

УДК 533.682

С.М. Ерёмченко, В.А. Захаренко, В.В. Чмовж

Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Україна

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА У ПЛОСКОСТИ РАЗДЕЛА СРЕД

Обсуждаются некоторые результаты исследований нелинейных и нестационарных аэродинамических характеристик крыльев различной формы в плане в зависимости от режима обтекания, высоты над плоскостью раздела сред и угла наклона траектории движения. Получены зависимости аэродинамических характеристик от параметров движения рассмотренных несущих поверхностей. Выявлено, что эффект "динамической подушки" может превосходить по величине влияние "экрана" в установившемся горизонтальном полёте. Даны рекомендации по учёту "динамической подушки" при аэродинамическом проектировании летательных аппаратов.

Ключевые слова: крыло, плоскость раздела сред, 'экран', вертикальная скорость, угол наклона траектории.

Введение

Проблема снижения аварийности на этапах взлёта и посадки имеет особую остроту, т.к. влияние плоскости раздела сред (т.н. «экран») на аэродинамические характеристики может оказывать значи-

тельное влияние, поэтому, изучение аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА) на взлётно-посадочных режимах остаётся актуальной задачей, несмотря на многочисленные исследования в этой области в течении около 100 лет [см., например, 1 ... 6]. Разрешение этой проблемы возможно, в

частности, с использованием математических моделей, базирующихся на методе дискретных вихрей (МДВ) [7 ... 9].

Практический интерес имеют аэродинамические характеристики летательного аппарата (ЛА) с учётом так называемого «эффекта динамической подушки», т.е. относительной скорости снижения, определяемой, углом наклона траектории Θ [10]. На рис. 1 представлена зависимость $\bar{c}_{ya}(\bar{h})$ прямоугольного крыла при различных углах наклона глиссады Θ .

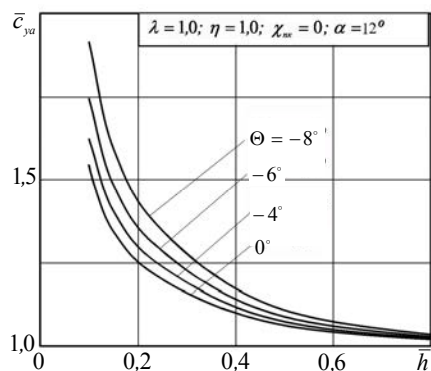


Рис. 1. Зависимость $\bar{c}_{ya}(\bar{h}, \Theta)$

Для оценки влияния «экрана» и динамических эффектов на движение ЛА решён ряд модельных задач, при этом предполагалось, что ЛА сбалансирован по силам и моментам и движется по прямой глиссаде с углом наклона траектории Θ , угол атаки и воздушная скорость V поддерживаются постоянными.

В рамках этих предположений траектория движения ЛА сводится к интегрированию системы дифференциальных уравнений (1):

$$\begin{cases} \frac{d\Theta}{d\tau} = \frac{1}{Fr} (n_y - \cos \Theta); \\ \frac{d\bar{h}}{d\tau} = \sin \Theta; \\ \frac{d\bar{L}}{d\tau} = \cos \Theta, \end{cases} \quad (1)$$

где $\bar{h} = H/b$ – относительная высота; $\bar{L} = L/b$ – относительное горизонтальное перемещение; $\tau = Vt/b$ – безразмерное время; $n_y = \bar{c}_{ya}(\bar{h}, \Theta) \times \cos \Theta$ – нормальная перегрузка; $Fr = V^2/(gb)$ – число Фруда. $\bar{c}_{ya}(\bar{h}, \Theta) = c_{ya}(\bar{h}, \Theta)/c_{ya}(\bar{h} \rightarrow \infty, 0)$ – прирост c_{ya} ;

Результаты исследований

Начальные условия для системы уравнений (1): $\bar{h}(0) = H_0$, $L(0) = 0$, $\Theta(0) = \Theta$. Величина H_0 выбирается достаточно большой, чтобы влиянием «экрана» и «динамической подушкой» можно было пре-

небречь ($\bar{c}_{ya} \cong 1$). На рис. 2 показаны глиссады и траектории движения ЛА, полученные с учётом влияния экрана и скорости снижения.



Рис. 2. Траектории движения ЛА на «экраном»

Предполагалось, что несущая поверхность ЛА представляла собой прямоугольное крыло $\lambda = 1$, $V = 10 \text{ м/с}$, $Fr = 20$, $\Theta = -4^\circ$. Видно, что из-за влияния экрана траектория движения ЛА искривляется. При этом оказывается, что учёт влияния вертикальной скорости снижения ЛА на его несущие свойства приводит к более заметному искривлению траектории, причём настолько, что при рассматриваемых условиях ЛА не достигает некоторой минимальной высоты (например, условная высота при которой шасси касаются земли), а совершает движение параллельно экрану. Траектории на рис. 3 получены при значении числа Фруда $Fr = 60$.

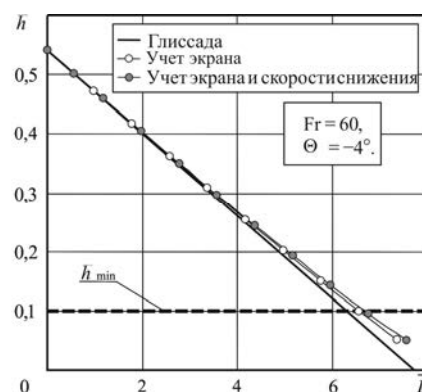


Рис. 3. Влияние числа Fr на траекторию движения ЛА

Анализ результатов показывает, что при больших числах Фруда учёт влияния экрана и скорости снижения ЛА на его несущие свойства слабо сказывается на траектории движения. Следует отметить, что величина числа Фруда пропорциональна удельной нагрузке на крыло, весьма малой, например, для значительного числа беспилотных летательных аппаратов (БЛА). На рис. 4 для той же группы геометрически подобных ЛА показано влияние числа Фруда на величину вертикальной скорости (принято, что минимальная высота соответствует 5% характерного размера ЛА).



Рис. 4. Влияние числа Fr на V_y

Угол атаки $\alpha = 12^\circ$, а угол первоначального наклона траектории $\Theta = -4^\circ$. Вертикальная скорость ЛА на минимальной высоте относилась к вертикальной скорости при снижении с углом наклона траектории $\Theta = -4^\circ$. Видно, что в рассматриваемых условиях заметное влияние экрана и «динамической подушки» на вертикальную скорость ЛА имеет место при умеренных числах Фруда, при этом учёт «динамической подушки» даёт меньшие значения вертикальной скорости ЛА на малой высоте.

Из рис. 5 видно (при $\lambda \rightarrow \infty$), что моделирование движения ЛА без учёта скорости снижения даёт ошибочный результат повышения вертикальной скорости V_y в момент $\bar{h} = 0,1$ на величину от 5% до 50%. В реальности вертикальная скорость в момент касания ЛА земли снижается на величины близких порядков.

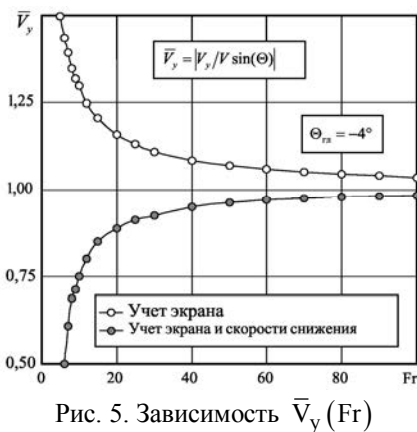


Рис. 5. Зависимость \bar{V}_y (Fr)

Результаты исследований влияния плоскости раздела сред представлены на рис 6 зависимостью $c_{ya}(\alpha, \bar{h})$ для прямоугольного крыла в диапазоне $\bar{h} = 0,1 \dots \infty$.

На рис. 7 показаны координаты центра давления $\bar{x}_d(\alpha)$ прямоугольного крыла в диапазоне относительных высот $\bar{h} = 0,1 \dots \infty$. Видно, что уменьшение высоты \bar{h} вызывает повышение несущих

свойств крыла и смещение \bar{x}_d в сторону задней кромки. Это обусловлено перестройкой обтекания передней кромки крыла, сопровождающееся торможением потока под ним, а также увеличением скорости в области его задней кромки.

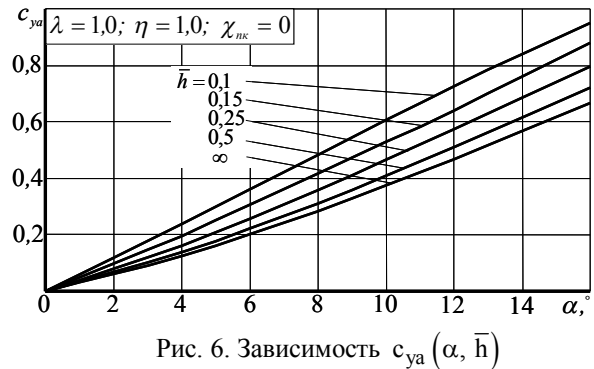


Рис. 6. Зависимость $c_{ya}(\alpha, \bar{h})$

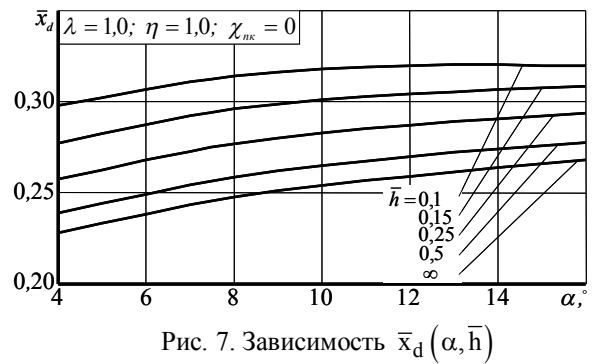


Рис. 7. Зависимость $\bar{x}_d(\alpha, \bar{h})$

Картина течения (рис. 8) представлена вихревой пеленой и линиями тока в плоскости, совпадающей с плоскостью симметрии крыла (вид сбоку) и на поверхности экрана (вид сверху) (рис. 8, а), а также, в соответствующей зоне при обтекании крыла на $\bar{h} \rightarrow \infty$ (рис. 8, б). Видно увеличение углов натекания потока на переднюю кромку крыла при уменьшении \bar{h} и растекание потока в зоне торможения, что приводит к деформации вихревого следа и перераспределению аэродинамической нагрузки по размаху крыла (рис. 9).

Увеличение углов натекания потока на переднюю кромку крыла при уменьшении \bar{h} приводит к реализации подсосывающей силы в районе передней кромки ($k > 0$). Влияние подсосывающей силы на аэродинамические характеристики крыла ($\lambda = 1, \eta = 1$) представлены на рис. 10, 11 индуктивными полярами для случаев полной реализации подсосывающей силы ($k = 1$) и при её отсутствии ($k = 0$).

Качественно картины обтекания крыльев различной формы в плане вблизи плоскости раздела сред близки, однако степень её влияния на аэродинамические характеристики зависит от геометрических характеристик и кинематических параметров движения исследуемых крыльев.

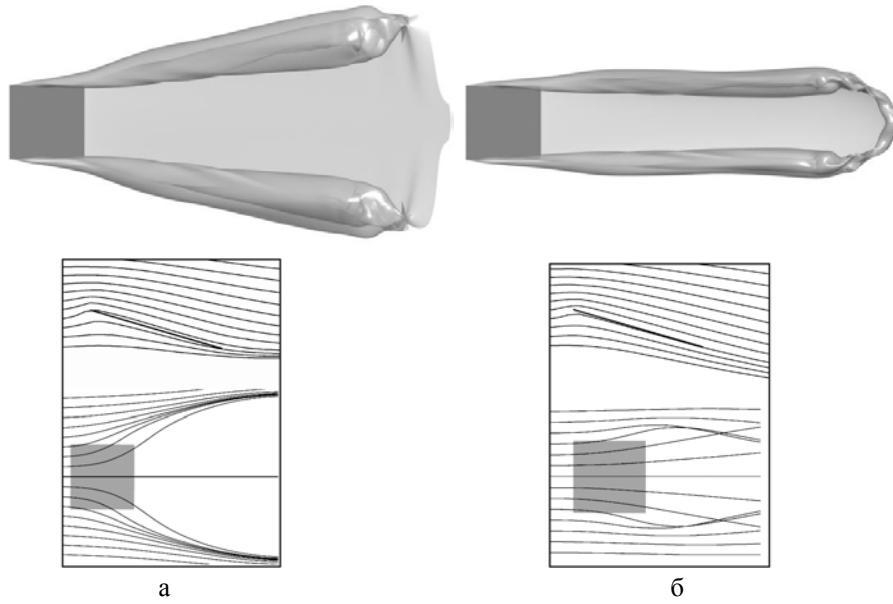


Рис. 8. Вихревая пелена и линии тока: а - $\bar{h} = 0,1$; б - $\bar{h} \rightarrow \infty$

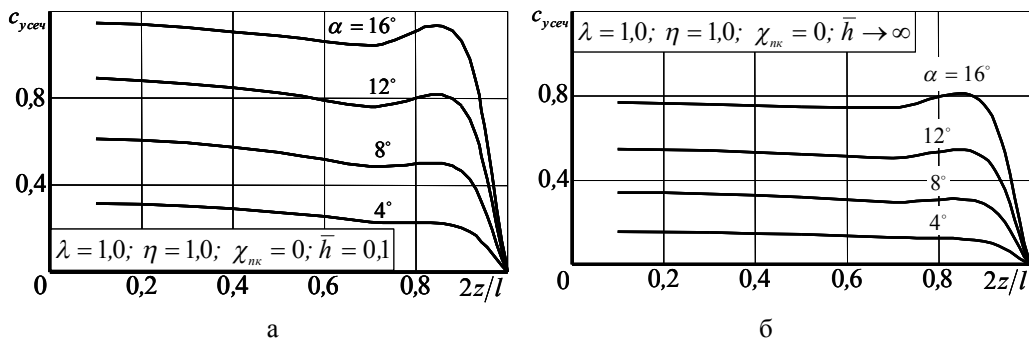


Рис. 9. Распределение погонной нагрузки по размаху крыла: а - $\bar{h} = 0,1$; б - $\bar{h} \rightarrow \infty$

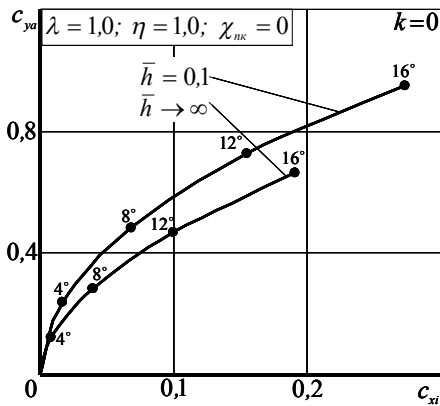


Рис. 10. Индуктивная поляра ($k = 0$)

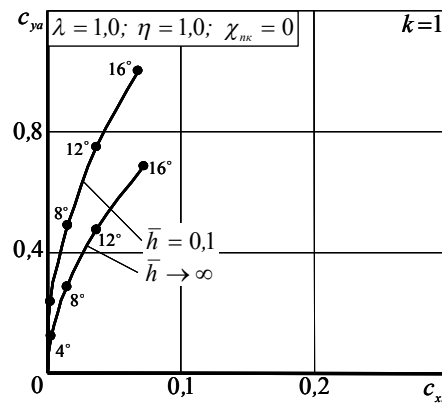


Рис. 11. Индуктивная поляра ($k = 1$)

Условно можно определить относительную максимальную высоту \bar{h}^* , выше которой влиянием «экрана» можно пренебречь.

Для анализа влияния «экрана» на аэродинамические характеристики крыла при его продольном движении введены относительные высоты h_λ^* , h_y^* – соответствующие изменению эффективного удлинения $\lambda_{эф}$ и коэффициента подъёмной силы на

25%. Относительная высота h_d^* – соответствует смещению \bar{x}_d на 2,5%. Зависимости h_λ^* и h_y^* от удлинения прямоугольного крыла и угла атаки приведены на рис. 12, 13. Значения h_d^* в рассматриваемом случае относительно стабильны. Так, при $\alpha \cong 4^\circ$ максимальная высота $h_d^* \cong 0.35$, а при $\alpha = 12^\circ$ - $h_d^* \cong 0.32$.

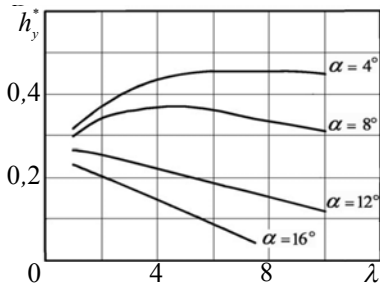


Рис. 12. Зависимость $h_y^*(\lambda)$

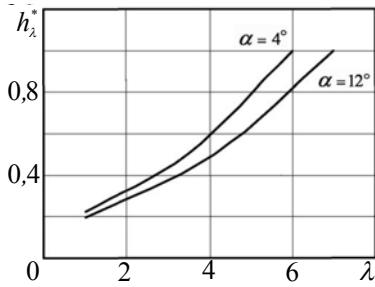


Рис. 13. Зависимость $h_\lambda^*(\lambda)$

Условно можно определить относительную максимальную высоту \bar{h}^* , выше которой влиянием «экрана» можно пренебречь.

Систематические исследования влияния «экрана» на аэродинамические характеристики крыльев иллюстрируют зависимости относительных величин:

$$\bar{c}_{ya} = \frac{\bar{c}_{ya}(\bar{h})}{\bar{c}_{ya}(\bar{h} \rightarrow \infty)} = f(\lambda, \alpha) \quad (\text{рис. 14}),$$

$$\bar{\lambda}_{\text{эф}} = \frac{\lambda_{\text{эф}}(\bar{h})}{\lambda_{\text{эф}}(\bar{h} \rightarrow \infty)} = f(\lambda, \alpha) \quad (\text{рис. 15}),$$

$$\bar{x}_d = \frac{x_d(\bar{h})}{x_d(\bar{h} \rightarrow \infty)} = f(\lambda, \alpha) \quad (\text{рис. 16}).$$

Изменение аэродинамических характеристик несущих поверхностей вблизи поверхности земли обусловлено не только непосредственным влиянием экрана, но и величиной вертикальной скоростью снижения V_y .

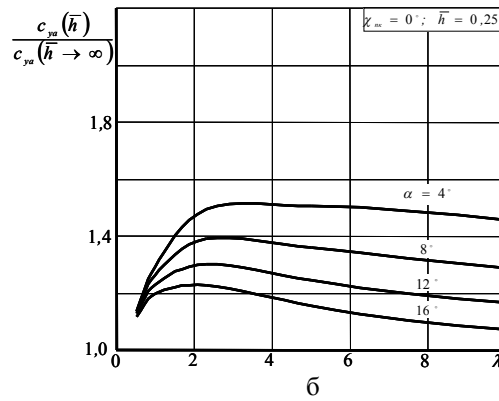
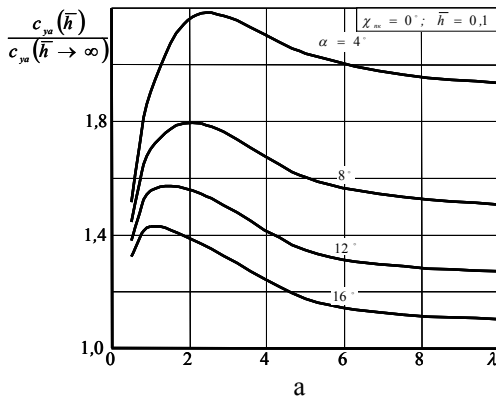


Рис. 14. Относительное увеличение c_{ya} прямоугольных крыльев от λ при $\bar{h} = 0,1$ (а) и $\bar{h} = 0,25$ (б)

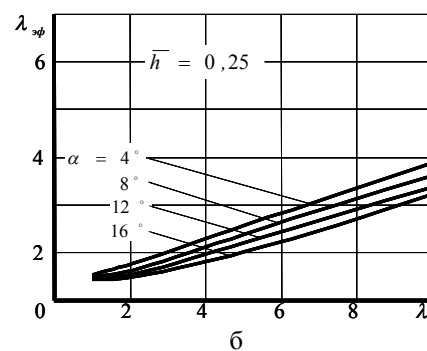
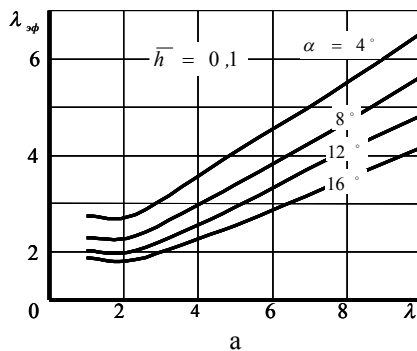


Рис. 15. Зависимость $\lambda_{\text{эф}}$ прямоугольных крыльев от λ при $\bar{h} = 0,1$ (а) и $\bar{h} = 0,25$ (б)

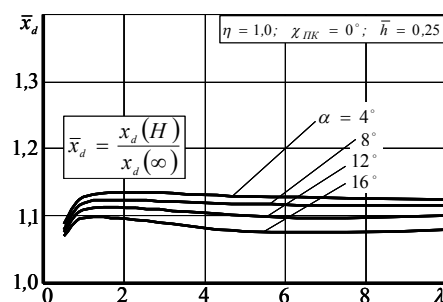
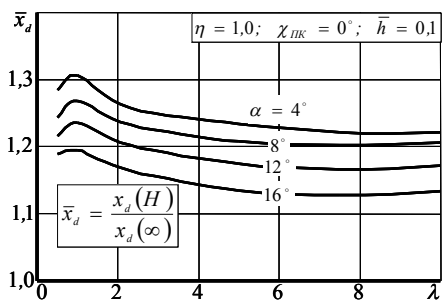


Рис. 16. Зависимости $\bar{x}_d(\alpha, \lambda)$ при $\bar{h} = 0,1$ и $\bar{h} = 0,25$

Нижче представлені результати дослідження аеродинамічних характеристик серії прямокутних і стрілоподібних крилець $\chi_{ПК} = 0^\circ; 30^\circ; 45^\circ; 60^\circ$, $\lambda = 1$ при їх русі з кутами нахилу траєкторії $\Theta = -4^\circ; -6^\circ; -8^\circ$ на куті атаки $\alpha = 12^\circ$ (рис. 17). Наявність вертикальної швидкості V_y , заданої кутом нахилу траєкторії Θ створює додатковий приріст несучих властивостей у всіх розглянутих крилець. При цьому з збільшенням кута $|\Theta|$ зростає величина прироста коефіцієнта c_{ya} , досягаючи максимального значення при $\Theta = -8^\circ$.

Величина прироста аеродинамічних коефіцієнтів оцінювалась виразом:

$$\Delta c_{ya} = \frac{c_{ya}(\Theta \neq 0) - c_{ya}(\Theta = 0)}{c_{ya}(\Theta = 0)},$$

де $c_{ya}(\Theta \neq 0)$ і значення коефіцієнтів підйомної сили, розраховані з урахуванням вертикальної швидкості зниження; $c_{ya}(\Theta = 0)$ – коефіцієнти, розраховані при $\Theta = 0$.

На рис. 18 наведені залежності $\Delta c_{ya}(\bar{h})$ для серії крилець рівної довжини з різною стрілоподібністю по передній кромці $\chi_{ПК}$.

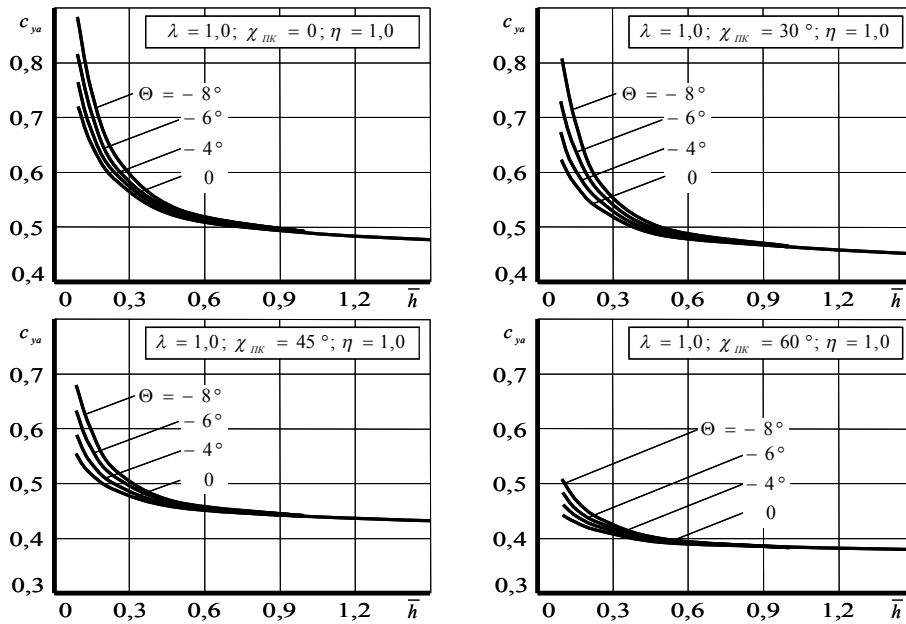


Рис. 17. Залежності $c_{ya}(\bar{h}, \Theta)$ крилець різної форми в плані

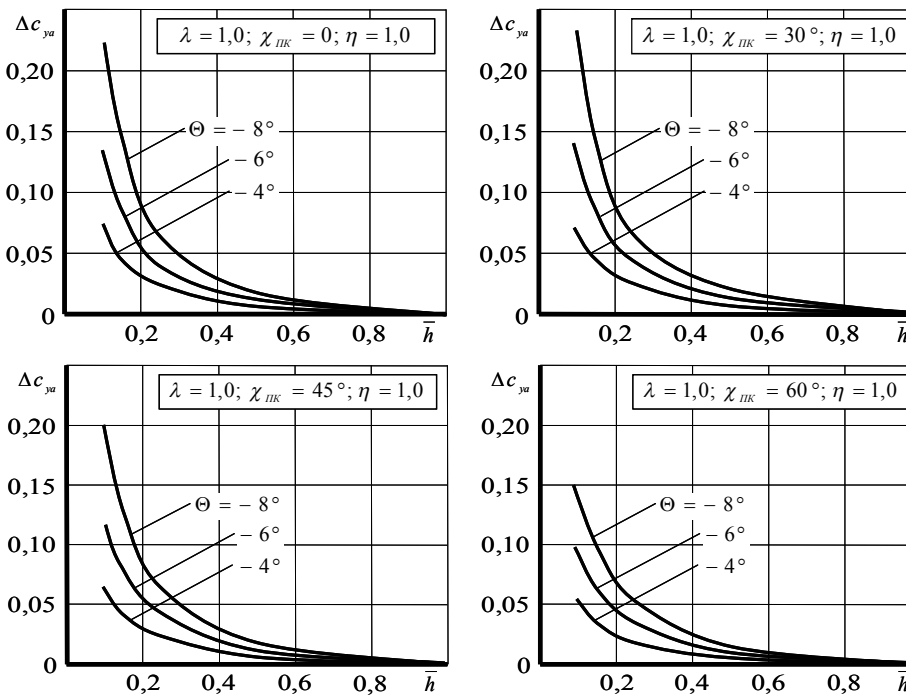


Рис. 18. Залежності $\Delta c_{ya}(\bar{h}, \Theta)$ крилець різної форми в плані

Видно, что наибольший прирост несущих свойств за счет $V_y \neq 0$ наблюдается у прямоугольного крыла и крыла с $\chi_{ПК} = 30^\circ$. Он может достигать величины 20...25% при $\Theta = -8^\circ$. У крыльев с $\chi_{ПК} > 30^\circ$ величина прироста коэффициента c_{ya} ниже и составляет 15...20%.

Выводы

Результаты приведенных исследований позволяют сделать выводы:

1. Изменения аэродинамических характеристик крыла и ЛА в целом при приближении к поверхности раздела сред существенно зависят от: геометрических характеристик; режима обтекания (безотрывное, отрывное, смешанное); техники выполнения посадки (с выравниванием и выдерживанием, без выдерживания); угла наклона траектории на глиссаде (V_y).

2. Значительные изменения аэродинамических характеристик наступают на $\bar{h} \leq 1$. Так, c_{xi} терпит изменения на $\bar{h} \leq 0,51$, а c_{ya} и m_z на $\bar{h} \leq 1$.

3. Эффект "динамической подушки" может превосходить по величине влияние «экрана» в установившемся горизонтальном полёте.

4. Для ЛА, имеющих малую удельную нагрузку на крыло и выполняющих посадку без выдерживания, «эффект динамической подушки» оказывает существенное влияние на траекторию их движения.

5. При аэродинамическом проектировании ЛА с малой удельной нагрузкой на крыло (например, БЛА и др.) необходимо исследовать их аэродинамические характеристики на предпосадочных режимах.

Список литературы

1. Betz, A. *Auftrieb und Widerstand einer tracflache in der Nohe einer horisontalen Ebene (Erdboden)* [Текст] / A. Betz // ZFM. – 1912. – С. 25-34.
2. Wiselberger, C. *Der Flugelwiderstand in der Nohe Bodens* [Текст] / C. Wiselberger // ZFM. – 1921. – С. 49-56.
3. Серебряйский, Я.М. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики самолёта [Текст] / Я.М. Серебряйский // Труды ЦАГИ. – 1936. – Вып. 267. – С. 69-81.
4. Смирнов, А.И. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыловых профилей [Текст] / А.И. Смирнов // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1949. – Вып. 334. – С. 125-139.
5. Павловец, Г.А. Аэродинамические характеристики тонкого профиля вблизи земли в потоке идеальной несжимаемой жидкости [Текст] / Г.А. Павловец // Труды ЦАГИ. – 1966. – Вып. 1011. – С. 22-36.
6. Музыченко, Т.М. Исследование влияния экрана на аэродинамические производные самолёта [Текст] / Т.М. Музыченко Б.К. Скрипач // Труды ЦАГИ. – 1985. – Вып. 2290. – С. 24-34.
7. Белоцерковский, С.М. Линейные и нелинейные модели аэродинамики летательных аппаратов [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1981. – Вып. 1310. – С. 79-96.
8. Белоцерковский, С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 450 с.
9. Нелинейная теория крыла и её приложения [Текст] / Т.О. Аубакиров, С.М. Белоцерковский, А.И. Желанников, М.И. Ништ. – Алматы: Изд-во "Гылым", 1997. – 381 с.
10. Chang, R.Ch. *Effect of sunk rate on ground effect of low aspect – ratio wings* [Текст] / R.Ch. Chang, V.U. Muirhead // J. of Aircraft. – 1987. – V. 25, № 3. – С. 14-34.

Поступила в редколлегию 15.03.2012

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

ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА БІЛЯ ПЛОЩИНИ РОЗПОДІЛУ СЕРЕДОВИЩ

С.М. Єрьоменко, В.О. Захаренко, В.В. Чмовж

Обговорюються деякі результати досліджень нелінійних та нестационарних аеродинамічних характеристик крил різної форми у плані залежно від режиму обтікання, висоти над площиною розподілу середовищ та кута нахилу траєкторії руху. Отримано залежності аеродинамічних характеристик від параметрів руху, розглянутих несучих поверхонь. Виявлено, що ефект «динамічної подушки» може перевершувати за величиною вплив «екрану» у сталому горизонтальному польоті. Дані рекомендації щодо врахування «динамічної подушки» при аеродинамічному проектуванні літальних апаратів.

Ключові слова: крило, площина розподілу, «екран», вертикальна швидкість, кут схилу траєкторії.

RESEARCHES OF WING AERODYNAMIC CHARACTERISTICS IN THE ENVIRONMENT DIVISION PLANE

S.M. Yeryomenko, V.A. Zfharenko, V.V. Chmovzh

The results of researches of nonlinear and non-stationary aerodynamic characteristics of wings with different wing planform depending on flow mode, altitude above wing-in-ground effect plane and trajectory sloping angle. The dependences of aerodynamic characteristics on motion rates of considered lifting surfaces are obtained. It was estimated that the «dynamic cushion» effect is able to overcome «wing-in-ground effect plane» influence in horizontal steady flight. There were given the recommendations of considering the «dynamic cushion» effect in aerodynamic design of aircrafts.

Keywords: wing, environment division plane, 'wing-in-ground effect plane', vertical plane, slope of flight path.