

Редькина К.В.

ВЛИЯНИЕ ИНТЕРЦЕПТОРА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА МАЛОГО УДЛИНЕНИЯ

Объектом исследования является прямоугольное крыло симметричного профиля с интерцептором. Экспериментальная модель, показанная на рис. 1, представляет собой крыло с интерцептором и тензодержавкой.

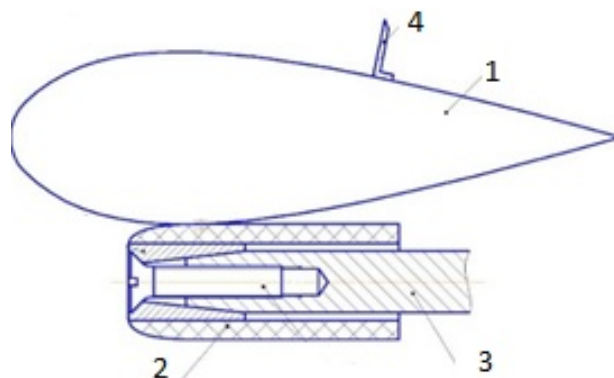


Рис. 1. Экспериментальная модель

Модель состоит из прямоугольного крыла симметричного профиля с эллиптической носовой частью (1), державки (2), с помощью которой крыло крепится к тензовесам (3), и интерцептора (4). Использовались интерцепторы с различными хордами и углами установки.

Условия эксперимента: Числа Маха M и Рейнольдса Re

$$M \cong 0,073; Re \cong 3,25 \cdot 10^5.$$

Хорда крыла равна $b = 0,2$ м. По измеренным значениям скоростного напора q_∞ , нормальной силы Y и продольной силы X вычислялись значения коэффициентов продольной C_x и нормальной C_y сил:

$$C_x = \frac{X}{q_\infty S}; C_y = \frac{Y}{q_\infty S},$$

где S – характерная площадь прямоугольного крыла в плане, которая равнялась $0,049$ м² при размахе крыла $l = 0,245$ м.

Затем коэффициенты силы лобового сопротивления C_{xa} и подъемной силы C_{ya} определялись по формулам

$$C_{xa} = C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha, \quad C_{ya} = C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha.$$

На рис. 2, 3 показаны зависимости от угла атаки коэффициентов лобового

сопротивления C_{xa} и подъёмной силы C_{ya} крыла с интерцепторами относительной хордой $\bar{b}_e = b_e/b$.

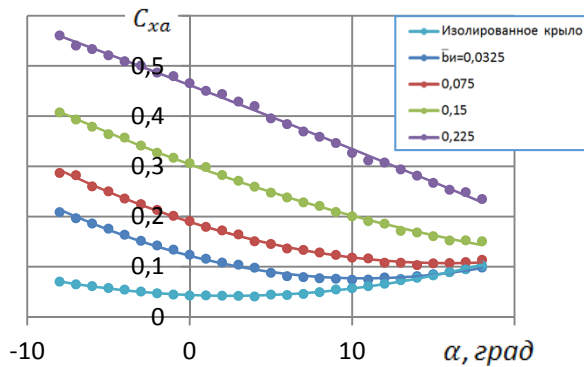


Рис. 2. Зависимости коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки с разными интерцепторами

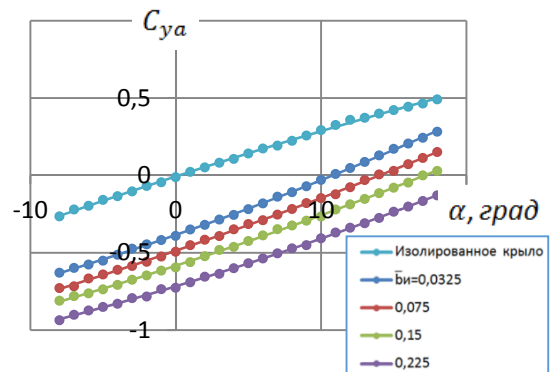


Рис. 3. Зависимости коэффициента подъёмной силы крыла от угла атаки с разными интерцепторами

Для оценки влияния интерцепторов разных относительных хорд был найден их вклад как разница аэродинамических коэффициентов крыла с интерцептором и без интерцептора (Рис. 4, 5).

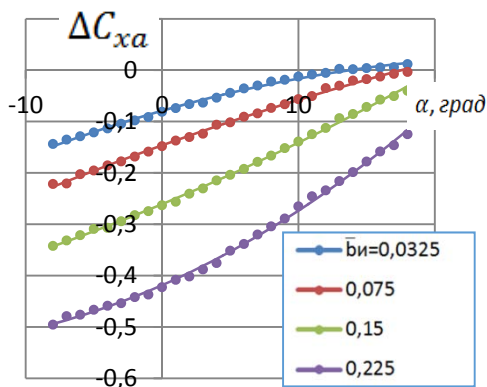


Рис. 4. Зависимости влияния интерцепторов разных хорд на коэффициент лобового сопротивления крыла от угла атаки

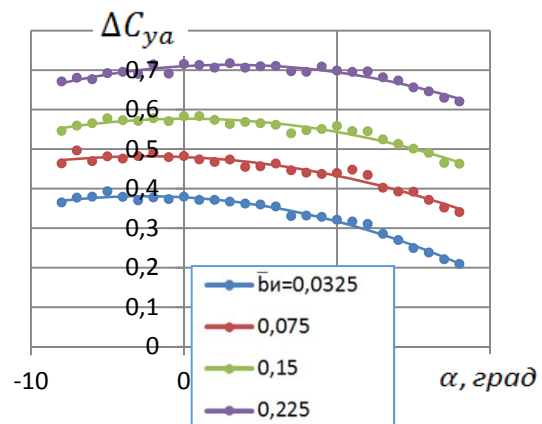


Рис. 5. Зависимости влияния интерцепторов разных хорд на коэффициент подъёмной силы крыла от угла атаки

Влияние положения установки интерцептора на аэродинамические характеристики исследовалось для интерцептора постоянной хорды 30 мм, который устанавливался на крыло в четырёх разных местах по длине хорды. Относительная координата установки интерцептора определялась как

$$\bar{x}_и = \frac{x_и}{b},$$

где $x_{и}$ – координата установки интерцептора, измеренная от передней кроки крыла.

На рис. 6, 7 представлены значения коэффициента лобового сопротивления и подъёмной силы крыла в зависимости от угла атаки для различных позиций интерцептора.

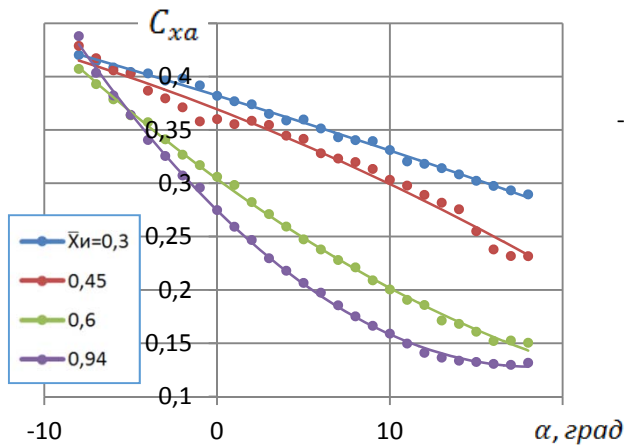


Рис. 6. Зависимости коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки с интерцептором в разных позициях

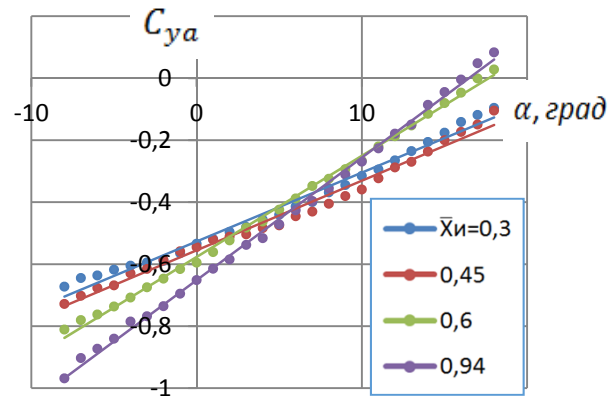


Рис. 7. Зависимости коэффициента подъёмной силы крыла от угла атаки с интерцептором в разных позициях

Влияние положения интерцептора на изменение коэффициентов лобового сопротивления и подъёмной силы показано на рис. 8, 9.

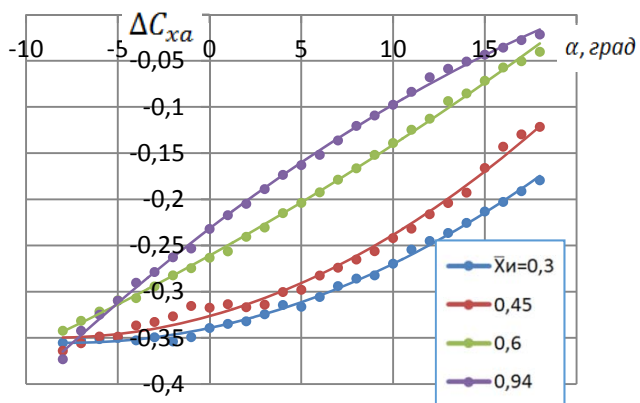


Рис. 8. Зависимости влияния интерцепторов в разных положениях на коэффициент лобового сопротивления крыла от угла атаки

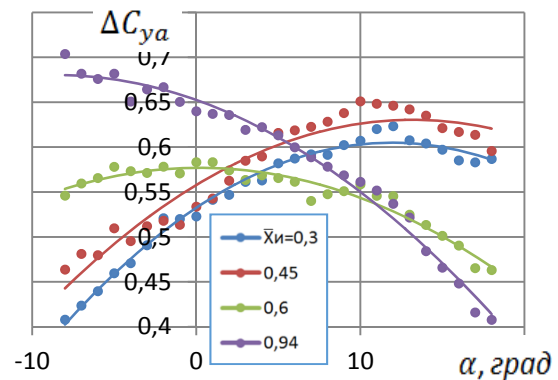


Рис. 9. Зависимости влияния интерцепторов в разных положениях на коэффициент подъёмной силы крыла от угла атаки

Выполнены испытания крыла с установленными интерцепторами под углами к поверхности крыла, равными 30; 45; 70 и 90 град. Хорда интерцептора в этих экспериментах равнялась 35 мм. Коэффициенты сопротивления и подъёмной силы представлены на рис. 10, 11; влияние положения интерцептора на изменение коэффициентов лобового сопротивления и подъёмной силы изображены на рис. 12, 13.

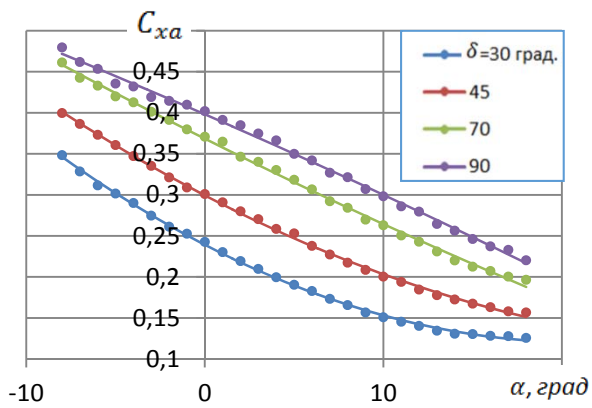


Рис. 10. Зависимости коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки с интерцепторами под разными углами установки

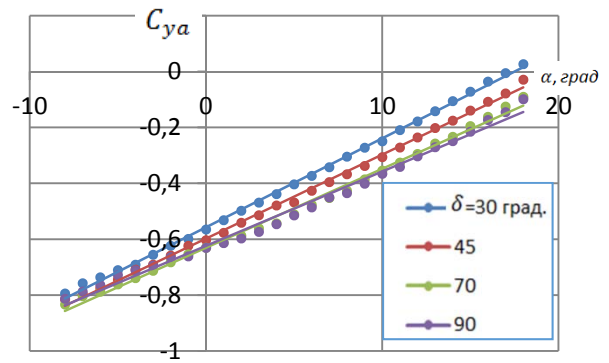


Рис. 11. Зависимости коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки с интерцепторами под разными углами установки

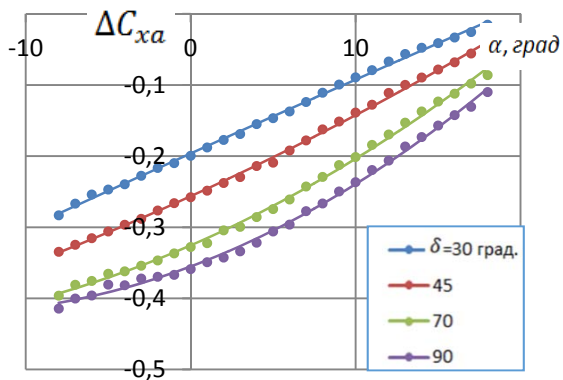


Рис. 12. Зависимости влияния интерцепторов с разными углами установки на коэффициент лобового сопротивления крыла от угла атаки

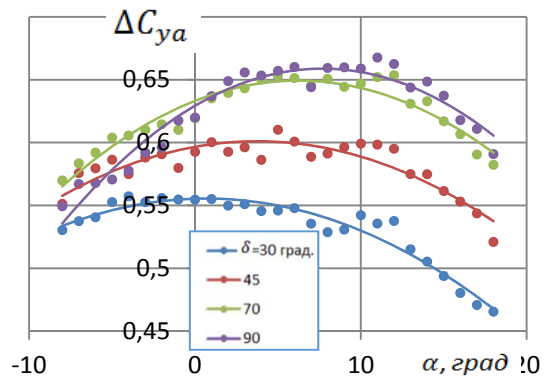


Рис. 13. Зависимости влияния интерцепторов с разными углами установки на коэффициент подъемной силы крыла от угла атаки