

Влияние подрезки утолщенной задней кромки на аэродинамические характеристики сверхкритического профиля

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

Выполнено численное моделирование обтекания в трансзвуковом диапазоне скоростей модифицированного сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 с подрезкой утолщенной задней кромки в широком диапазоне чисел Маха и углов атаки. Подрезка задней кромки профиля осуществлялась с нижней кромки вверх и с верхней кромки вниз на 0,5, 1 и 1,5 % от величины хорды. Проведен анализ влияния подрезки задней кромки на аэродинамические характеристики профиля. Показано, что эффективность от подрезки нижней кромки вверх проявляется начиная с 0,5 %, и дальнейший срез не влияет на аэродинамические характеристики; подрезка верхней кромки вниз на 0,5 % приводит к улучшению аэродинамических характеристик относительно исходного профиля.

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

Введение

При изучении вопросов, связанных с обтеканием поверхности сверхкритического профиля, небольшое количество работ посвящено исследованиям обтекания задней кромки профиля. Однако, как следует из работы [1], утолщение задней кромки оказывает огромное влияние на аэродинамические характеристики профиля.

Анализ литературы по теме исследования показал, что существуют патенты, в которых изложены вопросы изменения формы как самого профиля, так и среза его задней кромки сверхкритического профиля [2-4]. В патентах [2,3] предложен вариант формы задней кромки сверхкритического профиля, в котором происходит отсос пограничного слоя в области задней кромки, для контроля результирующих осевых нагрузок. В патенте [4] на верхней поверхности профиля создается горб, чтобы контролировать образование местоположения скачка уплотнения.

Таким образом, исследование утолщенной задней кромки сверхкритического профиля имеет также большое значение.

Постановка задачи

Исследуется обтекание потоком вязкой сжимаемой жидкости в трансзвуковом диапазоне скоростей сверхкритического профиля DSMA-523 с модифицированной верхней и нижней поверхностями с утолщенной задней кромкой на 1% [1].

Верхняя поверхность сверхкритического профиля изменялась, начиная с 43% от величины хорды по параболическому закону; нижняя поверхность изменялась, начиная с 65 % от величины хорды по линейному закону:

$$\bar{y}_g = (0,033085\bar{x}^2 - 0,029658\bar{x} + 0,006646) \cdot \Delta,$$

$$\bar{y}_h = (0,0295\bar{x} + 0,0191) \cdot \Delta,$$

где Δ – относительное утолщение задней кромки хорды, %.

При сравнении исходного профиля с профилями с подрезанной задней кромкой диапазон углов атаки, чисел Маха и число Рейнольдса были приняты такими же, как и в работе [1]: $\alpha^\circ = -2 \dots 5$, $M = 0,6 \dots 0,8$; $Re = 6,2 \cdot 10^6$.

Расчетная область строилась на основе рекомендаций, принятых в работе [5]. Согласно исследованиям, проведенным в статье [6], применяется однопараметрическая модель турбулентности Спаларта – Аллмараса.

Подрезка задней кромки (рис. 1, 2) модифицированного сверхкритического профиля проводилась следующим образом:

- подрезка верхней кромки вниз на величину 0,5; 1 и 1,5% от величины хорды;
- подрезка нижней кромки вверх на величину 0,5; 1 и 1,5% от величины хорды.

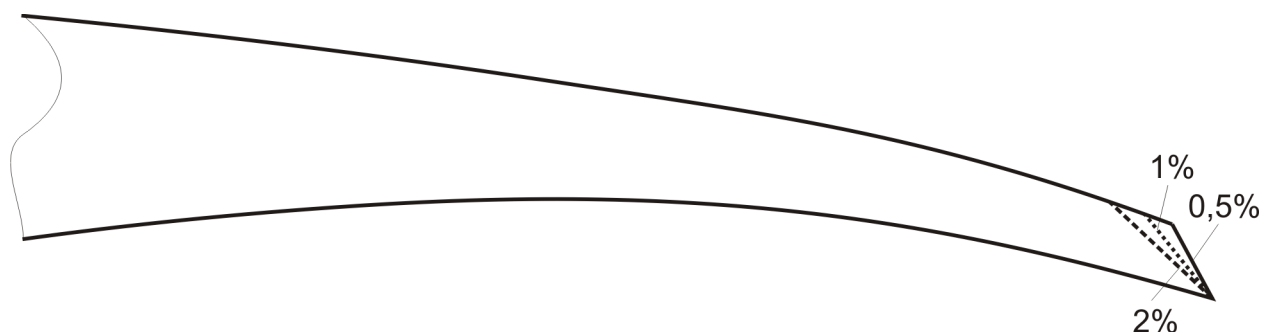


Рис. 1. Подрезка верхней части задней кромки профиля

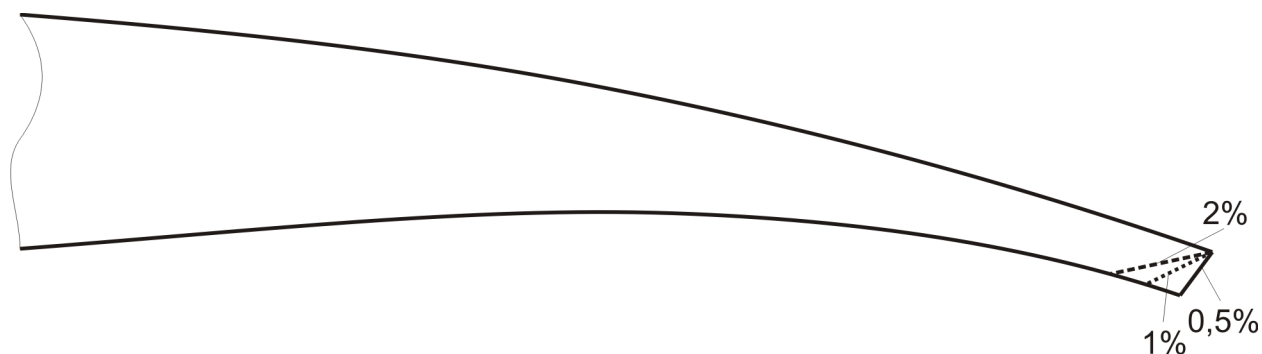


Рис. 2. Подрезка нижней части задней кромки профиля

Цель данного исследования – определение влияния подрезки утолщенной задней кромки сверхкритического профиля на его аэродинамические характеристики.

Численное моделирование

На рис. 3 показаны зависимости коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при подрезке верхней и нижней поверхности задней кромки сверхкритического профиля, которые получены в результате численного моделирования.

Основываясь на результатах проведенного численного исследования, можно сделать вывод о том, что подрезка утолщенной задней кромки сверхкритического профиля сверху на величину от 0,5% до 1,5% приводит к незначительному

увеличению коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления.

Подрезка нижней части задней кромки на 0,5% от величины хорды приводит к увеличению коэффициента подъемной силы, подрезка задней кромки на 1 и 1,5% – к уменьшению коэффициента подъемной силы.

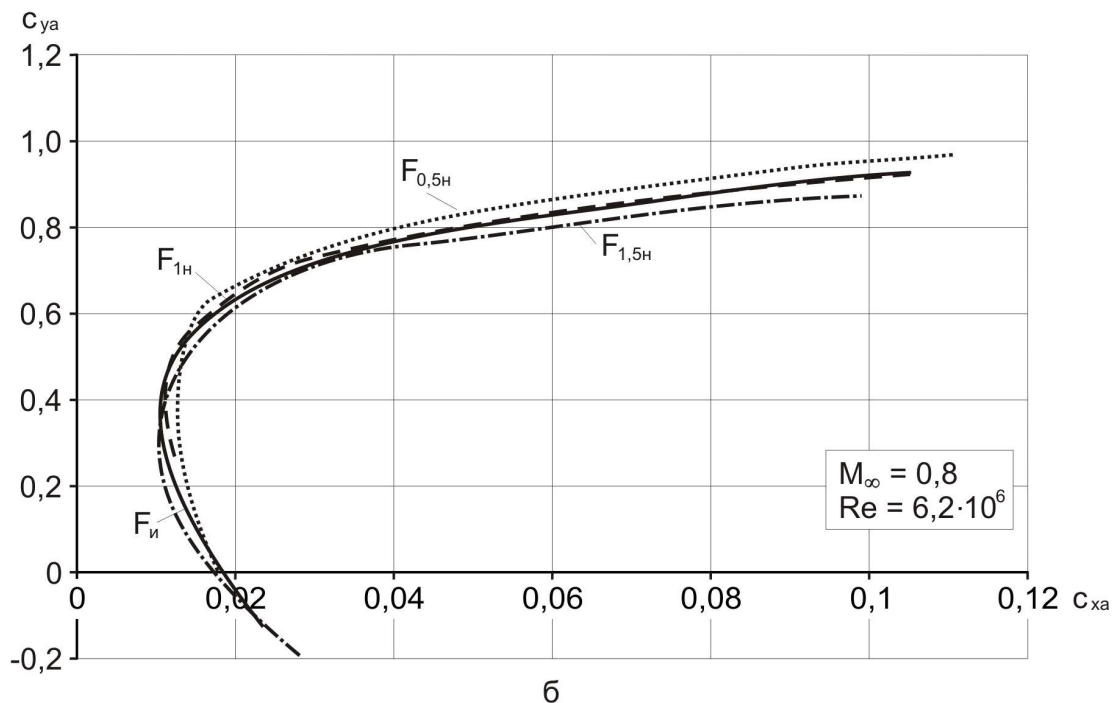
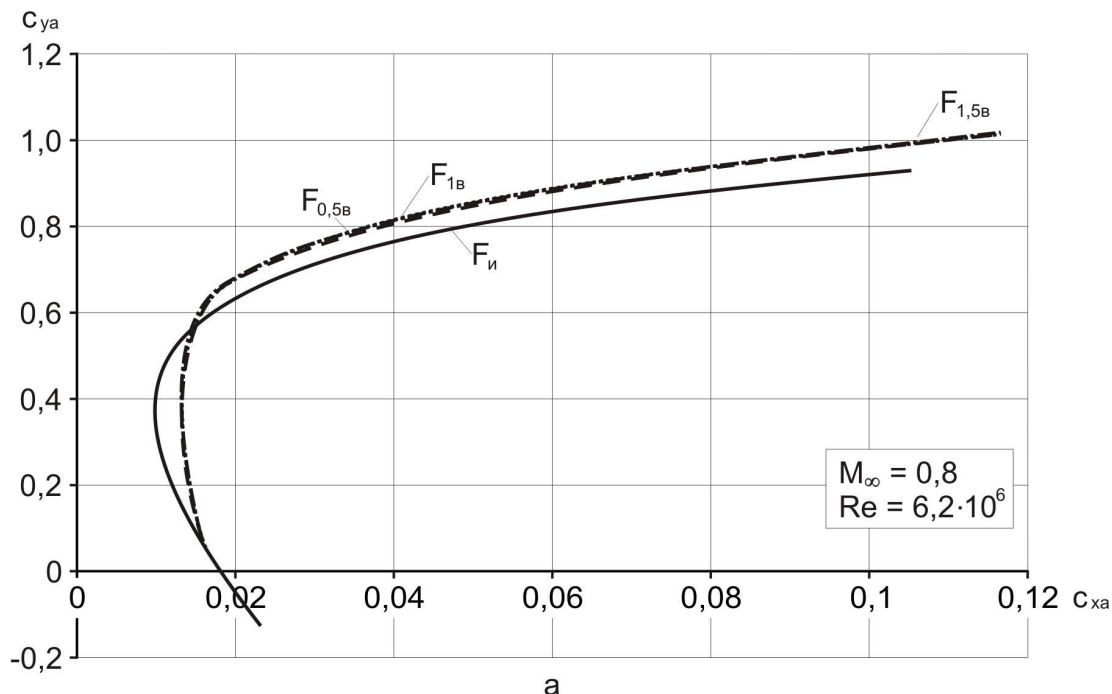


Рис. 3. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при подрезке верхней (а) и нижней (б) поверхностей задней кромки профиля

На рис. 4 изображены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для числа $M_\infty = 0,75$ при различных видах подрезки задней кромки.

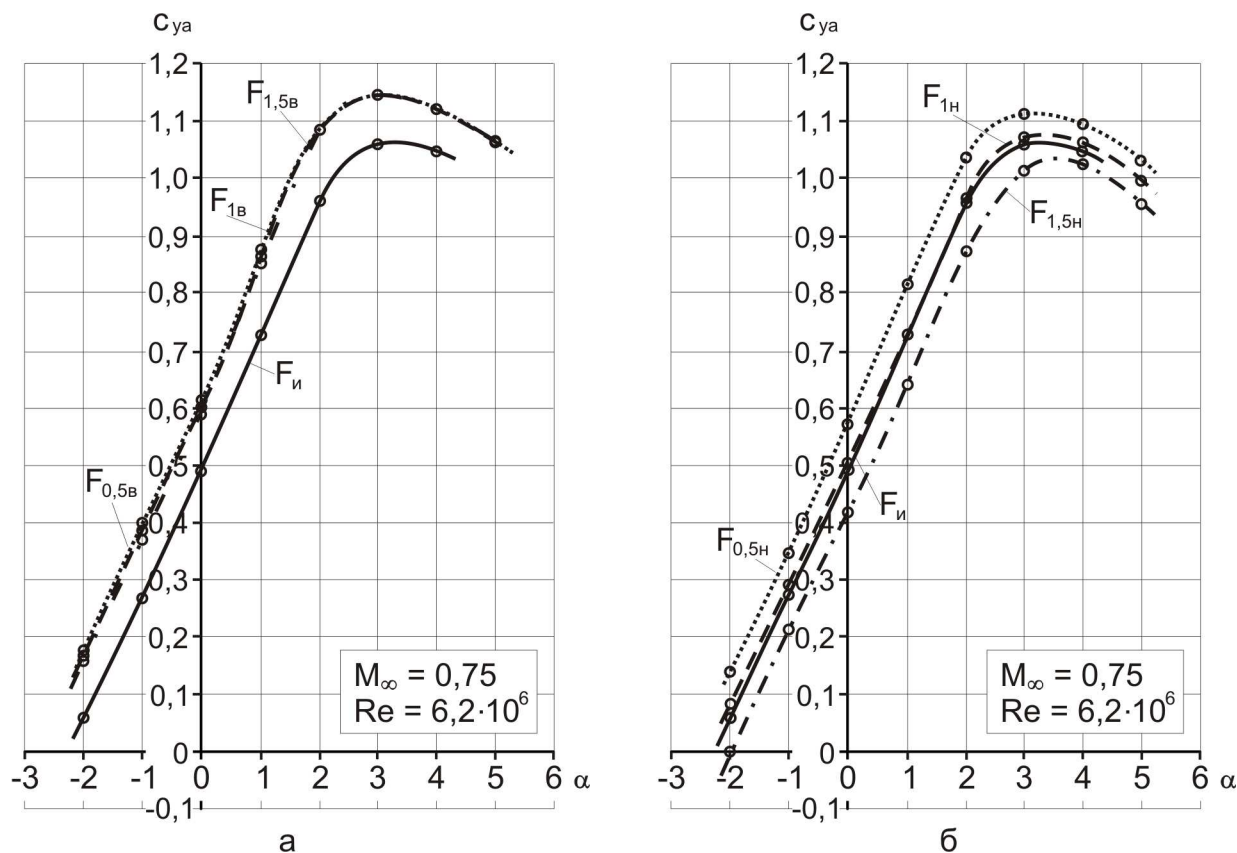


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при подрезке верхней (а) и нижней (б) поверхностей задней кромки профиля

Как видно из рис. 5, при подрезке нижней поверхности задней кромки профиля на 0,5 %, а также при подрезке верхней поверхности на величину из диапазона 0,5 ...1,5 % происходит существенное увеличение коэффициента подъемной силы относительно исходного профиля.

Подрезка нижней поверхности на 1 и 1,5 % приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы. Производная c_{ya}^α практически не зависит от вида подрезки утолщенной задней кромки сверхкритического профиля.

Результаты анализ зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа Маха при постоянных значениях коэффициента подъемной силы показаны на рис. 5.

Из рисунков видно, что затягивание волнового кризиса происходит при подрезке задней кромки профиля вниз на величину 0,5% от величины хорды. Остальные модификации не позволяют получить существенного положительного эффекта относительно исходного профиля.

Для выявления причин, приводящих к заметному влиянию величины среза задней кромки на аэродинамические характеристики сверхкритического профиля, рассмотрим детально распределения скоростей в области задней кромки. Картина изолиний изображена на рис. 6.

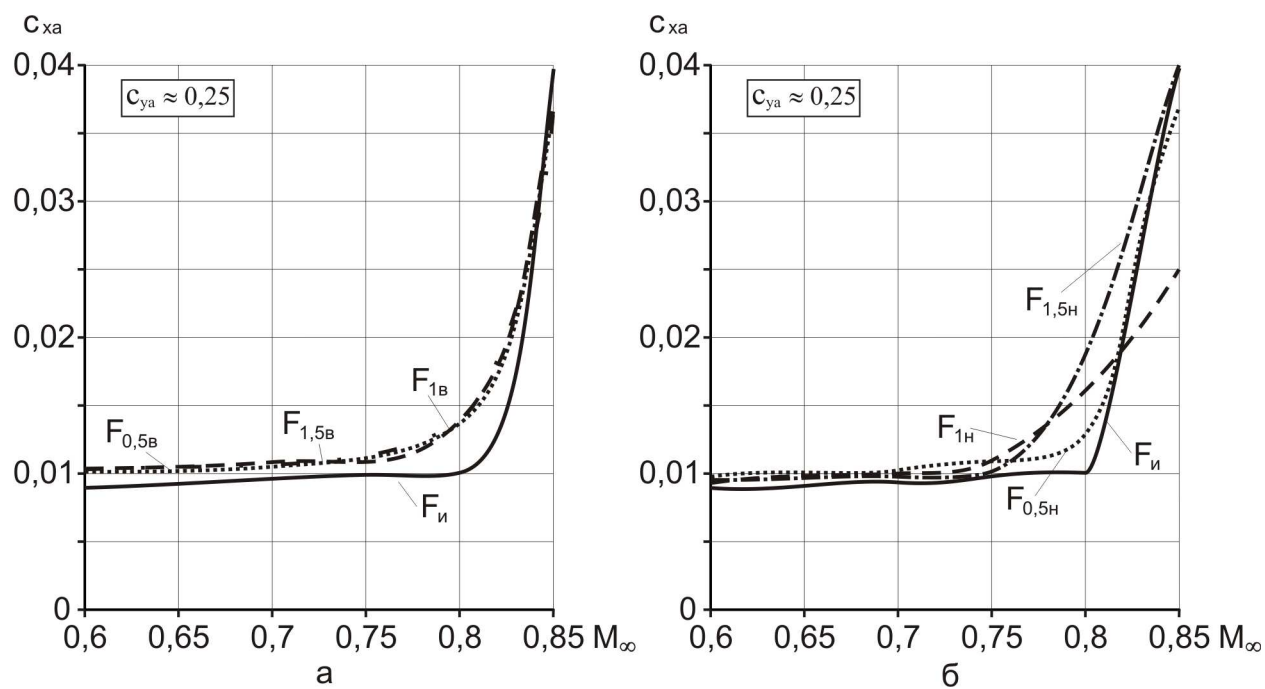


Рис. 5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха при подрезке верхней (а) и нижней (б) поверхностей задней кромки профиля

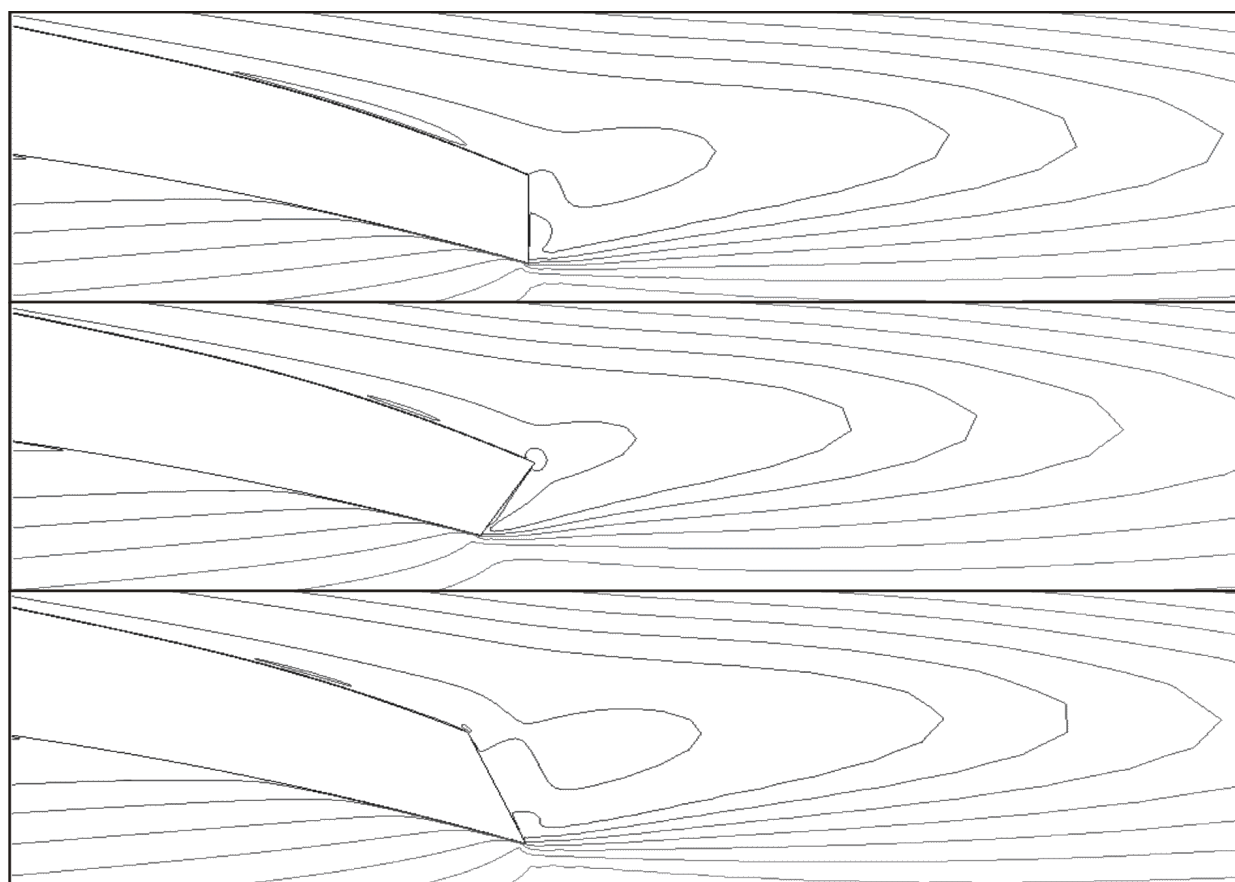


Рис. 6. Картина течения в районе задней кромки

Выводы

Проведенное численное моделирование сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA – 523 с различными видами подрезки утолщенной задней кромки показало, что изменение ее формы дает возможность эффективно применять такие модификации как с аэродинамической, так и с технологической точки зрения.

1. Эффективность подрезки задней кромки снизу вверх ограничена значением 0,5%, так как увеличение коэффициента подъемной силы при постоянном угле атаки для всех подрезок остается величиной постоянной. Несмотря на увеличение коэффициента лобового сопротивления до значения коэффициента подъемной силы, равного приблизительно 0,6, при больших значениях коэффициента подъемной силы коэффициент лобового сопротивления уменьшается.

2. Подрезка задней кромки сверху вниз более значительно влияет на аэродинамические характеристики, чем снизу вверх. При подрезке задней кромки на 1% все аэродинамические характеристики остаются такими же, как и в исходном профиле. При подрезке на 1,5% уменьшается коэффициент подъемной силы при постоянном угле атаки и при значении коэффициента подъемной силы, равном 0,2, уменьшается коэффициент лобового сопротивления. При подрезке задней кромки профиля на 0,5% коэффициент подъемной силы увеличивается до значений, полученных при подрезке верхней кромки; при значениях коэффициента подъемной силы больше 0,6 данный вид подрезки задней кромки позволяет уменьшить коэффициент лобового сопротивления.

Список литературы

1. Каленюк И. А. Численное моделирование обтекания сверхкритического профиля с модифицированной верхней (нижней) поверхностью / И.А. Каленюк // Сборник научных трудов «ХУПС». – Х., 2011. – Вып. 1 (27). – С. 41 – 46.
2. Mono-element combined supercritical high lift airfoil: patent 4387869 USA : МКП⁵ В 64 С 21/04 / Englar R. J., Huson G. G. – № 238265 ; заявл. 25.02.81 ; опубл. 14.06.83.
3. Mono-element combined supercritical high lift airfoil: patent 4457480 USA : МКП⁵ В 64 С 21/04 / Englar R. J., Huson G. G. – № 444555; заявл. 26.11.82 ; опубл. 03.07.84.
4. Airfoil with variable geometry expansion surface : patent 5433404 USA : МКП⁵ В 64 С 3/44 / Ashill P. R., Fulker J. L. – № 190052 ; заявл. 28.07.92 ; опубл. 18.07.95.
5. Каленюк И.А. Численное моделирование аэродинамических характеристик сверхкритического профиля МВВ А-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.
6. Чмовж В. В. Исследование параметров сетки на результаты численного моделирования обтекания сверхкритического профиля МВВ А-3 / В. В. Чмовж, И. А. Каленюк // Авиационно-космическая техника и технология. – Х., 2010. – Вып. 5 (72). – С. 35 – 43.

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.В. Тюрёв, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.
Поступила в редакцию 10.05.11

Вплив підрізання стовщеної задньої кромки на аеродинамічні характеристики надкритичного профілю

Виконано числове моделювання обтікання у трансзвуковому діапазоні швидкостей модифікованого надкритичного профілю McDonnell/Douglas DSMA-523 з підрізанням стовщеної задньої кромки у широкому діапазоні чисел Маха та кутів атаки. Підрізання задньої кромки профілю здійснювалось з нижньої кромки вгору і з верхньої кромки вниз на 0,5, 1 та 1,5 % від величини хорди. Проведено аналіз впливу підрізання задньої кромки на аеродинамічні характеристики профілю. Показано, що ефективність від підрізання нижньої кромки вгору проявляється, починаючи з 0,5 %, і подальше підрізання не впливає на аеродинамічні характеристики; підрізання верхньої кромки вниз на 0,5 % приводить до поліпшення аеродинамічних характеристик відносно початкового профілю.

Ключові слова: надкритичний профіль, задня кромка, число Маха, кут атаки, коефіцієнт піднімальної сили, коефіцієнт лобового опору, хвиля криза.

Effect of cutting the thickened trailing edge on the aerodynamic characteristics of the supercritical airfoil

The analysis of results of numerical simulation of the flow in the transonic speed range of modified supercritical airfoil McDonnell/Douglas DSMA-523 with cutting the thickened trailing edge in a wide range of Mach numbers and angles of attack is made. Cutting the trailing edge of the airfoil was carried out with the bottom edge up and the top edge down to 0.5, 1 and 1.5% of the chord. The analysis of the influence of cutting the trailing edge on the aerodynamic characteristics of the airfoil is done. Shown that the efficiency of cutting the bottom edge up appears starting from 0,5% and a further cut does not affect the aerodynamic characteristics; cutting the top edge down to 0,5% leads to an improvement of aerodynamic characteristics with respect to the original airfoil.

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