывания возмущений на бесконечности вдали от тела.

Целью численного моделирования обтекания сверхкритического профиля и его модификаций для выявления влияния подъема/опускания (изменения кривизны верхней и нижней поверхностей) задней кромки профиля профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 (рис. 1) на его аэродинамические характеристики: аэродинамическое качество K и критическое число Маха $M_{кр}$.

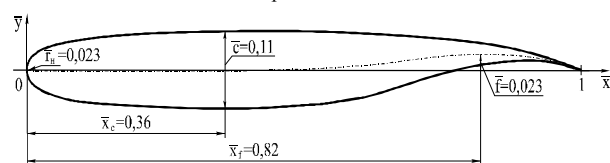


Рис. 1. Сверхкритический профиль McDonnell/Douglas DSMA-523

1. Метод модификации профиля крыла

Модификация формы профиля выполняется путем подъема/опускания задней кромки и изменения кривизны его поверхности [3]. Метод модификации заключается в следующем. На поверхности профиля выбирается произвольная точка, с координатой \bar{x}_0 , начиная с которой будет модифицироваться верхняя/нижняя поверхности профиля. Точка \bar{x}_0 принимается за начало новой системы координат $x'0y'$ (рис. 2), тогда координата \bar{x}' определяется как: $\bar{x}' = \bar{x} - \bar{x}_0$. Изменение кривизны поверхности крылового профиля выполняется по закону:

$$\bar{y}' = a\bar{x}'^p, \quad (1)$$

где \bar{y}' – отклонение рассматриваемой точки с координатой \bar{x}' ; a – множитель, зависящий от степени подъема/опускания задней кромки профиля, p – произвольный показатель степени, влияющий на кривизну поверхности профиля.

Новая координата на поверхности профиля определяется путем сложения значений \bar{y}' , полученных по формуле (1) и исходных значений $\bar{y}_{исх}$:

$$\bar{y}(\bar{x}) = \bar{y}_{исх}(\bar{x}) + \bar{y}'(\bar{x} - \bar{x}_0). \quad (2)$$

Множитель a находится из следующего условия:

$$a = \Delta\bar{y} / (1 - \bar{x}_0)^p, \quad (3)$$

где $\Delta\bar{y}$ – относительный подъем/опускание задней кромки крылового профиля, выраженный в долях хорды профиля (рис. 3).

На дужках исходного профиля имеются характерные точки, для которых $\frac{dy}{dx} = 0$. Для исследуемого профиля такими точками являются:

- на верхней поверхности – $\bar{x} = 0,43$;
- на нижней – $\bar{x} = 0,32$ и $\bar{x} = 0,65$.

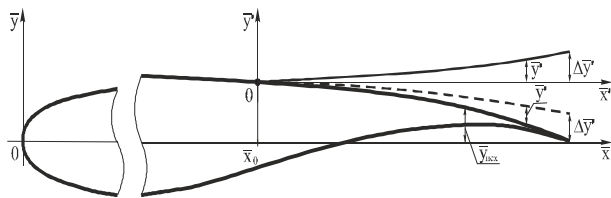


Рис. 2. Системы координат

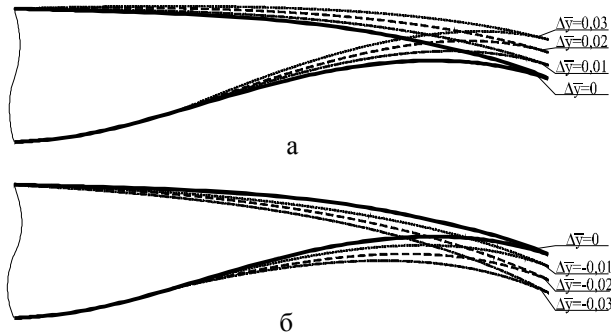


Рис. 3. Отклонение задней кромки профиля:
а – вверх, б – вниз

Модификация дужек профиля проводилась, начиная с точек с координатами: $\bar{x}_0 = 0,43$ – для верхней дужки; $\bar{x}_0 = 0,65$ – для нижней. При модификации верхней дужки показатель степени выбран $p = 2$.

Для нижней дужки показатель степени был выбран равным $p = 1$. Подъем/опускание задней кромки крылового профиля для исследований выполнялся для фиксированных значений $\Delta\bar{y} = -0,03 \dots +0,03$ с шагом 0,01 (значение $\Delta\bar{y} = 0$ соответствует исходному профилю).

2. Анализ результатов численного моделирования обтекания профиля

Согласно поставленной задаче в результате проведения численного моделирования обтекания сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA – 523 и его модификаций были получены его аэродинамические характеристики.

Проведем анализ аэродинамических характеристик модифицированных профилей в сопоставлении с аэродинамическими характеристиками исходного профиля. Влияние модификаций профиля на зависимость коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе c_{x0} от числа Маха невозмущенного потока представлено на рис. 4.

На примере, представленном на рис. 4 видно, что до числа Маха, равного $M_\infty = 0,6$ коэффициент лобового сопротивления c_{x0} при $c_{ya} = 0$ практически не меняется при изменении кривизны профиля.

Опускание задней кромки крылового профиля вниз приводит к уменьшению критического числа Маха $M_{кр}$. Это происходит за счет более раннего срыва потока с поверхности профиля, т.к. его кривизна в районе задней кромки увеличивается. От-

клонение задней кромки профиля вниз приводит к торможению потока на нижней поверхности, и, следовательно, к увеличению подъемной силы.

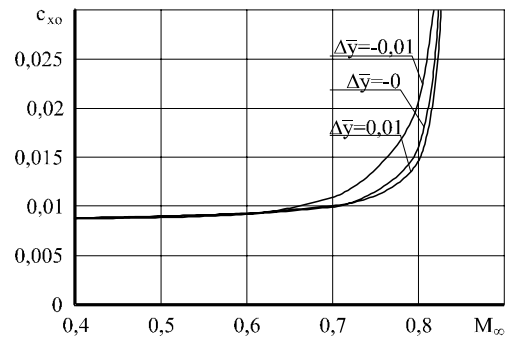


Рис. 4. Зависимость $c_{x0}(M_\infty)$

Из рис. 4 видно, что при опускании задней кромки профиля вниз на $\Delta\bar{y} = -0,01$ при числе Маха $M_\infty = 0,7$ коэффициент c_{x0} увеличивается на 10% относительно исходного профиля. При этом критическое число Маха $M_{кр}$ уменьшается на 0,037 – с $M_{кр} = 0,617$ для исходного профиля, до $M_{кр} = 0,58$ для модифицированного. Дальнейшее отклонение задней кромки крылового сверхкритического профиля вниз приводит к большему увеличению c_{x0} и, следовательно, к уменьшению $M_{кр}$ до значений: $M_{кр} = 0,54$ для отклонения задней кромки вниз на $\Delta\bar{y} = -0,02$ и до $M_{кр} = 0,51$ при $\Delta\bar{y} = -0,03$.

Зависимость между критическим числом Маха и коэффициентом подъемной силы, позволяющая проследить изменение критического числа Маха при нулевой подъемной силе в зависимости от величины отклонения задней кромки сверхкритического профиля крыла представлена на рис. 5.

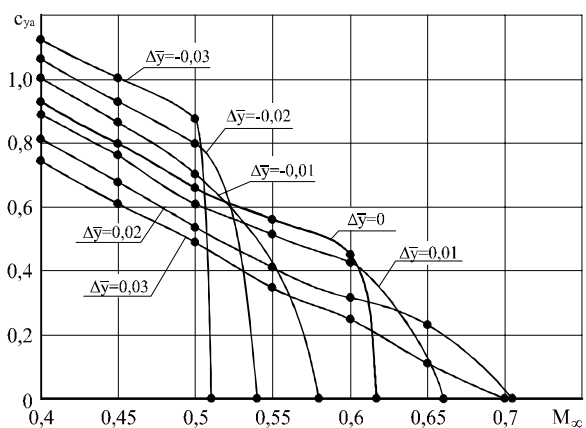


Рис. 5. Зависимость $c_{ya}(M_\infty)$

Подъем задней кромки профиля вверх, за счет уменьшения кривизны средней линии профиля, позволяет затянуть начало волнового кризиса, увеличив критическое число Маха $M_{кр}$. Нужно отметить, что при этом уменьшается подъемная сила профиля, за счет увеличения скорости на нижней поверхности.

При подъеме задней кромки профиля вверх на $\Delta\bar{y} = 0,01$ при числе Маха $M_\infty = 0,7$ коэффициент c_{x0} уменьшается на $\sim 8\%$ относительно исходного профиля. Критическое число Маха $M_{кр}$ при этом увеличивается (см. рис. 4) на $0,023$ – с $M_{кр} = 0,617$ для исходного профиля, до $M_{кр} = 0,64$ для модифицированного. Дальнейший подъем задней кромки профиля до $\Delta\bar{y} = 0,02$ приводит к увеличению критического числа Маха $M_{кр}$ до $M_{кр} = 0,705$. Однако при подъеме задней кромки профиля вверх на $\Delta\bar{y} = 0,03$, критическое число Маха не увеличивается относительно исходного профиля, и принимает значение – $M_{кр} = 0,7$. При этом числе Маха M_∞ коэффициент c_{x0} увеличивается на 11% по отношению к исходному профилю за счет более раннего возникновения скачка уплотнения на нижней поверхности.

На рис. 6 приведена зависимость и критического числа Маха при нулевой подъемной силе от величины отклонения задней кромки профиля $M_{кр0}(\Delta\bar{y})$.

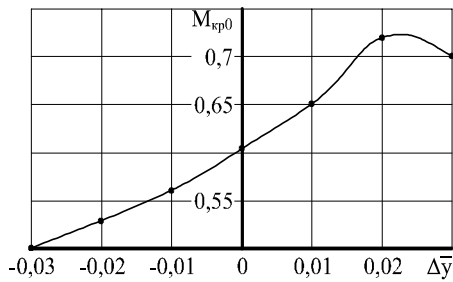


Рис. 6. Зависимость $M_{кр0}(\Delta\bar{y})$

Из рис. 5 и 6 видно, что наибольший положительный эффект, связанный с затягиванием волнового кризиса и увеличением $M_{кр}$, наблюдается при отклонении задней кромки профиля вверх не более чем на $\Delta\bar{y} = 0,02$. Отклонение задней кромки профиля вниз приводит к уменьшению $M_{кр}$. Таким образом, в рассмотренном диапазоне отклонений задней кромки крылового профиля $-0,03 \leq \Delta\bar{y} \leq 0,02$ критическое число Маха $M_{кр}$ изменяется по следующему закону

$$M_{кр} = M_{крисх} + 0,044 \cdot \Delta\bar{y}, \quad (4)$$

где $M_{крисх}$ – критическое число Маха для исходного профиля при нулевой подъемной силе.

Интегральные характеристики, представленные на рис. 5 и 6 для более детального анализа могут быть допол-

нены распределением давления по поверхностям профиля (рис. 7).

Из распределения давления $c_p(x)$ (рис. 7) по поверхности сверхкритического крылового профиля видно, что при опускании задней кромки профиля вниз ($\Delta\bar{y} < 0$) происходит увеличение давления на нижней поверхности и рост разрежения на верхней поверхности, за счет чего значительно увеличивается подъемная сила, создаваемая профилем.

При отклонении задней кромки профиля вверх ($\Delta\bar{y} > 0$) скорость потока на нижней поверхности профиля увеличивается, при этом происходит уменьшение давления, следовательно, уменьшается доля создаваемой поверхностью профиля подъемной силы.

При этом видно, что при отклонении задней кромки сверхкритического профиля крыла вверх на $\Delta\bar{y} = 0,03$ скачок уплотнения вначале развивается на нижней поверхности, из-за этого происходит увеличение коэффициента c_{x0} , как было показано ранее.

Таким образом, перейдем к рассмотрению других зависимостей, позволяющих определить целесообразность модификаций крылового сверхкритического профиля. Зависимости аэродинамического качества K от коэффициента подъемной силы c_{ya} для различных чисел Маха набегающего потока M_∞ , при угле атаки $\alpha = 1^\circ$, приведены на рис. 8.

Из рис. 8 (а – г) видно, что опускание задней кромки крылового профиля приводит к смещению максимального аэродинамического качества K в сторону больших значений коэффициента.

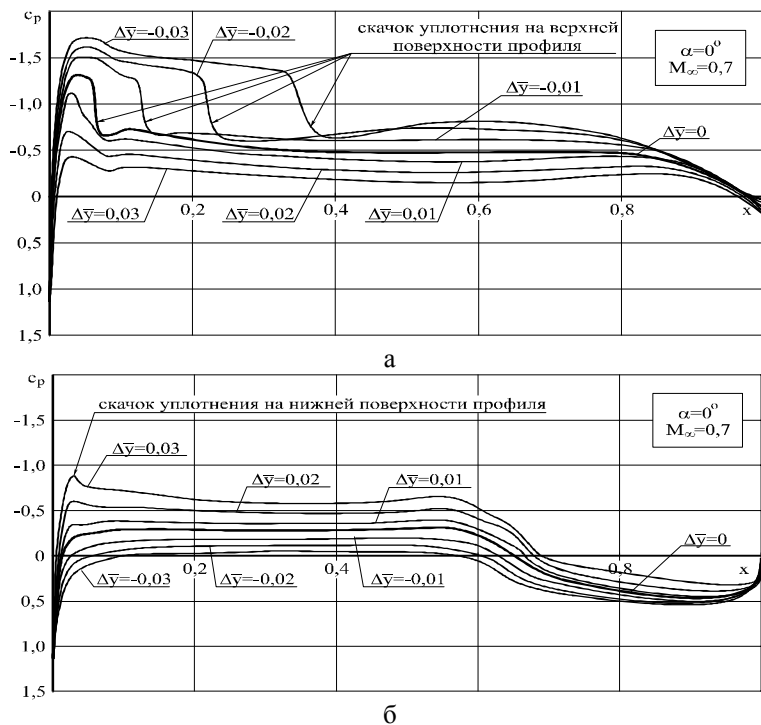


Рис. 7. Распределение давления вдоль хорды профиля: а – на верхней поверхности, б – на нижней поверхности

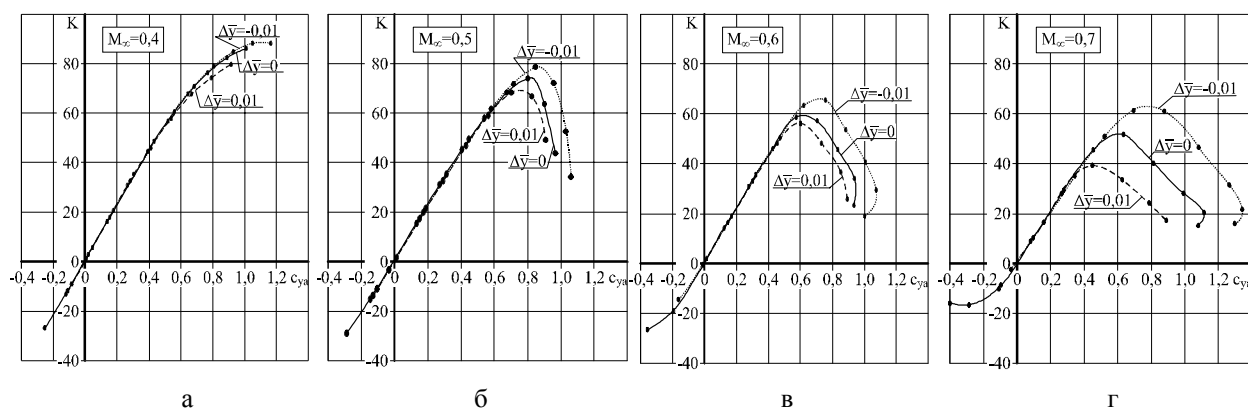


Рис. 8. Зависимость $K(c_{ya})$ при числах Маха: а – $M_{\infty} = 0,4$; б – $M_{\infty} = 0,5$; в – $M_{\infty} = 0,6$; г – $M_{\infty} = 0,7$

Выводы

1. Результаты численного моделирования обтекания сверхкритического крылового профиля показывают, что отклонение задней кромки влияет на его аэродинамические характеристики.

2. Опускание задней кромки профиля вниз приводит к увеличению максимального аэродинамического качества K_{\max} до 70% при $\Delta \bar{y} = -0,03$, за счет увеличения кривизны профиля в области задней кромки. Однако при этом значение максимального аэродинамического качества K_{\max} смещается в область больших значений коэффициента подъемной силы c_{ya} .

3. В области полетных значений коэффициента подъемной силы – $c_{ya} = 0,1 \dots 0,4$ аэродинамическое качество при $c_{ya} = \text{const}$ не зависит от величины отклонения задней кромки профиля $\Delta \bar{y}$.

4. Отклонение задней кромки профиля вверх приводит к уменьшению кривизны верхней поверхности профиля, за счет чего увеличивается скорость потока на ней, что влечет за собой затягивание начала

волнового кризиса, а, следовательно, к увеличению критического числа Маха $M_{\text{кр}}$.

Список литературы

1. Каленюк, И.А. Численное моделирование аэродинамических характеристик сверхкритического профиля MBV A-3 / И.А. Каленюк // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х., 2010. – Вып. 4 (64). – С. 116 – 125.

2. Чмовж, В.В. Исследование параметров сетки на результаты численного моделирования обтекания сверхкритического профиля MBV A-3 / В.В. Чмовж, И. А. Каленюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – Вып. 5 (72). – С. 35 – 43.

3. Чмовж, В.В. Влияние подрезки утолщенной задней кромки на аэродинамические характеристики сверхкритического профиля / В.В. Чмовж, И. А. Каленюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Х., 2011. – Вып. 50. – С. 54 – 60.

Поступила в редколлегию 1.02.2012

Рецензент: д-р техн. наук проф. В.В. Тюрев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

МЕТОД МОДИФІКАЦІЇ НАДКРИТИЧНОГО ПРОФІЛЮ КРИЛА В РАЙОНІ ЗАДНЬОЇ КРОМКИ

В.В. Чмовж, І.А. Каленюк

Запропоновано метод модифікації верхньої/нижньої поверхні надкритичного крилового профілю у районі задньої кромки, який дозволяє покращити його аеродинамічні характеристики та несучі властивості. Виконано чисельне моделювання надкритичного профілю крила McDonnell/Douglas DSMA-523 та його модифікацій шляхом вирішення системи рівнянь Нав'є – Стокса які осереднені за методом Рейнольдсу. Показано, що підйом задньої кромки за рахунок зменшення кривизни верхньої поверхні дозволяє збільшити критичне число Маха, а опускання задньої кромки профілю униз призводить до збільшення аеродинамічної якості, за рахунок збільшення кривизни середньої лінії профілю у районі задньої кромки.

Ключові слова: надкритичний профіль, модифікація, критичне число Маху, кут атаки, коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт лобового опору, аеродинамічна якість.

METHOD OF MODIFICATION OF THE SUPERCRITICAL AIRFOIL AT THE TRAILING EDGE

V.V. Chmovzh, I.A. Kaleniuk

A method of modifying the upper/lower surface of the supercritical airfoil at the trailing edge area that will improve its aerodynamic characteristics and bearing properties has been proposed. The numerical simulation of the supercritical airfoil McDonnell/Douglas DSMA-523 and its modifications has been done by solving the RANS equations. It is shown that the rise of trailing edge up by reducing the curvature of the surface profile increases the critical Mach number, and the lowering of the trailing edge down leads to an increase aerodynamic efficiency by increasing the curvature of the mean line of the airfoil near the trailing edge.

Keywords: supercritical airfoil, modification, critical Mach number, angle of attack, lift coefficient, drag coefficient, lift to drag ratio.