

УДК 533.692

И.А. Каленюк

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

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ С МОДИФИЦИРОВАННОЙ ВЕРХНЕЙ (НИЖНЕЙ) ПОВЕРХНОСТЬЮ

Проведено численное моделирование обтекания сверхкритического профиля второго поколения McDonnell/Douglas DSMA-523 с острой и модифицированной задней кромкой в трансзвуковом диапазоне скоростей и широком диапазоне углов атаки. Модификация формы профиля заключалась в изменении верхней (нижней, обеих) поверхности с целью утолщения задней кромки профиля на величину от 0,5 до 2% длины хорды. Проведен анализ влияния изменения формы сверхкритического профиля на его основные аэродинамические характеристики.

**Ключевые слова:** сверхкритический профиль, число Маха, угол атаки, коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, модификация поверхности профиля, задняя кромка.

### Введение

В связи с постоянным ростом пассажирских и грузовых перевозок при помощи воздушного транспорта возникает ряд задач, которые связаны с увеличением скорости и дальности полетов магистральных самолетов, а также с уменьшением стоимости их полета. Данные задачи можно решить путем улучшения аэродинамических характеристик, как самого самолета, так и отдельных его частей. Улучшение аэродинамических характеристик профиля, в частности его аэродинамического качества, приведет к уменьшению расхода топлива, что повлечет за собой уменьшение стоимости полетов [1 – 4].

Влиять на изменение аэродинамических характеристик можно путем изменения толщины профиля, изменения геометрии задней кромки и т.д.

В данной работе исследуются модификации сверхкритического профиля второго поколения McDonnell/Douglas DSMA-523 с тупой и острой задней кромкой (рис. 1) [5].

### 1. Постановка задачи

В рамках численного моделирования рассматривается обтекание потоком вязкой сжимаемой жидкости сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 с хордой 1 м. Численный анализ профиля проводится в широком диапазоне углов атаки от  $-2$  до  $5^\circ$  с шагом  $1^\circ$  в диапазоне чисел Маха от 0,6 до 0,85 с шагом 0,5.

Для численного моделирования используется модель турбулентности Спаларта – Аллмараса [6]. Построение сетки выполнено согласно рекомендациям, принятым в [7]. Параметры атмосферы соответствуют 9000 м над уровнем моря, число Рейнольдса –  $6,2 \cdot 10^6$ .

В исследовании необходимо:

– определить, как будут изменяться аэродинамические характеристики профиля при увеличении толщины задней кромки профиля за счет верхней поверхности на 0,005 м, 0,01 м, 0,02 м;

– определить, как будут изменяться аэродинамические характеристики профиля при увеличении толщины задней кромки профиля за счет нижней поверхности 0,005 м, 0,02 м;

– определить, как будут изменяться аэродинамические характеристики профиля при увеличении толщины задней кромки профиля за счет обеих поверхностей на 0,005 м, 0,01 м, 0,02 м.

**Целью данного исследования** является определение влияния модификаций поверхностей сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 на его основные аэродинамические характеристики.

### 2. Модификация профиля

Модификация сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 проводилась путем изменения геометрии нижней, верхней или одновременного изменения геометрии обеих поверхностей профиля.



Рис. 1. Сверхкритический профиль McDonnell/Douglas DSMA-523 с острой задней кромкой

Верхняя поверхность сверхкритического профиля изменялась, начиная с 43% от длины хорды по параболическому закону:

$$\bar{y} = (0,033085\bar{x}^2 - 0,029658\bar{x} + 0,006646) \cdot \Delta, \quad (1)$$

где  $\Delta$  – относительное утолщение задней кромки в процентах хорды.

Нижняя поверхность изменялась, начиная с 65% от длины хорды по линейному закону:

$$\bar{y} = (0,0295\bar{x} + 0,0191) \cdot \Delta. \quad (2)$$

На рис. 2 – 4 представлен сверхкритический профиль с модифицированными верхней, нижней и обеими поверхностями.

В табл. 1 представлены аббревиатуры модификаций сверхкритического профиля для упрощенного использования по тексту статьи в дальнейшем.

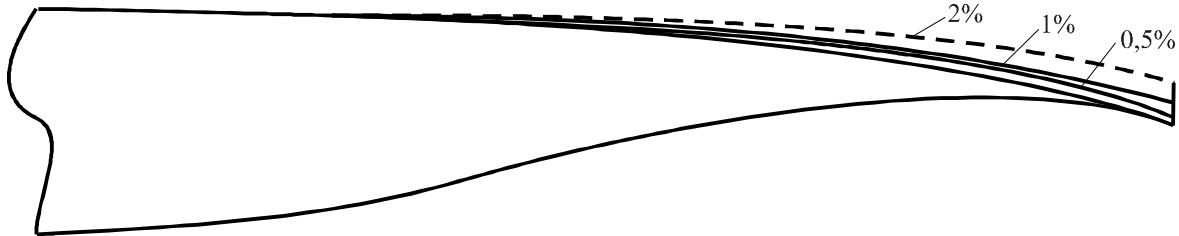


Рис. 2. Сверхкритический профиль McDonnell/Douglas DSMA-523 с модифицированной верхней поверхностью

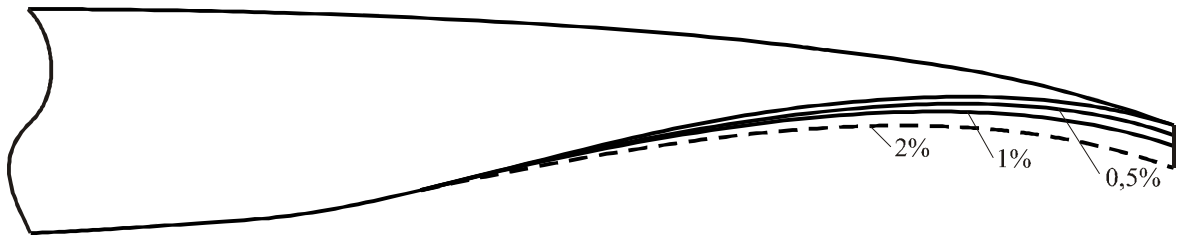


Рис. 3. Сверхкритический профиль McDonnell/Douglas DSMA-523 с модифицированной нижней поверхностью

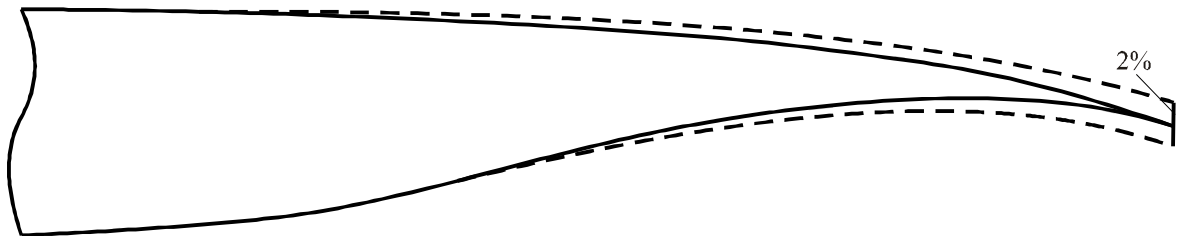


Рис. 4. Сверхкритический профиль McDonnell/Douglas DSMA-523 с модифицированными обеими поверхностями с утолщением задней кромки на 2% за счет утолщения верхней и нижней поверхностей на 1%

Таблица 1

Аббревиатуры для упрощения использования в тексте статьи

Поверхность	Утолщение			
	0%	0,5%	1%	2%
Верхняя	$F_{и}$	$F_{0,5в}$	$F_{1в}$	$F_{2в}$
Нижняя	$F_{и}$	$F_{0,5н}$	$F_{1н}$	$F_{2н}$
Верхняя/нижняя	$F_{и}$	$F_{0,5в/н}$	$F_{1в/н}$	$F_{2в/н}$

### 3. Результаты исследования

В результате численного моделирования сверхкритического профиля в CFD – пакете Star-CCM+ было получено, что утолщение задней кромки за счет нижней поверхности профиля на 0,5 и 1% дает положительный эффект от модификации начинается

с коэффициента подъемной силы приблизительно равного 0,7 при числе Маха от 0,6 до 0,7. При увеличении числа Маха до 0,85 положительный эффект начинается с коэффициента подъемной силы равного 0,3. Эти модификации дают незначительное увеличение коэффициента лобового сопротивления. Увеличение задней кромки сверхкритического про-

филя на 2% дает наибольшее увеличение коэффициента подъемной силы, а также значительное увеличение коэффициента лобового сопротивления при числах Маха больше 0,7 и углах атаки от  $3^\circ$ . На рис. 5 представлена зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы для модификаций задней кромки профиля за счет нижней поверхности, при числе Маха равном 0,85.

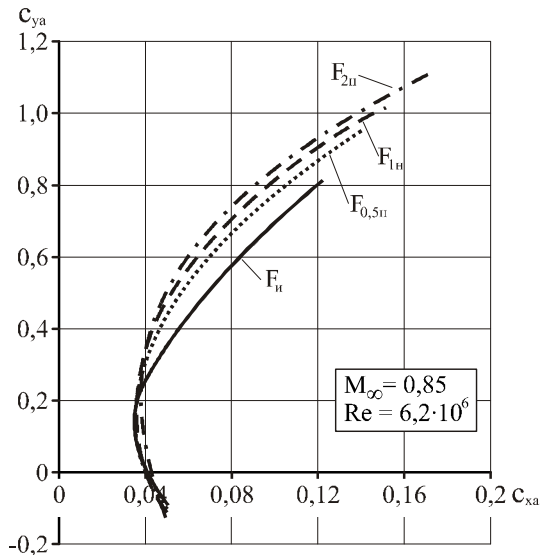


Рис. 5. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при увеличении толщины задней кромки профиля за счет нижней поверхности

Модификации  $F_{0,5n}$  и  $F_{1n}$  при изменении толщины задней кромки профиля за счет нижней поверхности при числах Маха от 0,6 до 0,7 дают незначительное увеличение коэффициента лобового сопротивления и коэффициент подъемной силы относительно исходного профиля  $F_n$ . Модификация  $F_{2n}$  дает при таких скоростях значительное увеличение, как коэффициента лобового сопротивления, так и коэффициента подъемной силы. Эти результаты представлены на рис. 6.

При увеличении числа Маха до 0,75 – 0,8 модификация профиля  $F_{0,5n}$  дает наименьшие коэффициенты лобового сопротивления и коэффициенты подъемной силы, а модификация  $F_{2n}$  наибольшие коэффициенты подъемной силы и коэффициент лобового сопротивления относительно профиля  $F_n$ . При числе Маха равном 0,85 профиль  $F_{2n}$  дает наибольший коэффициент подъемной силы, а коэффициент лобового сопротивления уменьшается относительно исходного профиля. Зависимости коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при увеличении толщины задней кромки профиля за счет верхней поверхности при числах Маха 0,85 представлены на рис. 7.

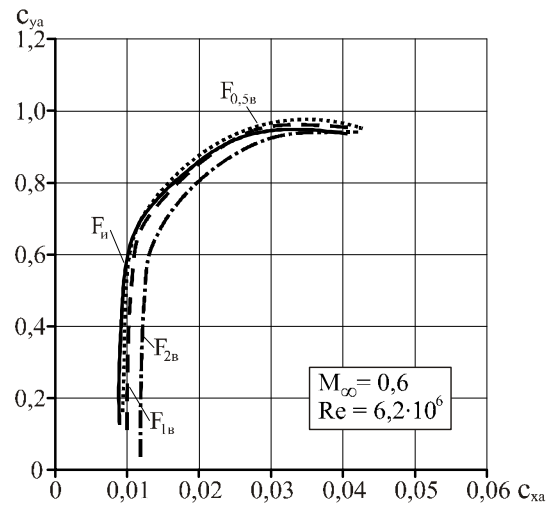


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при увеличении толщины задней кромки профиля за счет верхней поверхности ( $M_\infty = 0,6$ )

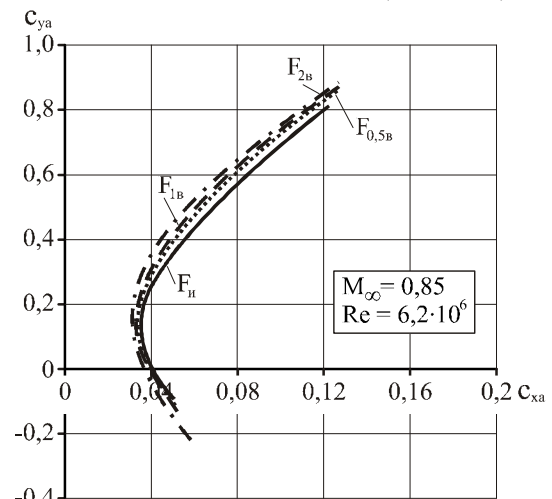


Рис. 7. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при увеличении толщины задней кромки профиля за счет верхней поверхности ( $M_\infty = 0,85$ )

При изменении толщины задней кромки профиля за счет одновременного утолщения верхней и нижней поверхностей профиля на 1 и 2% относительно исходного при числах Маха до 0,75 данные модификации дают наибольшее увеличение коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления. Профиль  $F_{0,5b/n}$  дает наименьшее увеличение коэффициента лобового сопротивления относительно исходного профиля с острой задней кромкой.

Если утолщать заднюю кромку профиля на 4% за счет обеих поверхностей (профиль  $F_{2b/n}$ ), то при числах Маха более 0,8 значительно увеличивается коэффициент подъемной силы, при незначительном уменьшении коэффициента лобового сопротивления относительно исходного профиля  $F_{0,5b/n}$ . Данные

результаты для зависимости коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы, представлены на рис. 8.

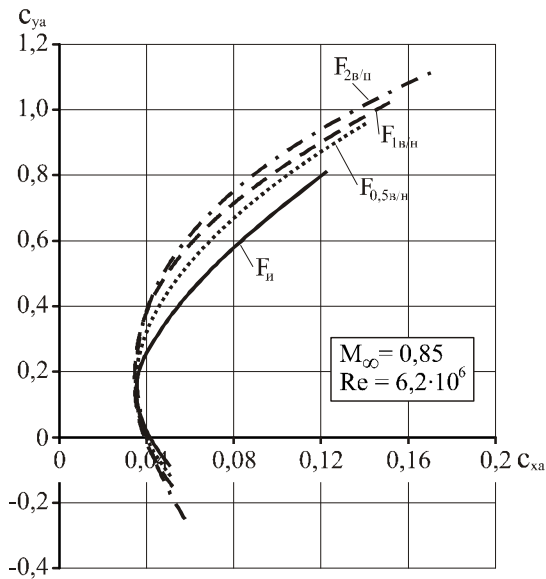


Рис. 8. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при увеличении толщины задней кромки профиля за счет обеих поверхностей

Для определения наиболее выгодной модификации профиля сравним адекватные (обеспечивающие минимум прироста коэффициента лобового сопротивления при максимуме прироста коэффициента подъемной силы относительно  $F_{и}$ ) зависимости коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при различных модификациях профиля. Сравнение данных зависимостей представлено на рис. 9.

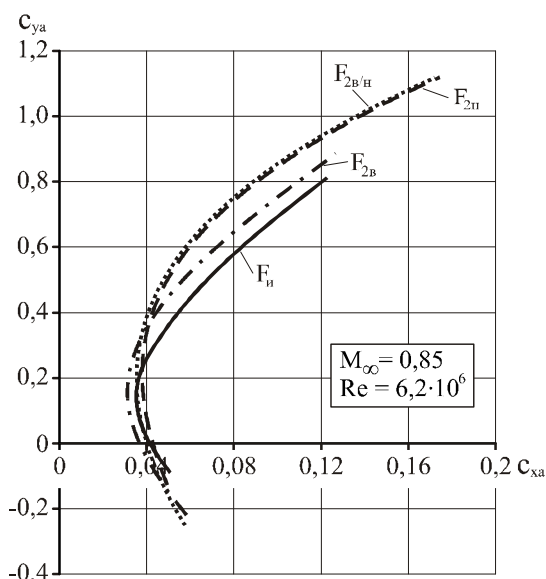


Рис. 9. Сравнение зависимости коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы при различных модификациях профиля

Из рис. 9 следует, что из всех модификаций сверхкритических профилей наибольший коэффициент подъемной силы дают профили  $F_{2н}$  и  $F_{2в/н}$ . Модификация  $F_{2н}$  дает наименьшую подъемную силу, при этом данный профиль имеет коэффициент лобового сопротивления даже меньший, чем у исходного профиля.

На рис. 10 представлены зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для исходного и модифицированных профилей, посчитанные при числе Маха равном 0,7.

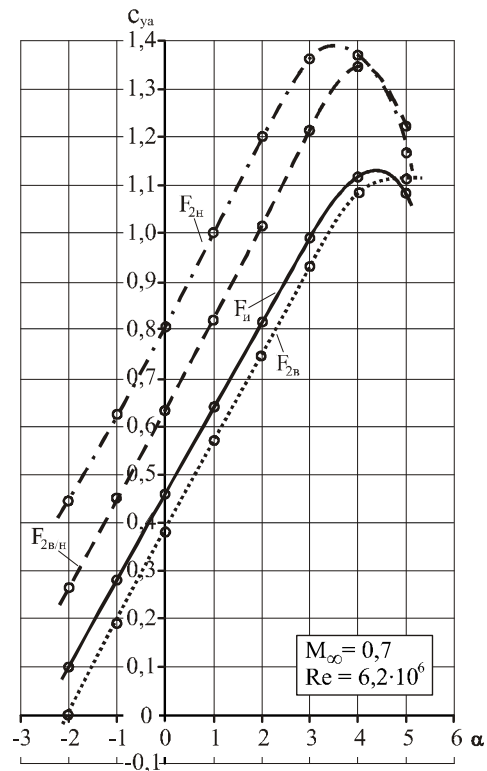


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для различных модификаций профиля

Анализируя данные, представленные на рис. 9, можно сказать, что производная  $c_{ya}^\alpha$  практически не зависит от модификаций задней кромки сверхкритического профиля. Из рис. следует, что, применяя модификации профиля  $F_{2н}$  и  $F_{2в/н}$  при различных углах атаки, можно получить значительно больший коэффициент подъемной силы относительно исходного профиля  $F_{и}$ . При модификации профиля  $F_{2в}$  коэффициент подъемной силы относительно исходного профиля несущественно уменьшается.

Для полного анализа аэродинамических характеристик модификаций сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 необходимо провести анализ зависимости коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы. Коэффициент продольного момента рассчитывался относи-

тельно  $\frac{1}{4}$  хорды от передней кромки профиля. Данная зависимость характеризует продольную статическую устойчивость профиля; с ее помощью можно получить центр давления, положение фокуса. Зависимость коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы представлена на рис. 11.

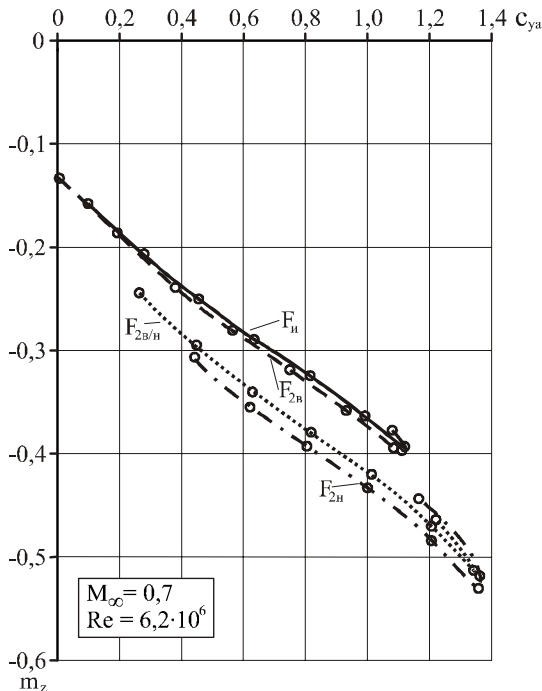


Рис. 11. Зависимости коэффициента продольного момента от коэффициента подъемной силы при различных модификациях профиля

Из рис. 11 следует, что данные зависимости на малых углах атаки близки к линейным, что дает возможность сказать о степени продольной устойчивости профиля. Согласно результатам численного эксперимента производная  $m_z^{c_{ya}} < 0$ , что говорит о положительной устойчивости рассматриваемых модифицированных профилей при движении на трансзвуковых скоростях.

Для определения влияния скорости, на изменение основных аэродинамических характеристик модифицированного сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA-523 необходимо рассмотреть зависимость коэффициента лобового сопротивления от числа Маха, при постоянном значении коэффициента подъемной силы ( $c_{ya} \approx 0,25; 0,5; 0,75$ ) которая представлена на рис. 12 – 14.

Из рис. 12 – 14 видно, что при небольших значениях коэффициента подъемной силы модифицированные профили не позволяют увеличить значение критического числа Маха.

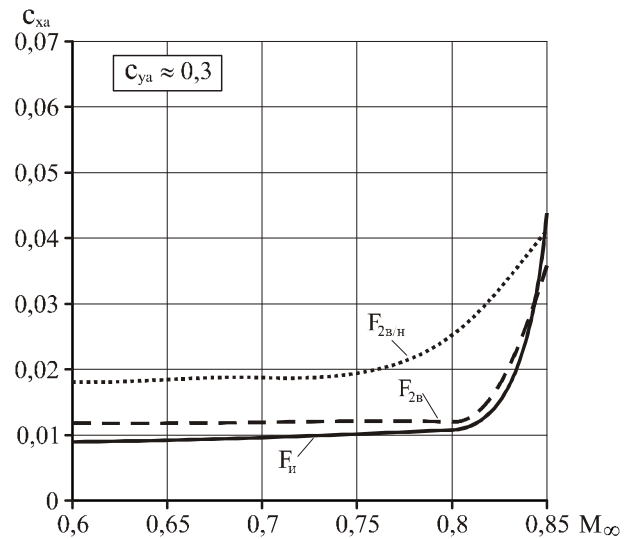


Рис. 12. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха при различных модификациях профиля

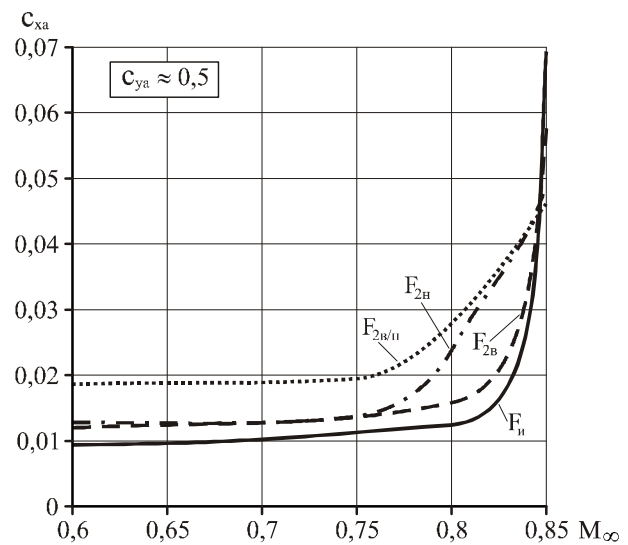


Рис. 13. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха при различных модификациях профиля

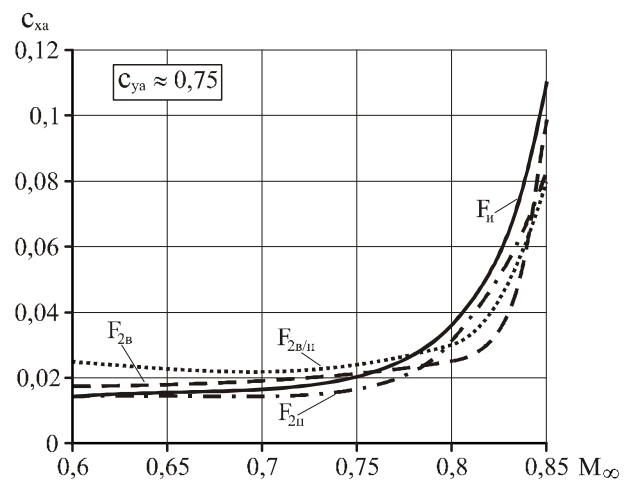


Рис. 14. Зависимость коэффициента подъемной силы от числа Маха при различных модификациях профиля

При увеличении коэффициента подъемной силы до 0,6 – 0,75 модифицированные профили  $F_{2B}$  и  $F_{2B/H}$  за счет большего сглаживания верхней поверхности приводят к увеличению значения критического числа Маха, следовательно, способствуют затягиванию начала волнового кризиса, который приводит к значительному увеличению лобового сопротивления за счет появления волнового сопротивления, а также к резкому изменению продольного момента.

### Выводы

Проведенное численное моделирование сверхкритического профиля McDonnell/Douglas DSMA – 523 с острой задней кромкой, а также различных модификаций его поверхностей показало, что изменение геометрии профиля дает возможность эффективного применения таких модификаций как с аэродинамической, так и с технологической точки зрения.

1. При отгибе нижней поверхности задней кромки сверхкритического профиля происходит увеличение коэффициента подъемной силы за счет увеличения зоны повышенного давления.

2. При модификации верхней поверхности профиля происходит затягивание начала волнового кризиса за счет большего сглаживания верхней поверхности.

3. Утолщение задней кромки сверхкритического профиля позволяет увеличить строительную высоту управляемых поверхностей, при этом не ухудшаются аэродинамические свойства профиля.

### Список литературы

1. Бюшгенс Б.Г. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Г.С. Бюшгенс. – Пекин: Авиа – Издательство КНР, 1995. – 772 с.

2. Shevell R.S. Development of a method for predicting the drag divergence Mach number and the drag due to compressibility for conventional and supercritical wings [Электронный ресурс] / R.S. Shevell, F.P. Bayan. – Режим доступа к статье: <http://dlib.stanford.edu:6521/text1/dd-ill/drag-divergence.pdf>.

3. Ciomei S. Mach number, relative thickness, sweep and lift coefficient of the wing – an empirical investigation of parameters and equations [Электронный ресурс] / S. Ciomei. – Режим доступа к статье: <http://bibliothek.profscholz.de/>.

4. Ongoing activities in flow simulation and shape optimization within the German Megadesign project / N. Kroll, K. Becker, H. Rieger, F. Thiele // ICAS 2006 25-th International Congress of the aeronautical sciences. – P. 16.

5. Spaid F.W. An experimental study of transonic flow about a supercritical airfoil / F.W. Spaid, J.A. Dahlin, F.W. Ross, L.S. Stivers. – 1983. – P. 230. – NASA technical memorandum 81336.

6. 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. Национального аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – X., 2010. – Вып. 4 (64). – С. 116-125.

7. 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. – X., 2010. – № 5 (72). – С. 35-43.

Поступила в редколлегию 28.02.2011

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

### ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ОБТІКАННЯ НАДКРИТИЧНОГО ПРОФІЛЮ З МОДИФІКОВАНОЮ ВЕРХНЬОЮ (НИЖНЬОЮ) ПОВЕРХНЕЮ

І.А. Каленюк

Проведено чисельне моделювання обтікання надкритичного профілю другого покоління McDonnell/Douglas DSMA-523 з гострою та модифікованою задньою кромкою у транззвуковому діапазоні швидкостей та широкому діапазоні кутів атаки. Модифікація форми профілю полягала у зміні верхньої (нижньої, обох) поверхні з метою збільшення товщини задньої кромки профілю на величину від 0,5 до 2% довжини хорди. Проведено аналіз впливу зміни форми надкритичного профілю на його основні аеродинамічні характеристики.

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

### NUMERICAL SIMULATION OF FLOW AROUND OF THE SUPERCRITICAL AIRFOIL WITH MODIFIED UPPER (LOWER) SURFACE

I.A. Kaleniuk

A numerical simulation of flow around of the supercritical airfoil of the second generation McDonnell/Douglas DSMA-523 with a sharp and a modified trailing edge in the transonic speed range and a wide range of angles of attack was done. Modification of the shape of the airfoil consisted in changing the upper (lower, both) of the surface to thickening of the trailing edge of airfoil by an amount of 0,5 to 2% chord length. The analysis of the impact of change in the shape of a supercritical airfoil on its basic aerodynamic characteristics was made.

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