

УДК 533.692 : 533.6.011.3

И.А. Каленюк

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

АДАПТАЦИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА АН-74 К РЕЖИМУ ОБТЕКАНИЯ

Рассматриваются аэродинамические характеристики математической модели крыла самолета Ан-74 в целях определения влияния отклонения механизации задней кромки на критическое число Маха и улучшение аэродинамических характеристик самолета на крейсерском режиме полета. Показано, что отклонение механизации задней кромки крыла по всему размаху позволяет увеличить критическое число Маха до 7 %. Определены возможные углы отклонения механизации задней кромки исследуемого крыла самолета Ан-74 в зависимости от числа Маха.

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

Введение

Увеличение цен на авиационное топливо, необходимость увеличения эффективности авиаперевозок, стимулируют поиск аэродинамических и конструктивных решений, направленных на увеличение скорости и дальности полета самолетов.

В настоящее время крейсерский полет самолета, как правило, не проходит на режиме максимальной топливной эффективности.

Это обусловлено отсутствием свободных эшелонированных полетов по высоте в связи с увеличением трафика авиаперевозок, изменением полетного веса самолета в процессе полета, метеорологическими условиями в атмосфере.

В работе рассматривается способ улучшения аэродинамических характеристик магистрального самолета Ан-74 и увеличения критического числа Маха полета путем отклонения механизации задней кромки крыла [1 – 3].

1. Постановка задачи

Рассматривается обтекание математической модели 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]:

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

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

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{p} \tilde{e}^\circ) + \frac{\partial}{\partial x_i} ((\bar{p} \tilde{e}^\circ + \bar{p}) \tilde{u}_i) -$$

$$- \frac{\partial}{\partial x_i} ((\bar{\tau}_{ij} + \hat{\tau}_{ij}) \tilde{u}_j) = 0, \quad i, j = 1, 2, 3, \quad (3)$$

где \tilde{u}_i, \tilde{u}_j – компоненты вектора скорости,

\bar{p} – 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 модель турбулентности Спаларта – Аллмараса. В качестве начальных условий задаются кинематические параметры невозмущенного потока.

На поверхности тела выполняется 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 крыла конечного размаха выполнялось в программном пакете Star-CCM+.

Геометрические параметры крыла, приведенные к средней аэродинамической хорде. Исследуемые варианты отклонения механизации задней кромки крыла представлены на рис. 1.

Щель между крылом и механизацией задней кромки не моделировалась.

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

Исследования влияния отклонения задней кромки крыла на его критическое число Маха проведены в диапазоне углов атаки $\alpha = -2 \dots 6^\circ$, числа Маха $M = 0,6 \dots 0,8$.



Рис. 1. Исследуемые варианты отклонения механизации задней кромки крыла самолета Ан-74

2. Результаты исследования

Аэродинамические характеристики исследуемого крыла для различных вариантов отклонения элементов механизации его задней кромки представлены на рис. 2.

Из рис. 2 видно, что в исследуемом диапазоне углов атаки и чисел Маха значения коэффициентов подъемной силы и коэффициента продольного мо-

мента уменьшаются при отклонении элементов механизации задней кромки крыла на отрицательные углы, что объясняется уменьшением кривизны верхней дужки профиля в районе задней кромки. При этом сохраняется линейность зависимостей коэффициента подъемной силы c_{ya} и коэффициента продольного момента m_z от угла атаки, что приводит к увеличению критического угла атаки $\alpha_{кр}$.

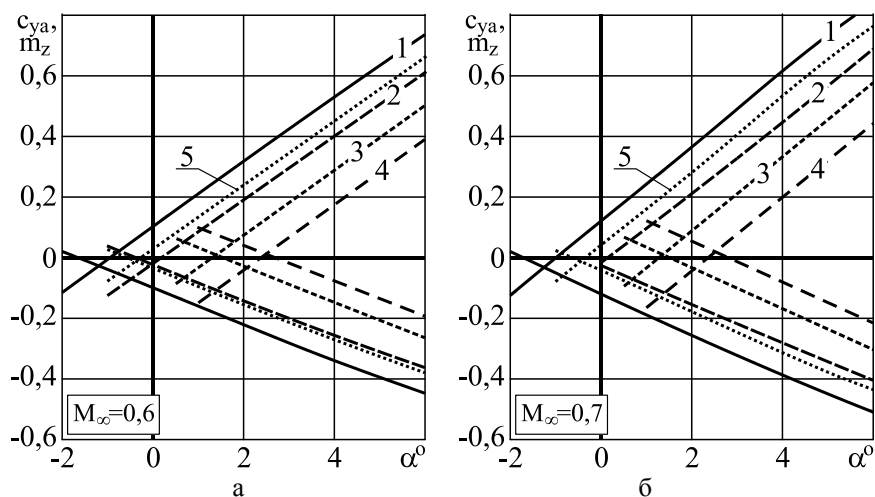


Рис. 2. Зависимости коэффициента подъемной силы и коэффициента продольного момента от угла атаки при различных вариантах отклонения механизации:

а – $M_\infty = 0,6$; б – $M_\infty = 0,7$

- 1 – $\delta_1 = 0^\circ$; 2 – $\delta_1 = -5^\circ, \delta_2 = 0^\circ, \delta_3 = 0^\circ, \delta_4 = 0^\circ$;
 3 – $\delta_1 = 0^\circ, \delta_2 = -5^\circ, \delta_3 = 5^\circ, \delta_4 = 5^\circ$; 4 – $\delta_1 = -5^\circ$;
 5 – $\delta_1 = 0^\circ, \delta_2 = 0^\circ, \delta_3 = 5^\circ, \delta_4 = 5^\circ$

Результаты расчетов аэродинамических характеристик крыла самолета Ан-74 показали, что (рис. 3) аэродинамическое качество в диапазоне полетных значений коэффициента подъемной силы ($c_{ya} = 0,2 \dots 0,4$), увеличивается более чем

в 10 % по отношению к «чистому» крылу. Увеличение аэродинамического качества при отклонении элементов механизации задней кромки обеспечивается уменьшением коэффициента c_{xo} , что видно из рис. 4.

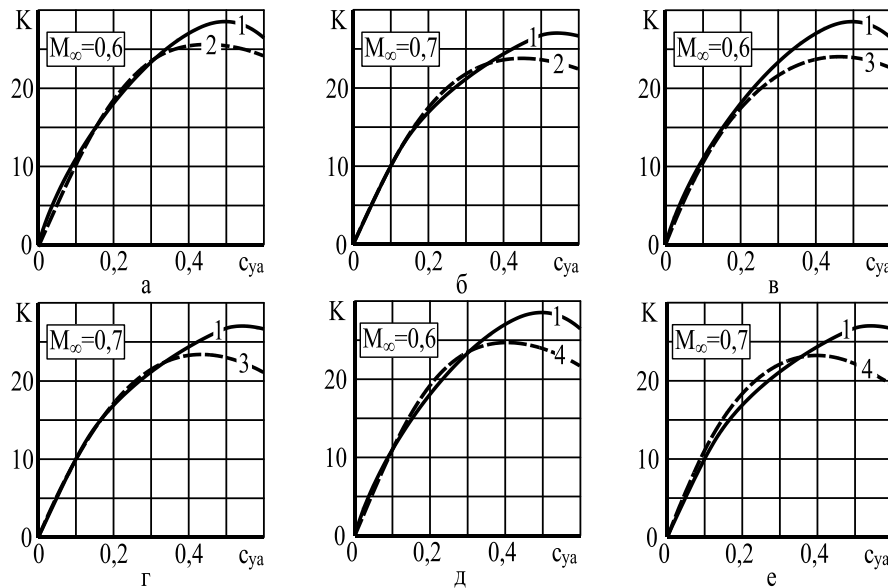


Рис. 3. Зависимость аэродинамического качества K от коэффициента подъемной силы c_{ya} при различных вариантах отклонения механизации:

- а – $M_\infty = 0,6$; б – $M_\infty = 0,7$; в – $M_\infty = 0,6$; г – $M_\infty = 0,7$; д – $M_\infty = 0,6$; е – $M_\infty = 0,7$
- 1 – $\delta_1 = 0^\circ$; 2 – $\delta_1 = -5^\circ, \delta_2 = 0^\circ, \delta_3 = 0^\circ, \delta_4 = 0^\circ$;
- 3 – $\delta_1 = 0^\circ, \delta_2 = -5^\circ, \delta_3 = 5^\circ, \delta_4 = 5^\circ$; 4 – $\delta_1 = -5^\circ$

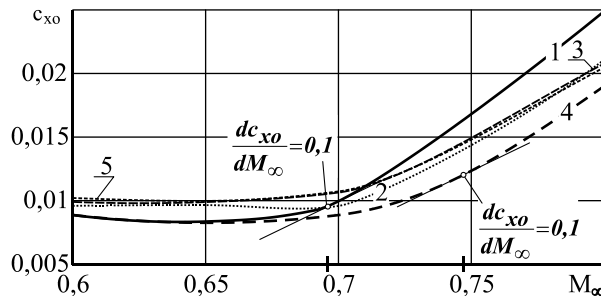


Рис. 4. Зависимости коэффициента лобового сопротивления от числа Маха:

- 1 – $\delta_1 = 0^\circ$; 2 – $\delta_1 = -5^\circ, \delta_2 = 0^\circ, \delta_3 = 0^\circ, \delta_4 = 0^\circ$;
- 3 – $\delta_1 = 0^\circ, \delta_2 = -5^\circ, \delta_3 = 5^\circ, \delta_4 = 5^\circ$; 4 – $\delta_1 = -5^\circ$;
- 5 – $\delta_1 = 0^\circ, \delta_2 = 0^\circ, \delta_3 = 5^\circ, \delta_4 = 5^\circ$

Из рис. 5 видно, что наиболее эффективным способом увеличения критического числа Маха, исследуемого крыла является вариант № 4 (отклонение элементов механизации задней кромки крыла по всему размаху), что приводит к увеличению критического числа Маха со значения 0,696 для чистого крыла, до значения 0,746 для крыла при отклонении механизации всей задней кромки крыла. На рис. 5 приведены зависимости аэродинамического качества от числа Маха. Из рис. 5 видно, что отклонение

механизации задней кромки крыла самолета Ан-74 по всему размаху, приводит к увеличению аэродинамического качества до 30 %, а, следовательно, к увеличению коэффициента аэродинамической эффективности KM_∞ . Используя предложенный подход по увеличению критического числа Маха крыла и результаты, полученные в численных экспериментах, получен в первом приближении закон отклонения элементов механизации задней кромки крыла в зависимости от числа Маха (рис. 6).

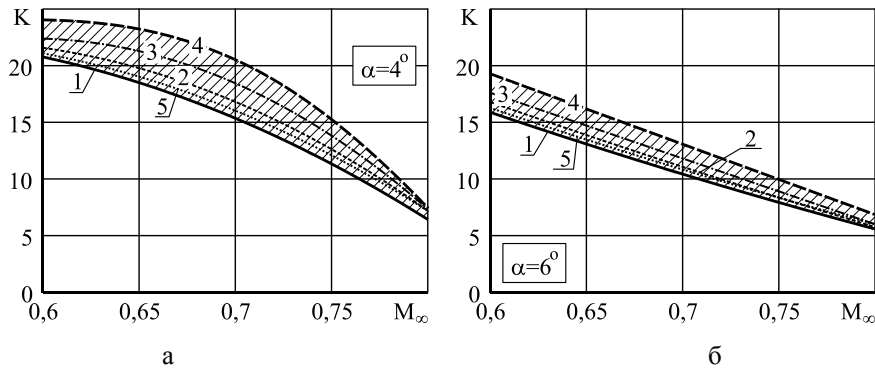


Рис. 5. Зависимость аэродинамического качества K от числа Маха M_∞ при различных отклонениях механизации задней кромки крыла:
а – $\alpha = 4^\circ$; б – $\alpha = 6^\circ$

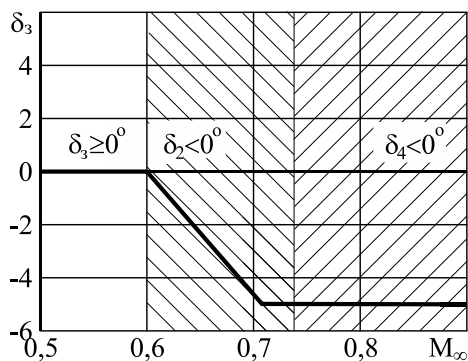


Рис. 6. Зависимость числа Маха от отклонения механизации задней кромки крыла δ_3

Выводы

1. Отклонение механизации задней кромки крыла самолета Ан-74 в диапазоне углов $0^\circ < \delta_3 < -5^\circ$ приводит к увеличению критического числа Маха до 7%; увеличению аэродинамического качества 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, обеспечивающий увеличение критического числа Маха и аэродинамического качества, что позволяет повысить коэффициент аэродинамической эффективности.

Список литературы

1. Каленюк, И. А. Адаптация крыла самолета к режиму обтекания [Текст] / И.А. Каленюк // АВИА – 2013 : тезисы допов. XI Міжнар. наук.-техн. конф., Київ, 21 – 23 травня 2013 р. – 19.19 – 19.22 с.
2. Каленюк, И. А. Исследование аэродинамических характеристик крыла конечного размаха на больших дозвуковых скоростях [Текст] / И. А. Каленюк // Проблемы створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : тези допов. Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 19-19 квітня 2013 р. – С. 16.
3. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов [Текст] : под ред. Бюшгенса Г.С. – М. : Изд. отдел ЦАГИ ; Пекин : Авиаизд-во КНР, 1995. – 772 с.

Поступила в редакцию 2.09.2013

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

АДАПТАЦІЯ КРИЛА ЛІТАКА АН-74 ДО РЕЖИМУ ОБТІКАННЯ

І.А. Каленюк

Розглядаються аеродинамічні характеристики математичної моделі крила літака АН-74 з метою визначення впливу відхилення механізації задньої кромки на критичне число Маха та покращення аеродинамічних характеристик літака на крейсерському режимі польоту. Показано, що відхилення механізації задньої кромки крила по всьому розмаху дозволяє збільшувати критичне число Маха до 7%. Визначені кути відхилення механізації задньої кромки досліджуємого крила літака АН-74 у залежності від числа Маха.

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

ADAPTATION OF A WING OF THE AIRCRAFT AN-74 TO FLOW REGIME

I.A. Kaleniuk

The aerodynamic characteristics of a mathematical model of the wing of the aircraft An-74 with goal to determine the effect from deflection of the trailing edge lift devices on the critical Mach number and improving of the aerodynamic characteristics of the aircraft at cruising flight are considered. It is shown that the deflection of the wing's trailing edge high lift device on the full span can increase the critical Mach number up to 7%. The possible deflection angles of the wing trailing edge depending on the Mach number for the aircraft An-74 being investigated were found.

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