

УДК 533.692 : 533.6.011.3

И.А. Каленюк

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

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА КОНЕЧНОГО РАЗМАХА НА БОЛЬШИХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

Предложен способ увеличения критического числа Маха крыла конечного размаха путем отклонения механизации его задней кромки. Показано, что отклонение механизации задней кромки крыла позволяет увеличить критическое число Маха до 10 %. Определены возможные углы отклонения механизации задней кромки исследуемого крыла в зависимости от числа Маха.

Ключевые слова: критическое число Маха, механизация задней кромки, угол атаки, коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество, волновой кризис.

Введение

При проектировании новых и модернизации существующих летательных аппаратов, ведутся исследовательские работы в направлении увеличения критического числа Маха и повышения аэродинамического качества.

Известно, что крыло самолета определяет для всего летательного аппарата, поэтому разрабатываются новые сверхкритические профили крыла, например, известно, что современные профили крыла имеют [1].

Основываясь на способах повышения критического числа Маха летательного аппарата [1], в работе рассмотрен способ увеличения критического числа Маха с помощью отклонения механизации задней кромки крыла (закрылков, элеронов и т.д.).

1. Постановка задачи

Рассматривается обтекание крыла потоком вязкого сжимаемого газа в диапазоне больших дозвуковых скоростей при числах Рейнольдса $Re \geq 6 \cdot 10^6$.

Численное моделирование выполнено на основе решения системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса [2, 3]:

$$\frac{\partial \bar{p}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) + \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} - \frac{\partial \bar{\tau}_{ij}}{\partial x_i} - \frac{\partial \hat{\tau}_{ij}}{\partial x_i} = 0, \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{e}^\circ) + \frac{\partial}{\partial x_i} ((\bar{\rho} \tilde{e}^\circ + \bar{p}) \tilde{u}_i) - \\ - \frac{\partial}{\partial x_i} ((\bar{\tau}_{ij} + \hat{\tau}_{ij}) \tilde{u}_j) = 0, \quad i, j = 1, 2, 3, \quad (3) \end{aligned}$$

где \tilde{u}_i , \tilde{u}_j – компоненты вектора скорости, $\bar{\rho}$ – плотность, \bar{p} – давление, $\bar{\tau}_{ij}$ – тензор вязких напряжений, $\hat{\tau}_{ij}$ – тензор турбулентных напряжений, \tilde{e}° – полная энергия.

Для замыкания системы уравнений используется однопараметрическая дифференциальная модель турбулентности Спалларта – Алмараса.

Решение системы уравнений должно удовлетворять начальным и граничным условиям.

В качестве начальных условий задаются кинематические параметры невозмущенного потока.

При исследовании обтекания тела потоком вязкого газа на поверхности тела должно выполняться граничное условие прилипания вязкой среды к поверхности $u_i = 0$ и условие адиабатичности.

На внешней границе расчетной области – параметры невозмущенного набегающего потока; на плоскости симметрии – условия симметрии потока.

Численное моделирование обтекания сверхкритического профиля и крыла конечного размаха выполнялось в программном пакете Star-CCM+.

Геометрические параметры исследуемого крыла, приведенные к средней аэродинамической хорде, представлены на рис. 1.

Задняя кромка крыла с хордой $\bar{b}_3 = 0,25$ отклонялась по всему размаху вверх на углы $\delta_3 \leq 0^\circ$. Щель между крылом и механизацией задней кромки не моделировалась.

Моментные характеристики рассчитывались относительно точки приведения, расположенной в носке корневой хорды b_0 .

2. Результаты исследования

Для проверки достоверности получаемых результатов проведено сопоставление аэродинамических характеристик исследуемого крыла, полученных автором, при $\delta_3 = 0^\circ$ с результатами, полученными по методу дискретных вихрей (МДВ) Ерёмко С.М. (рис. 2). Из рис. 2 видно хорошее согласование сопоставляемых данных. Рассогласование в зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки α связано с тем, что МДВ позволяет рассчи-

тывать аэродинамические характеристики в идеальной несжимаемой жидкости, кроме того, в расчетах

по МДВ не моделировалось отрывное обтекание передней кромки крыла.

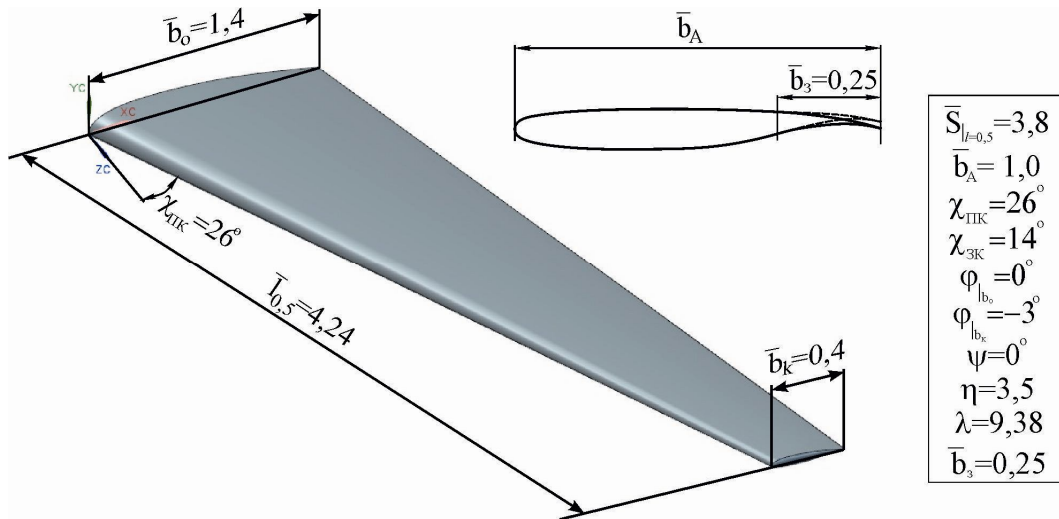


Рис. 1. Геометрические характеристики исследуемого крыла

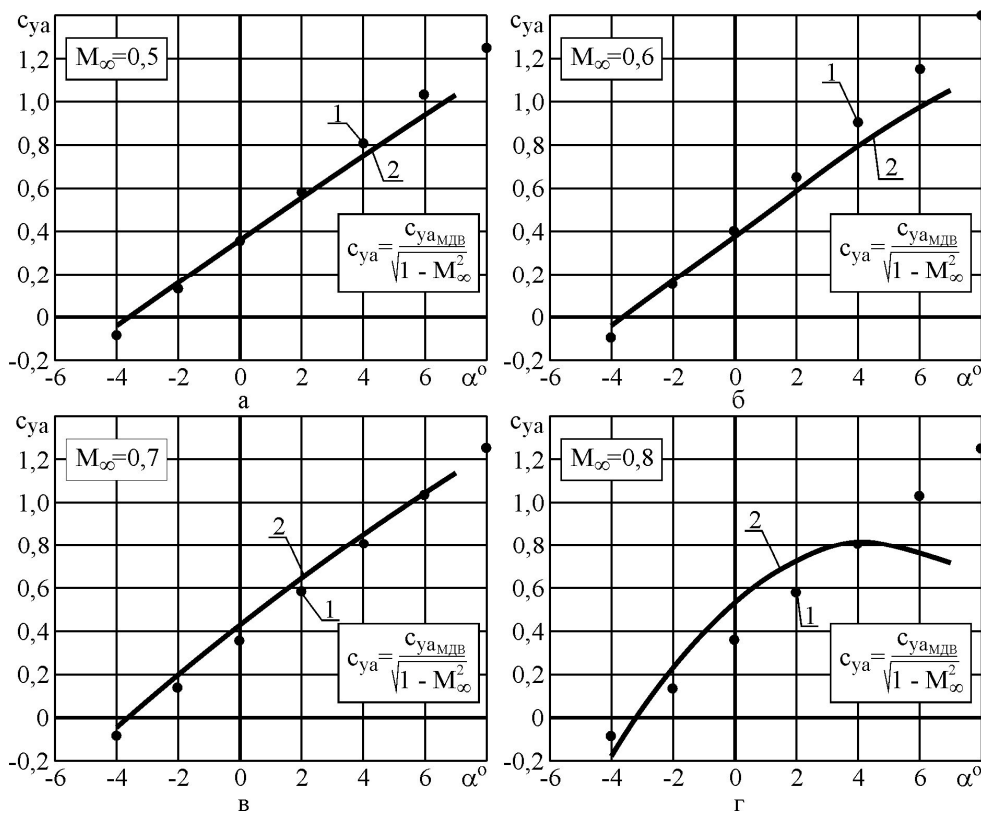


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки:
 1 – расчет по методу дискретных вихрей (Ерёменко С.М.); 2 – расчет автора
 а – $M_\infty = 0,5$; б – $M_\infty = 0,6$; в – $M_\infty = 0,7$; г – $M_\infty = 0,8$

В настоящее время продолжается борьба за повышение критического числа Маха как существующих, так и вновь проектируемых летательных аппаратов.

Увеличение критического числа Маха для крыла конечного размаха возможно путем отклонения механизации задней кромки на углы $\delta_3 < 0^\circ$, при этом сглаживается верхняя поверхность крыла, и автоматически увеличивается подрезка на его ниж-

ней поверхности, что приведет к затягиванию волнового кризиса. Анализ суммарных и распределенных аэродинамических характеристик крыла в рассматриваемом диапазоне чисел Маха и углов атаки показал, что отклонение задней кромки вверх на углы $\delta_3 < 0^\circ$ позволяет сохранить линейный характер зависимостей коэффициента подъемной силы c_{ya} и коэффициента продольного момента m_z от угла атаки α при числах Маха $M_\infty \geq 0,5$ (рис. 3).

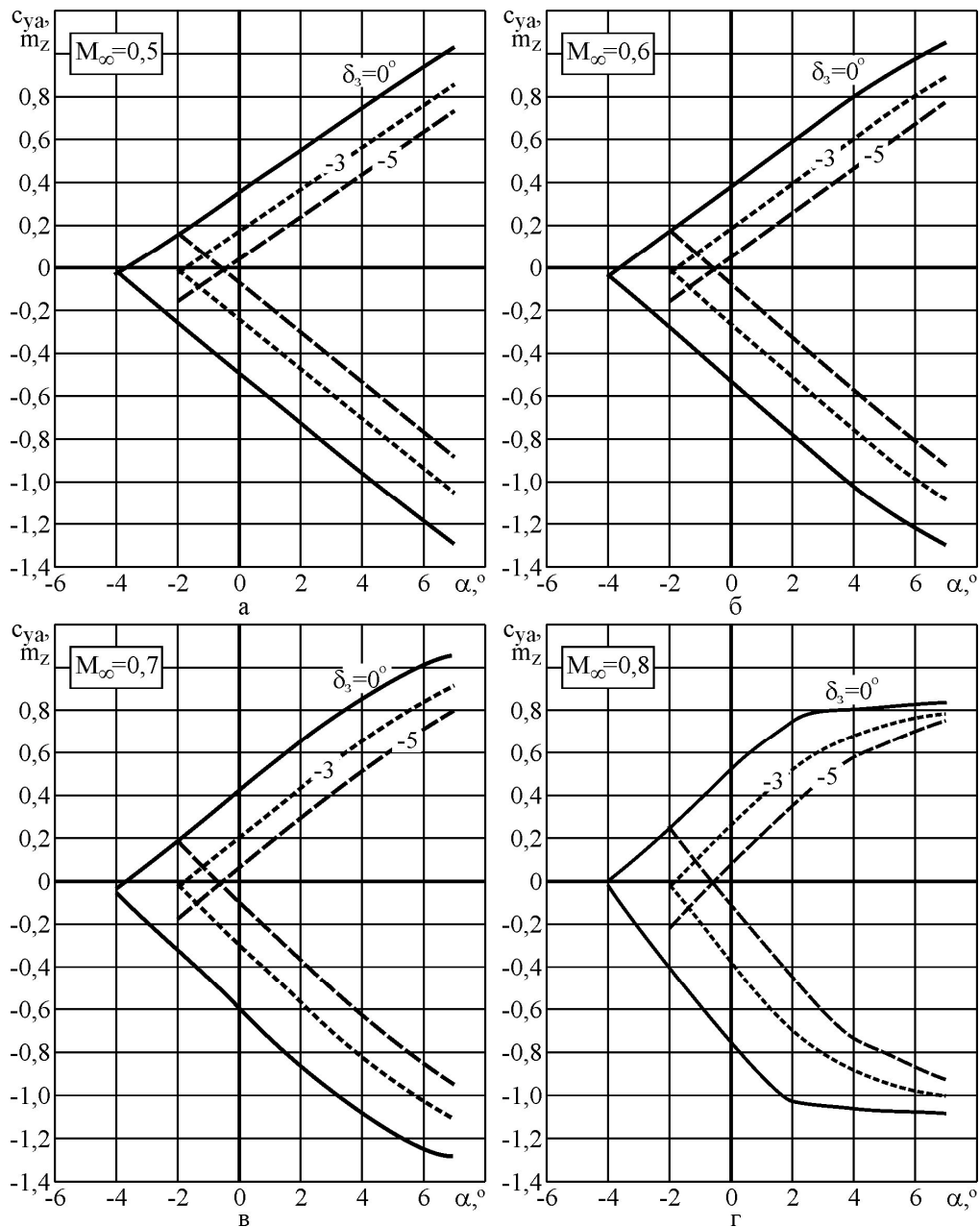


Рис. 3. Зависимости коэффициента подъемной силы и коэффициента продольного момента от угла атаки: а – $M_\infty = 0,5$; б – $M_\infty = 0,6$; в – $M_\infty = 0,7$; г – $M_\infty = 0,8$

Отклонение элементов механизации задней кромки крыла вверх на углы $\delta_3 < 0^\circ$ [4, 5] по всему размаху позволяет увеличивать аэродинамическое качество K в диапазоне чисел Маха $0,5 \leq M_\infty \leq 0,7$ при полетных углах атаки $\alpha = 2 \dots 6^\circ$, выделенные штриховкой (рис. 4)/

На рис. 5 показана зависимость аэродинамического качества от числа Маха при различных отклонениях механизации задней кромки крыла конечного размаха δ_3 и различных углах атаки α .

Из рис. видно, что отклонение механизации задней кромки крыла на вверх на углы $\delta_3 < 0^\circ$, на полетных углах атаки, приводит к увеличению коэффициента аэродинамической эффективности (вы-

делено штриховкой). При определении критического числа Маха $M_{кр}^*$ в работе использовалось следующее понятие. Коэффициент сопротивления c_{x0} при $M_\infty < M_{кр}$ слабо зависит от числа M_∞ . Заметный рост коэффициента сопротивления c_{x0} , обусловленный началом волнового кризиса и отрывом пограничного слоя, начинается не при $M_\infty = M_{кр}$, а при числе Маха несколько превышающем $M_{кр}$. В авиационной практике принято считать критическим числом Маха. $M_{кр} = M_\infty \Big|_{\frac{dc_{x0}}{dM_\infty} = 0,1}$.

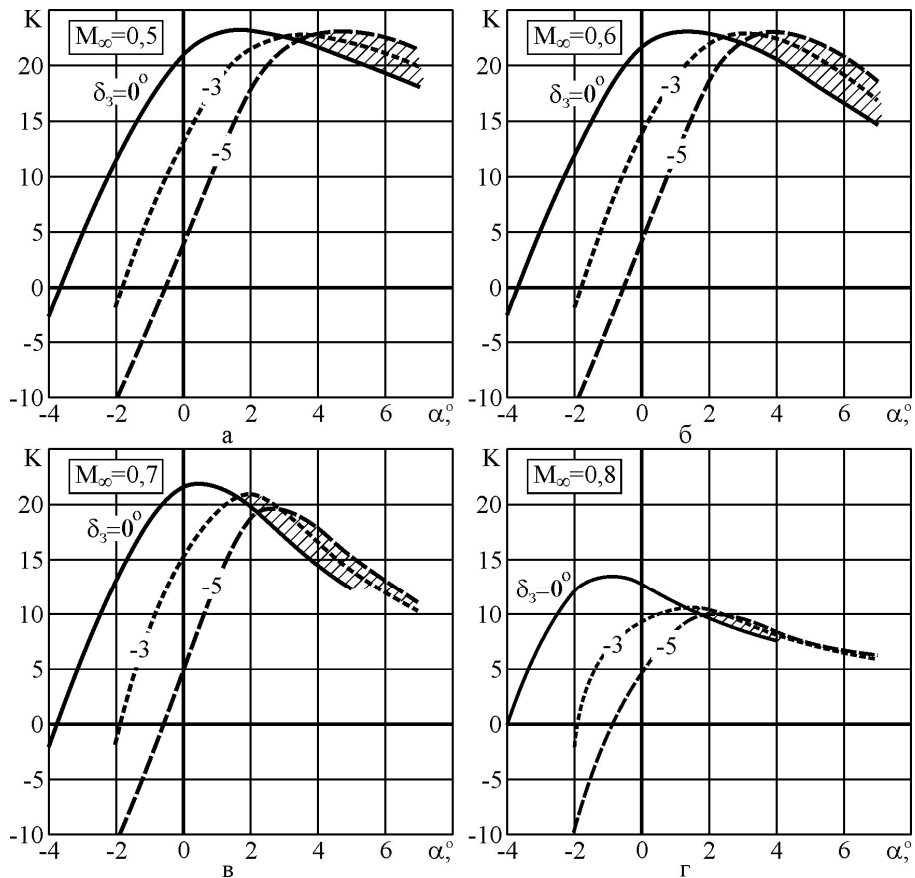


Рис. 4/ Зависимость аэродинамического качества от угла атаки:
а – $M_\infty = 0,5$; б – $M_\infty = 0,6$; в – $M_\infty = 0,7$; г – $M_\infty = 0,8$

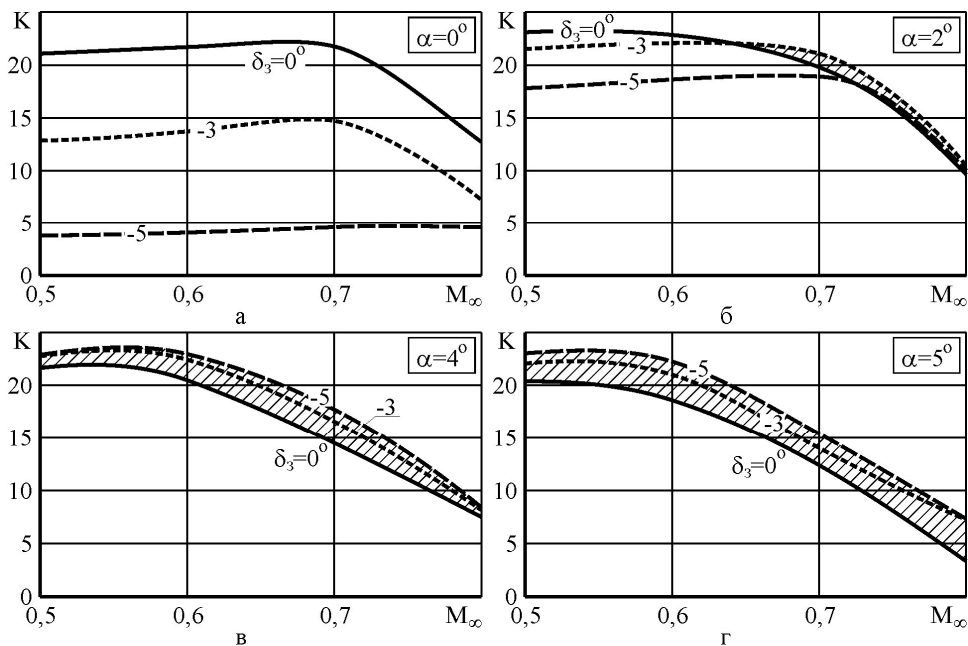


Рис. 5/ Зависимость аэродинамического качества от угла атаки:
а – $\alpha = 0^\circ$; б – $\alpha = 2^\circ$; в – $\alpha = 4^\circ$; г – $\alpha = 6^\circ$

На рис. 6 представлена зависимость $c_{x0}(M_\infty)$ для различных углов отклонения механизации задней кромки крыла. Видно, что отклонение закрылка вверх на углы $\delta_3 < 0^\circ$ приводит к затягиванию волнового кризиса, а, следовательно, к увеличению $M_{кр}$ на $\sim 9,7\%$.

Таким образом, можно полагать, что при числе Маха $M_\infty \geq 0,5$, для рассматриваемого крыла, заднюю кромку целесообразно отклонять вверх на углы $\delta_3 < 0^\circ$, что приведет к затягиванию волнового кризиса, а, следовательно, к увеличению $M_{кр}$.

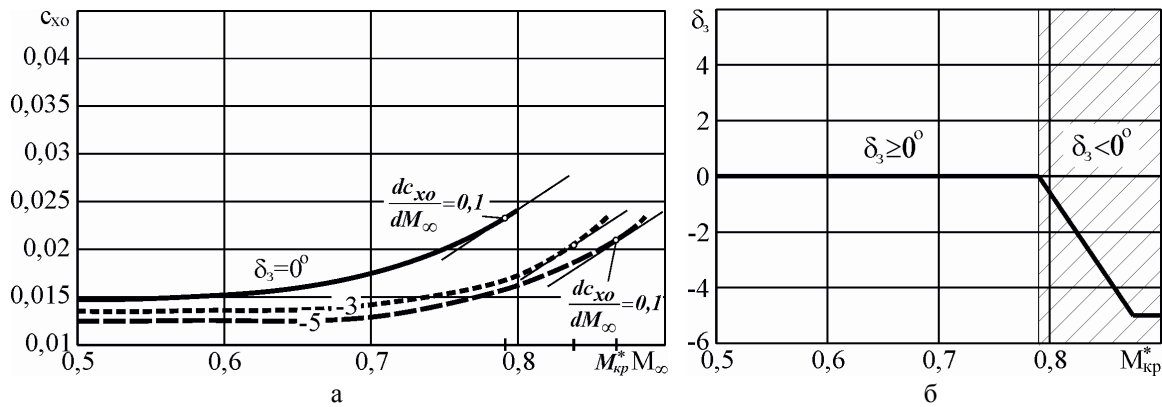


Рис. 6. Зависимость коэффициента сопротивления c_{x0} от числа Маха M_∞ (а) и зависимость $M_{кр}$ от отклонения задней кромки крыла δ_3 (б)

Выводы

1. Отклонение механизации задней кромки крыла конечного размаха в диапазоне углов $0^\circ < \delta_3 < -5^\circ$ приводит к увеличению критического числа Маха на $\sim 9,7\%$; увеличению аэродинамического качества на $\sim 20\%$ в предполагаемом диапазоне полетных углов атаки и диапазоне чисел Маха $0,5 \leq M_\infty \leq 0,8$.

2. Предложен закон отклонения задней кромки рассматриваемого крыла конечного размаха, обеспечивающий увеличение и аэродинамического качества, что позволяет повысить коэффициент аэродинамической эффективности.

3. Предлагаемое техническое решение по адаптации крыла со сверхкритическим профилем на больших дозвуковых скоростях к режиму его обтекания может быть использован при проектировании новых и модернизации существующих магистральных самолетов.

Список литературы

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] : под ред. Бюшгенса Г.С. – М. : Изд. отдел ЦАГИ ; Пекин : Авиаизд-во КНР, 1995. – 772 с.

2. Каленюк, И.А. Численное моделирование аэродинамических характеристик сверхкритического профиля MBV A-3 [Текст] / 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.

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

4. Каленюк, И.А. Исследование влияния отклонения задней кромки профиля на его аэродинамические характеристики [Текст] / И.А. Каленюк // сб. науч. тр. Харьк. ун-та Воздушных Сил. – Х., 2011. – № 3 (29). – С. 49 – 51.

5. Каленюк, И.А. Исследование влияния отклонения задней кромки профиля на его аэродинамические характеристики [Текст] / И.А. Каленюк // Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : тези допов. Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 18 – 19 квітня 2012 р. – С. 17.

Поступила в редакцию 5.03.2013

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

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА СКІНЧЕНОГО РОЗМАХУ НА ВЕЛИКИХ ДОЗВУКОВИХ ШВИДКОСТЯХ

І.А. Каленюк

Запропоновано засіб збільшення критичного числа Маху крила скінченного розмаху шляхом відхилення механізації його задньої крайки. Показано, що відхилення механізації задньої крайки крила дозволяє збільшити критичне число Маху до 10%. Визначені можливі кути відхилення механізації задньої крайки досліджуваного крила у залежності від числа Маха.

Ключові слова: критичне число Маха, механізація задньої крайки, кут атаки, коефіцієнт піднімальної сили, аеродинамічна якість, хвильова криза.

RESEARCH OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE FINITE SPAN WING AT THE HIGH SUBSONIC SPEEDS

I.A. Kaleniuk

A method of increasing the critical Mach number of the finite span wing by deflection of its trailing edge is provided. It is shown that the deflection of the wing's trailing edge can increase the critical Mach number to 10%. The possible deflection angles of the wing trailing edge depending on the Mach number were found.

Keywords: critical Mach number, wing trailing edge high lift device, angle of attack, lift coefficient, lift to drag ratio, wave drag.