

УДК 629.7.015.3/7

С.М. Порошин¹, О.В. Соловьёв², П.Н. Соляник³¹ *Национальный технический университет «ХПИ», Харьков*² *ГП Чугуевский авиаремонтный завод, Чугуев*³ *Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков*

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ ПРИ ЕГО ДВИЖЕНИИ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Представлены результаты исследований аэродинамических характеристик профиля с учётом вертикальной скорости при его движении с различными углами наклона траектории и твёрдой плоскости раздела сред. Рассматривается влияние механизации передней и задней кромок на аэродинамические характеристики профиля.

Ключевые слова: летательный аппарат, аэродинамические характеристики.

Введение

Практический интерес представляют аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА) с учётом так называемого “эффекта динамической подушки”, т.е. относительной скорости снижения, определяемой, углом наклона траектории Θ [1]. Данный вопрос рассматривался в [2 – 4].

Цель данной статьи – представить результаты исследований аэродинамических характеристик профиля с учётом вертикальной скорости при его движении с различными углами наклона траектории и твёрдой плоскости раздела сред. В силу того, что основным элементом планера ЛА, определяющим его аэродинамические характеристики, является крыло – исследования по определению влияния “эффекта динамической подушки” проведены посредством решения модельной задачи об обтекании тонкого профиля в нелинейной нестационарной постановке.

Результаты исследований

Предполагается, что профиль движется по прямолинейной траектории с углом наклона Θ , угол атаки α и воздушная скорость V_∞ поддерживаются постоянными (рис. 1).

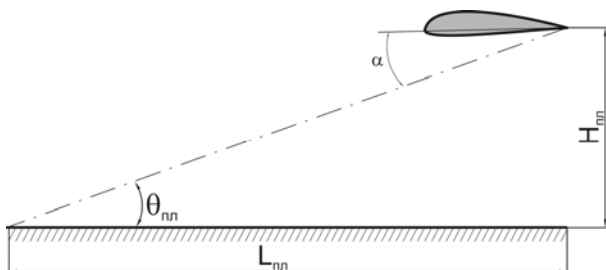


Рис. 1. К постановке задачи об обтекании профиля с заданными углами атаки α и наклона траектории Θ

На рис. 2 представлена зависимость $c_{ya}(\bar{h}, \Theta)$ профиля при его движении по наклонной траектории

с углами $\Theta = -4^\circ, -6^\circ, -8^\circ$ при угле атаки $\alpha = 10^\circ$. Видно, что влияние твёрдой плоскости раздела сред на аэродинамические характеристики профиля сказывается при $\bar{h} = h/b \leq 1.0$, что сопровождается ростом коэффициента подъёмной силы c_{ya} .

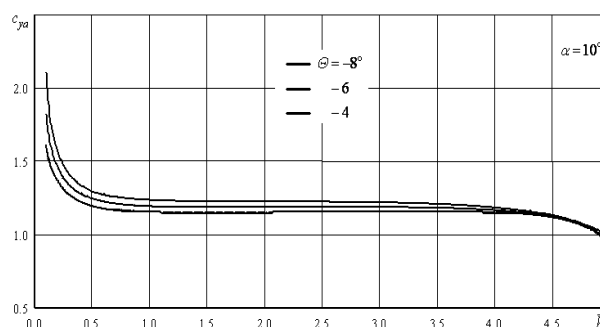


Рис. 2. Линии зависимости $c_{ya}(\bar{h}, \Theta)$ профиля

Влияние плоскости раздела сред и вертикальной скорости снижения на аэродинамические характеристики профиля удобно оценивать через приращение коэффициента подъёмной силы

$$\Delta c_{ya} = \frac{c_{ya}(\bar{h}) - c_{ya}(\bar{h}|_{\Theta=0} \rightarrow \infty)}{c_{ya}(\bar{h}|_{\Theta=0} \rightarrow \infty)}$$

На рис. 3 представлена зависимость $\Delta c_{ya}(\bar{h}, \Theta)$ профиля. Видно, что прирост Δc_{ya} зависит не только от относительной высоты над плоскостью раздела сред, но и от угла наклона траектории движения, например, приращение Δc_{ya} при $\Theta = -8^\circ$ на $\bar{h} > 1.0$ составляет, примерно, 20%, обусловленное вертикальной скоростью снижения. Наблюдается интенсивный рост Δc_{ya} , достигающий 80%, на $\bar{h} \leq 1.0$, обусловленный плоскостью раздела сред и вертикальной скоростью снижения.

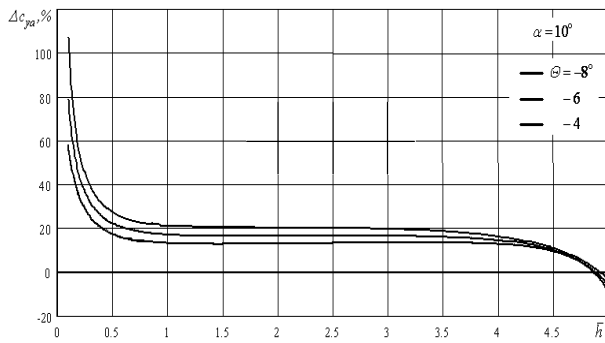
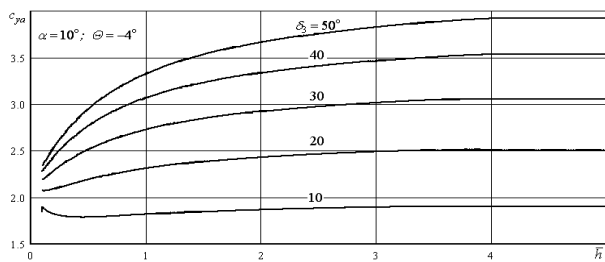


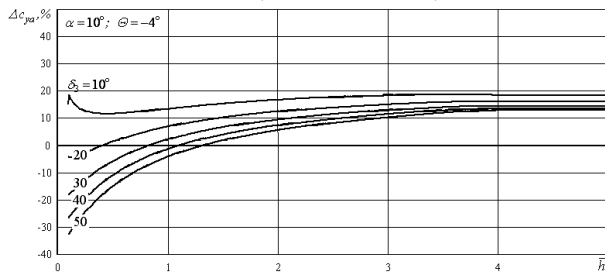
Рис. 3. Линии зависимости $\Delta c_{ya}(\bar{h}, \Theta)$ профиля

Практический интерес представляет влияние плоскости раздела сред на аэродинамические характеристики профиля с отклонённой механизацией задней кромки. На рис. 4 представлены результаты расчёта аэродинамических характеристик профиля с простым закрылком $\bar{b}_3 = 0.275$, соответствующие $\delta_3 = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ, \alpha = 10^\circ, \Theta = -4^\circ$.

Из рис. 4 видно, что прирост Δc_{ya} , составляющий около 18%, сохраняется при $\delta_3 = 10^\circ$ до $\bar{h} = 0.1$. В случае, когда $\delta_3 > 10^\circ$, приращение $\Delta c_{ya} \approx 12 \dots 15\%$ сохраняется до $\bar{h} \approx 4$ за счёт вертикальной скорости снижения. Если $\bar{h} < 4$ Δc_{ya} уменьшается при увеличении угла отклонения закрылка. Это объясняется формированием “застойной” зоны повышенного давления на нижней поверхности профиля в районе его сочленения с закрылком, а это вызывает отрывное обтекание передних кромок профиля и закрылка.



а - $c_{ya}(\bar{h}, \delta_3, \Theta = -4^\circ)$

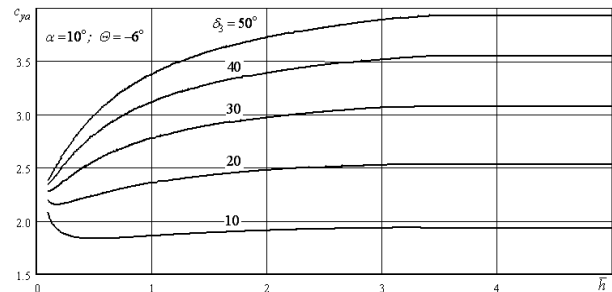


б - $\Delta c_{ya}(\bar{h}, \delta_3, \Theta = -4^\circ)$

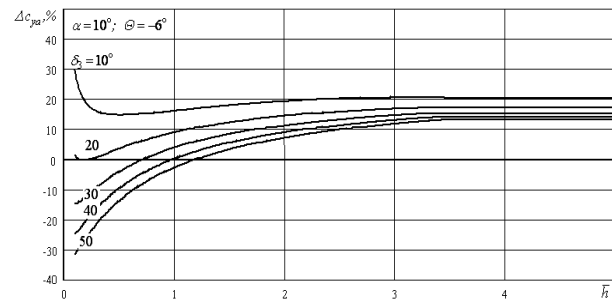
Рис. 4. Линии зависимости для профиля с простым закрылком $\bar{b}_3 = 0.275$

На рис. 5 представлены результаты расчёта аэродинамических характеристик профиля, соответствующих углам наклона траектории $\Theta = -6^\circ$ и $\Theta = -8^\circ$.

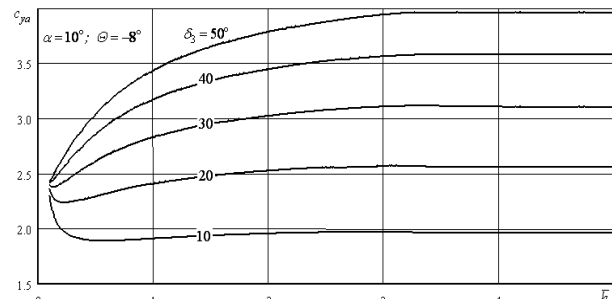
Из рис. 5 видно, что характер изменения аэродинамических характеристик профиля с закрылком такой же, как при $\Theta = -4^\circ$.



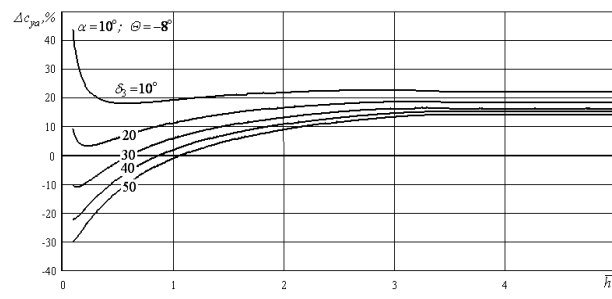
а



б



в



г

Рис. 5. Линии зависимости (а, б - $\Delta c_{ya}(\bar{h}, \delta_3, \Theta = -6^\circ)$,

в, г - $\Delta c_{ya}(\bar{h}, \delta_3, \Theta = -8^\circ)$)

профиля с простым закрылком $\bar{b}_3 = 0.275$

Таким образом, отклонение закрылка с целью увеличения несущих свойств профиля эффективно до $\bar{h} \approx 3$ в рассмотренном диапазоне углов наклона траектории Θ .

С целью затягивания отрывного обтекания передней кромки крыла на большие углы атаки применяется механизация передней кромки (носок, предкрылок, щиток).

На рис. 6 представлены результаты расчёта аэродинамических характеристик профиля с механизациями передней и задней кромок при его движении с углами наклона траектории

$$\Theta = -4^\circ, -6^\circ, -8^\circ, \alpha = 10^\circ.$$

Геометрические характеристики механизации:

$$\bar{b}_H = 0.25, \bar{b}_3 = 0.25.$$

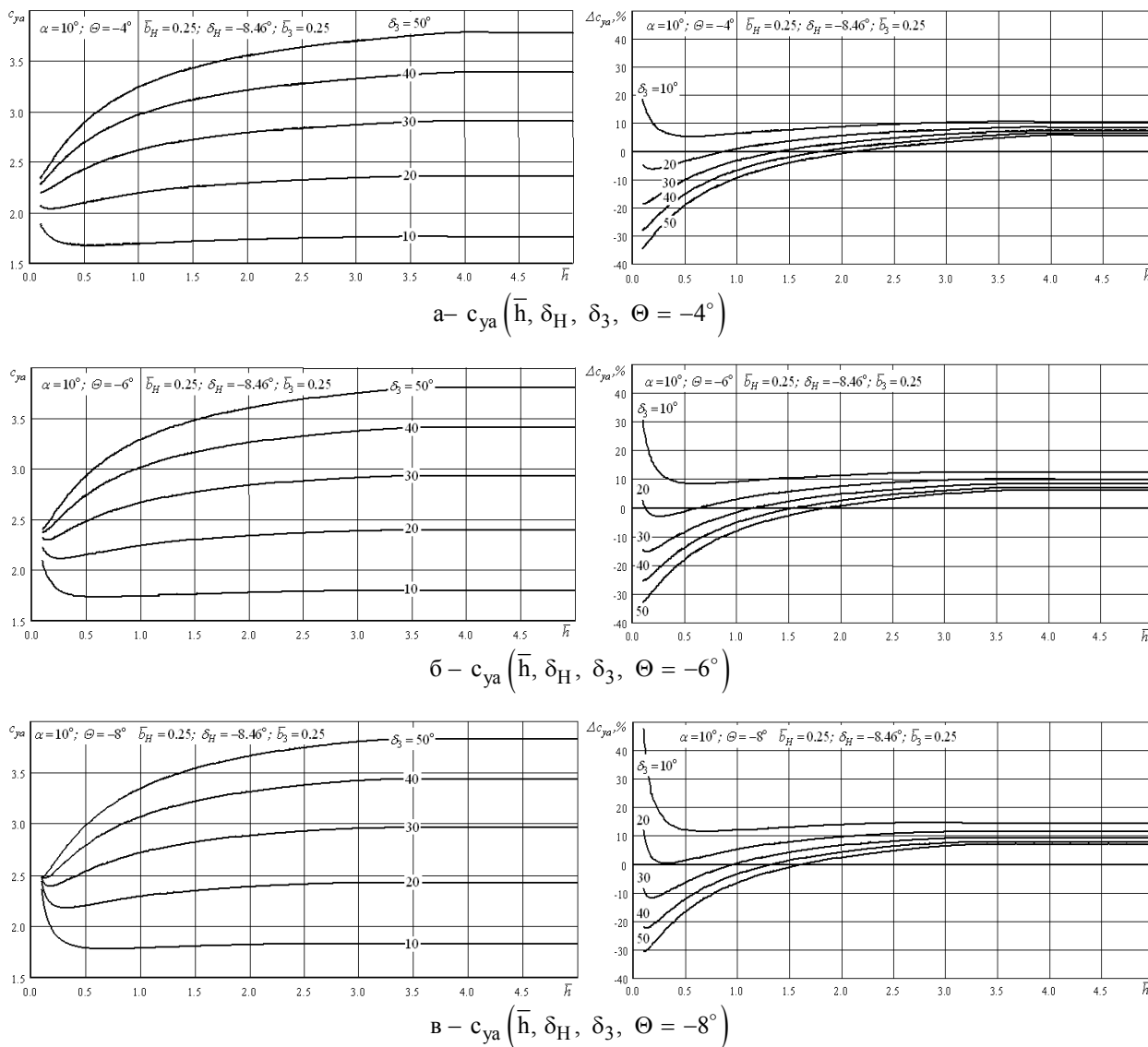
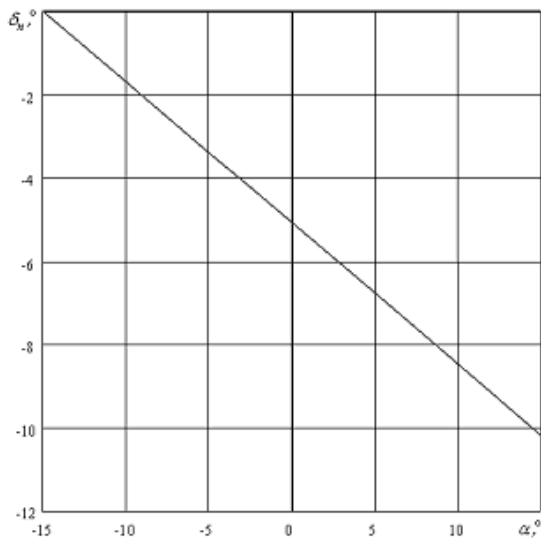
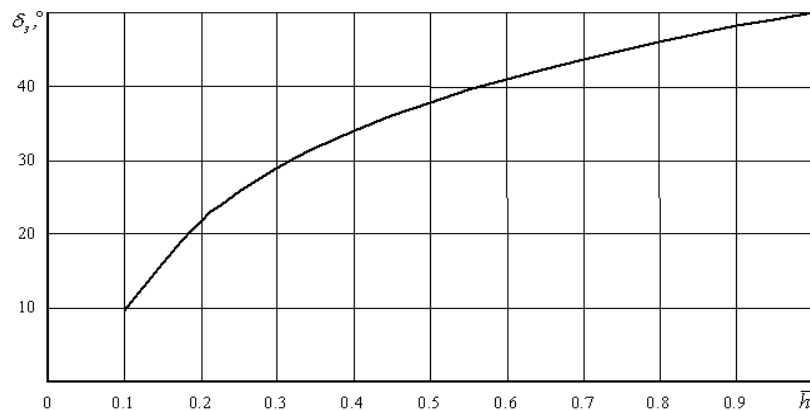


Рис. 6. Линии зависимости профиля

На рис. 7 представлена зависимость угла отклонения носка δ_H от угла атаки α .

Таким образом, при уменьшении относительной высоты \bar{h} над плоскостью раздела сред заметно уменьшается разрежение на верхней поверхности профиля и закрылка, что связано с уменьшением угла скоса потока за профилем с закрылком вследствие близости плоскостью раздела сред. ограниченность роста давления на нижней поверхности профиля с механизацией и существенное снижение разрежения на его верхней поверхности приводит к

тому, что подъёмная сила профиля и элементов механизации уменьшается при уменьшении относительной высоты \bar{h} над плоскостью раздела сред. исключением из этого является узкий диапазон углов атаки ($\alpha = 2^\circ \dots 6^\circ$) при $\bar{h} = 0.1$ и $\delta_3 = 0^\circ$, когда “экран” оказывает положительное влияние на несущие свойства профиля. Потери подъёмной силы при малых значениях \bar{h} и больших углах отклонения закрылка достигают 50% от подъёмной силы в неограниченном потоке.

Рис. 7. Зависимость $\delta_H(\alpha)$ Рис. 8. Зависимость $\delta_3(\bar{h})$

Выводы

Из этого следует, что углы отклонения механизации задней кромки на взлётно-посадочных режимах обтекания необходимо выбирать из условия обеспечения максимально возможного прироста подъёмной силы. Из предположения, что наибольшая подъёмная сила профиля с механизацией реализуется при относительной координате отрыва $\bar{x}_{отр} = 0.5b_3$, можно получить зависимость угла отклонения закрылка от относительной высоты над “экраном” $\delta_3(\bar{h})$ (рис. 8).

По предварительным данным численных экспериментов уменьшение относительной высоты в диапазоне $\bar{h} = \infty \dots 0.1$ предполагает уменьшение посадочного угла отклонения закрылка на $\Delta\delta_3 \approx 6^\circ$.

Список литературы

1. Chang R.Ch. Effect of sunk rate on ground effect of low aspect – ratio wings / R.Ch. Chang, V.U. Muirhead // *J. of Aircraft.* – 1987. – V. 25, № 3. – P. 37-44.
2. Соловьев О.В. Анализ процесса формирования вихревых следов за летательным аппаратом [Текст] / О.В. Соловьев, В.Н. Кобрин, В.В. Чмовж // *Системи озброєння і військова техніка.* – 2013. – № 2 (34). – С. 93-98.
3. Белов И.А. Модели турбулентности [Текст] / А. И. Белов. – Л. : ЛМИ, 1982. – 87 с.

4. Widnall, Sh. E. The structure and dynamics of vortex filament [Text] / Sh. E. Widnall // *Annual Rev. Fluid Mech.* – 1975. – V. 7. – P. 45-53.

Поступила в редколлегию 14.01.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Б. Леонтьев, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ ПРИ ЙОГО РУСІ ПО ПОХИЛІЙ ТРАЄКТОРІЇ

С.М. Порошин, О.В. Соловйов, П.М. Соляник

Представлені результати досліджень аеродинамічних характеристик профілю з урахуванням вертикальної швидкості при його русі з різними кутами нахилу траєкторії і твердої площині розділу середовищ. Розглядається вплив механізації передньої і задньої крайок на аеродинамічні характеристики профілю.

Ключові слова: літальний апарат, аеродинамічні характеристики.

RESULTS PROFILE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AS IT MOVES ALONG AN INCLINED PATH

S.M. Poroshin, O.V. Solovyov, P.M. Solyanik

The results of the aerodynamic profile of the characteristics of research in view of the vertical velocity as it moves to different angles of the trajectory and the plane of the solid media. The influence of mechanization leading and trailing edges on the aerodynamic characteristics of the profile.

Keywords: aircraft, aerodynamic characteristics.