

Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання та озброєння

УДК 533.692

И.А. Каленюк

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАДНЕЙ КРОМКИ КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Проведены исследования влияния отклонения задней кромки крылового сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 в диапазоне чисел Маха $0,38 \leq M_\infty \leq 0,95$ и углов атаки $-10 \leq \alpha \leq 10^\circ$, с числами Рейнольдса $Re \geq 10^6$. Показано, что отклонение задней кромки профиля вверх позволяет увеличить критическое число Маха. Отклонение задней кромки профиля вниз позволяет увеличить аэродинамическое качество. Даны практические рекомендации по применению отклонения задней кромки профиля на существующих летательных аппаратах.

Ключевые слова: сверхкритический профиль, критическое число Маха, угол атаки, коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, задняя кромка

Введение

С 30-х годов 20в века ведутся работы по разработке крыловых профилей, с целью повышения их критического числа Маха [1, 2].

Как правило, сверхкритические профили являются однорежимными, рассчитанными на крейсерский режим полета. На скоростях полета меньше крейсерской скорости такие профили обладают плохими несущими свойствами из-за малой кривизны верхней дужки. Компенсируется потеря несущих свойств, при числе Маха меньше критического, с помощью подрезки нижней дужки профиля в районе задней кромки. Разработка сверхкритических профилей занимает много времени и требует больших капиталовложений, поэтому большой практический интерес имеет модификация существующих крыловых профилей, путем отклонения задней кромки, с целью увеличения критического числа Маха и аэродинамического качества, в эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета.

В работе приведены результаты исследования влияния отклонения задней кромки сверхкритического крылового профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 с целью увеличения его критического числа Маха, при максимально возможном значении аэродинамического качества.

1. Постановка задачи

Рассматривается обтекание потоком вязкого сжимаемого газа крылового профиля в диапазоне чисел Маха $0,38 \leq M_\infty \leq 0,9$ и углов атаки $-10 \leq \alpha \leq 10^\circ$. Кинематические параметры потока (V_∞, α) считаются заданными.

Для решения поставленной задачи используется система осредненных уравнений Навье – Стокса, на которую, для замыкания, накладываются граничные условия:

- условие прилипания;
- условие убывания возмущений на бесконечности.

Для замыкания системы уравнений используется модель турбулентности Спалларта – Алмараса [3, 4].

Целью исследований является определение влияния отклонения задней кромки крылового сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 на его аэродинамические характеристики, критическое число Маха $M_{кр}$, а также аэродинамическое качество K .

2. Результаты исследования

На рис. 2 приведены зависимости $\Delta c_p(b)$ для угла атаки $\alpha = 1^\circ$, полученные в результате численного моделирования обтекания крылового сверхкри-



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

тического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 при отклонении его задней кромки на углы $\delta = \pm 2,5^\circ$. Влияние отклонения задней кромки сверхкритиче-

ского профиля на зависимости $c_{x0}(M_\infty)$, $A(M_\infty)$ и $K(M_\infty)$ представлены на рис. 3 – 5.

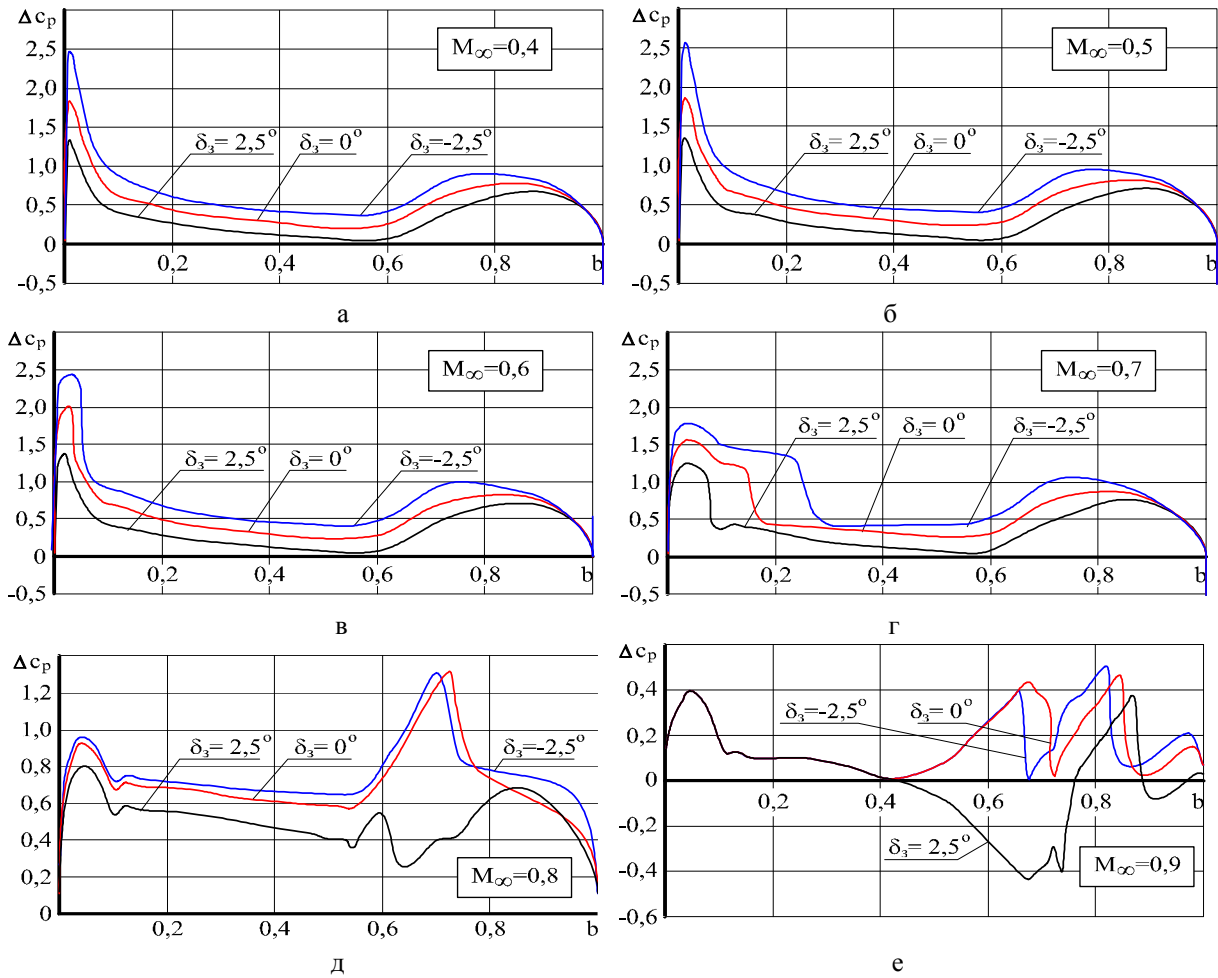


Рис. 2. Зависимости $\Delta c_p(b)$

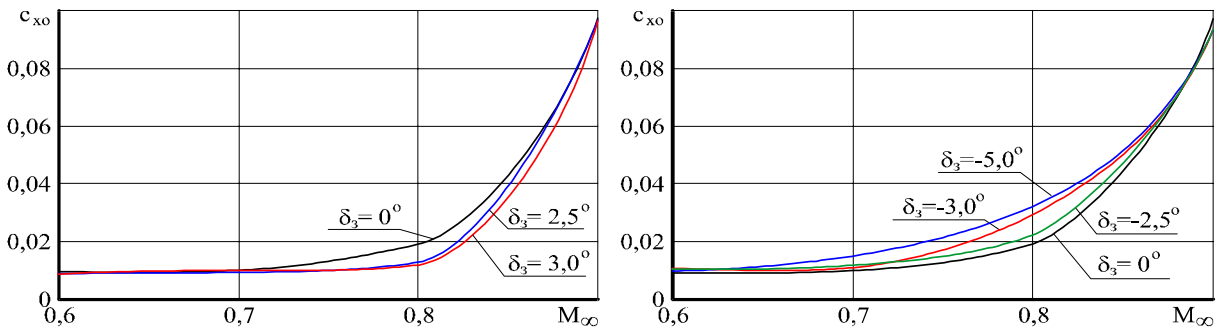


Рис. 3. Зависимости $c_{x0}(M_\infty)$

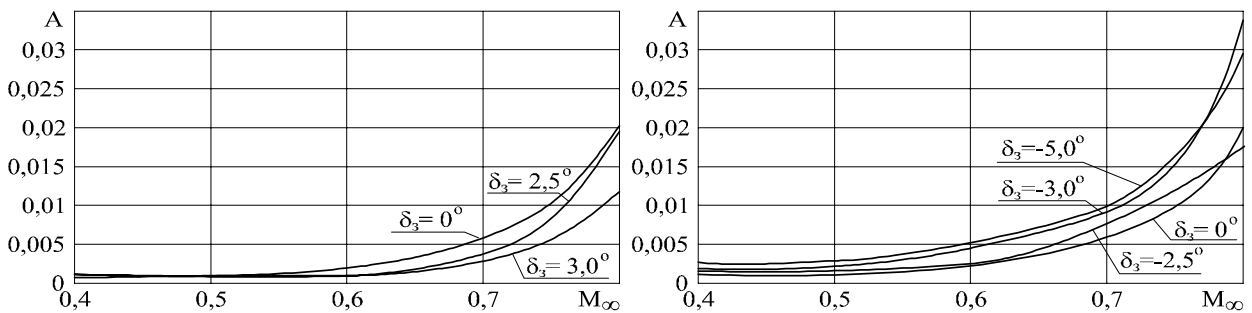
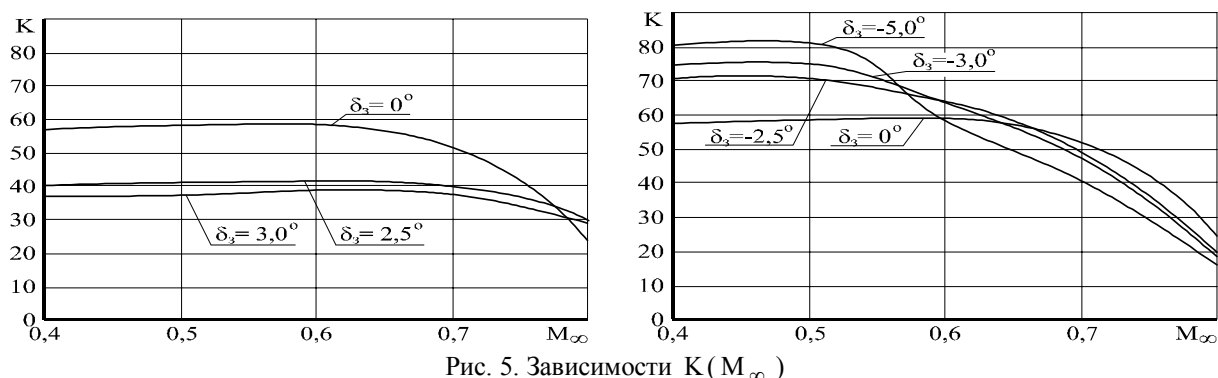


Рис. 4. Зависимости $A(M_\infty)$

Рис. 5. Зависимости $K(M_\infty)$

Видно, что изменение распределения коэффициента давления Δc_p по хорде профиля с увеличением чисел M_x влияет на коэффициент c_{x0} . При достижении чисел $M_x > M_{кр}$ коэффициент волнового сопротивления $c_{xво}$ интенсивно растет, что приводит к росту c_{x0} , а, в итоге, к росту коэффициента лобового сопротивления $c_{ха}$. Это связано с появлением и расширением зон сверхзвукового течения в области задней кромки профиля. При этом поток в этой части профиля, расширяясь, создает сильное разрежение. В то же время давление на передней кромке профиля возрастает.

Из рис. 3 – 5 видно, что при $\delta_3 \leq 3^\circ$ критическое число Маха $M_{кр}$ увеличивается на 5,5 %, т.е. волновой кризис наступает при больших числах Маха M_x . При $M_x \geq 0,75$ отклонение задней кромки на $\delta_3 \leq 3^\circ$ позволяет увеличивать аэродинамическое качество K на ~ 18% по сравнению с исходным профилем, что объясняется уменьшением коэффициента индуктивного сопротивления c_{xi} за счет уменьшения кривизны профиля, что приводит к уменьшению коэффициента лобового сопротивления $c_{ха}$, а, следовательно, к увеличению $M_{кр}$.

Отклонение закрылка на угол $\delta_3 \geq -5^\circ$ при $0,4 \leq M_x \leq 0,65$ позволяет увеличить аэродинамическое качество K на ~ 10...20%, за счет увеличения кривизны профиля f , при этом $M_{кр}$ уменьшается на 9%.

Выводы

Установлено, что:

– отклонение задней кромки профиля вверх на угол $0^\circ \leq \delta_3 \leq 3^\circ$ позволяют увеличить критиче-

ское число Маха $M_{кр}$ на ~ 5,5%, а аэродинамическое качество на 18%;

– отклонение задней кромки профиля вниз на угол $0^\circ \geq \delta_3 \geq -5^\circ$ приводит к уменьшению критического числа Маха $M_{кр}$ на ~ 9%, при этом аэродинамическое качество K увеличивается на 10...20%.

Полученные результаты исследований можно использовать для получения больших значений критического числа Маха $M_{кр}$ на летательных аппаратах, находящихся в эксплуатации, а также для существующих крыловых профилей.

Список литературы

1. Бюигенс Б.Г. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] / Г.С. Бюигенс/ – Пекин: Авиа – Издательство КНР, 1995. – 772 с.
2. Spaid F.W. An experimental study of transonic flow about a supercritical airfoil [Text] / F.W. Spaid, J.A. Dahlin, F.W. Ross, L.S. Stivers. – 1983. – 230 p.
3. Каленюк И.А. Численное моделирование аэродинамических характеристик сверхкритического профиля МВВ А-3 [Текст] / И.А. Каленюк // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов. – X., 2010. – Вып. 4 (64). – С. 116-125.
4. Чмовж В.В. Исследование параметров сетки на результаты численного моделирования обтекания сверхкритического профиля МВВ А-3 [Текст] / В.В. Чмовж, И.А. Каленюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2010. – № 5 (72). – С. 35-43.

Поступила в редколлегию 4.10.2011

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ВІДХІЛУ ЗАДНЬОЇ КРОМКИ КРИЛОВОГО ПРОФІЛЮ НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

І.А. Каленюк

Проведені дослідження впливу відхилення задньої кромки надкритичного профілю McDonnell/Douglas DSMA-523 у діапазоні чисел Маху $0,48 \leq M_x \leq 0,95$ та кутів атаки $-10 \leq \alpha \leq 10^\circ$, з числами Рейнольдсу $Re \geq 10^6$. Показано, що відхил задньої кромки профілю уверх дозволяє збільшити критичне число Маху. Відхил задньої кромки профілю униз дозволяє збільшити аеродинамічну якість. Дано практичні рекомендації по використанню відхилення задньої кромки профілю на існуючих літальних апаратах.

Ключові слова: надкритичний профіль, число Маху, кут атаки, коефіцієнт під'ємної сили, коефіцієнт лобового опору, задня кромка.

INVESTIGATION OF INFLUENCE OF THE DEVIATION OF THE TRAILING EDGE OF SUPERCRITICAL WING AIRFOIL ON ITS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

I.A. Kaleniuk

The influence of deviation of the trailing edge of supercritical wing airfoil McDonnell/Douglas DSMA-523 in the range of Mach numbers $0,48 \leq M_x \leq 0,95$ and angles of attack $-10 \leq \alpha \leq 10^\circ$, with Reynolds numbers $Re \geq 10^6$ has been investigated. It is shown that the deviation of the trailing edge of airfoil up can increase the critical Mach number. The deviation of the trailing edge of the airfoil down allows one to increase an aerodynamic efficiency. Practical recommendations for the use deviation of the trailing edge of the airfoil on existing aircrafts have been given.

Keywords: supercritical airfoil, Mach number, angle of attack, lift coefficient, drag coefficient, trailing edge.