

УДК 629.7.015.3/7

С.М. Порошин<sup>1</sup>, О.В. Соловьёв<sup>2</sup>, П.Н. Соляник<sup>3</sup><sup>1</sup> *Национальный технический университет «ХПИ», Харьков*<sup>2</sup> *ГП Чугуевский авиаремонтный завод, Чугуев*<sup>3</sup> *Национальный аэрокосмический университет имени Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ С УЧЁТОМ ВЛИЯНИЯ ЭКРАНА**

*Рассматриваются результаты систематических исследований аэродинамических характеристик серии несущих поверхностей простой формы в плане с учётом влияния твёрдой плоскости раздела сред при их квазистационарном обтекании.*

**Ключевые слова:** летательный аппарат, аэродинамические характеристики.

**Введение**

Практический интерес представляют аэродинамические характеристики прямоугольных крыльев летательного аппарата (ЛА) с учётом влияния твёрдой плоскости раздела сред при их квазистационарном обтекании [1]. Частично данный вопрос рассматривался в [2, 3].

**Цель данной статьи** – представить результаты исследований аэродинамических характеристик прямоугольных крыльев с учётом влияния экрана и определить, как наличие границы раздела сред существенно влияет на их распределённые и суммарные аэродинамические характеристики.

**Результаты исследований**

Приводятся результаты систематических исследований прямоугольных крыльев  $\lambda = 1 \dots 10$  в диапазоне относительных высот над экраном  $\bar{h} = h/b_A = 0,1 \dots \infty$ , где  $h$  – минимальное расстояние между задней кромкой крыла и поверхностью экрана,  $b_A$  – характерный размер (средняя аэродинамическая хорда крыла). Предполагалось безотрывное обтекание передней кромки крыла. Моментные характеристики крыльев рассчитывались относительно носка  $b_A$ .

На рис. 1, 2 представлены зависимости  $c_{ya}(\alpha)$ ,  $c_{xi}(\alpha)$ , для серии прямоугольных крыльев в диапазоне углов атаки  $\alpha = 0 \dots 16^\circ$ .

Из рис. 1 видно, что с уменьшением относительной высоты над экраном  $\bar{h}$  значение коэффициента  $c_{ya}$  растёт для крыльев всех  $\lambda$  в рассмотренном диапазоне углов атаки  $\alpha$ . Так же с уменьшением  $\bar{h}$  возрастает величина коэффициента индуктивного сопротивления  $c_{xi}$  (рис. 2).

В наибольшей степени эффект прироста аэродинамических коэффициентов проявляется на крыльях  $\lambda \leq 2,3$  при  $\bar{h} \leq 0,5$ . Максимальный при-

рост  $c_{ya}$  и  $c_{xi}$  реализуется в диапазоне углов атаки  $\alpha = 4 \dots 8^\circ$ , и может достигать 75 – 80% от значений, полученных при  $\bar{h} \rightarrow \infty$ .

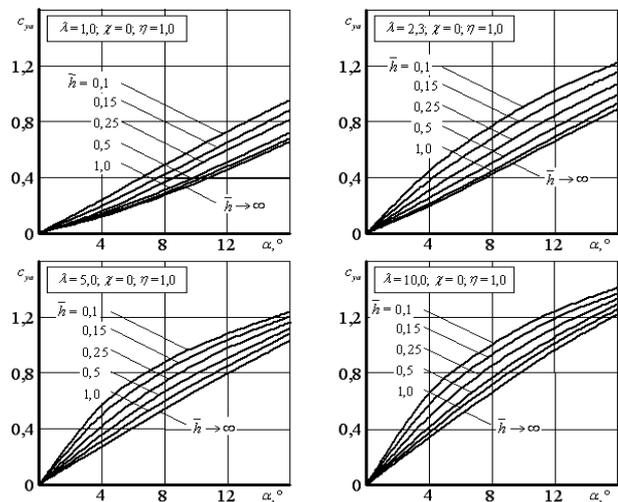


Рис. 1. Зависимости  $c_{ya}(\alpha)$  серии прямоугольных крыльев

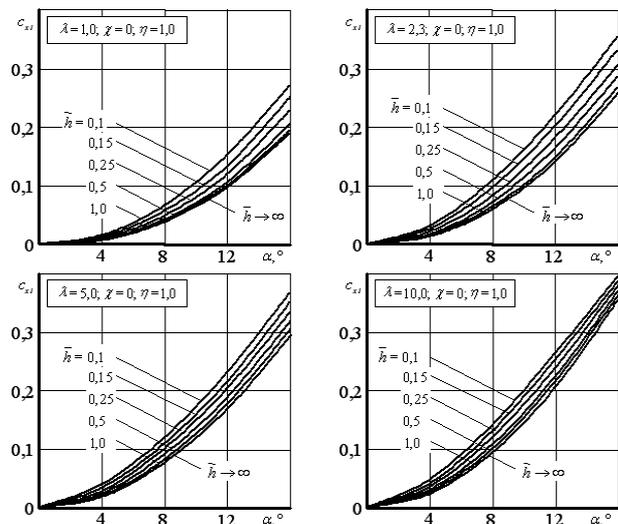


Рис. 2. Зависимости  $c_{xi}(\alpha)$  серии прямоугольных крыльев

В диапазоне  $\alpha = 12 \dots 16^\circ$  прирост коэффициентов аэродинамических сил снижается. Для крыла  $\lambda = 1$  прирост  $c_{ya}$  составляет около 40%, а у крыльев  $\lambda > 1 - 15 \dots 20\%$  (рис. 1).

Изменение величины аэродинамических коэффициентов обусловлено изменением картины обтекания крыла при его приближении к экрану.

На рис. 3, 4 показаны линии тока вблизи прямоугольного крыла  $\lambda = 1$ , а также форма вихревой пелены за ним при различных значениях  $\bar{h}$ .

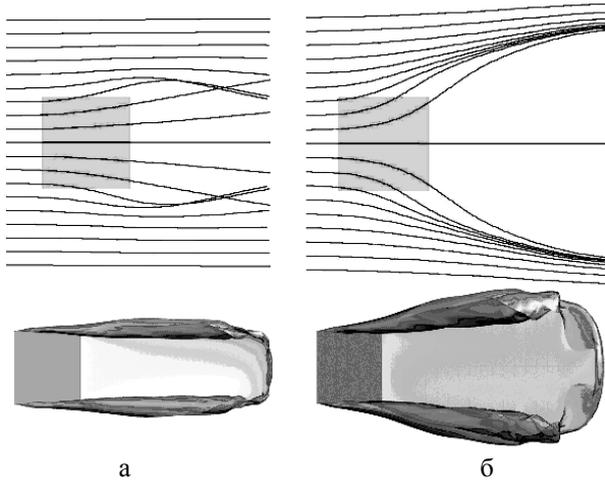


Рис. 3. Вихревая пелена и линии тока крыла  $\lambda = 1$ ;  $\alpha = 16^\circ$ ,  $\tau = 2,5$ : а –  $\bar{h} \rightarrow \infty$ ; б –  $\bar{h} = 0,1$

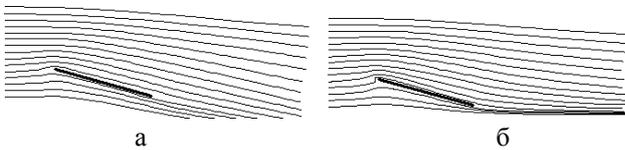


Рис. 4. Линии тока в корневом сечении прямоугольного крыла  $\lambda = 1$ ,  $\alpha = 16^\circ$ ,  $\tau = 2,5$ : а –  $\bar{h} \rightarrow \infty$ ; б –  $\bar{h} = 0,1$

В результате торможения вертикальной составляющей возмущенной скорости вблизи задней кромки крыла образуется зона торможения. За счёт взаимодействия невозмущённого потока  $\bar{V}_\infty$  с этой зоной – изменяется картина обтекания крыла. При  $\bar{h} = 0,1$  (рис. 3, б) линии тока и вихревая пелена распространяются вдоль плоскости раздела сред. За счёт увеличения перетекания через боковые кромки крыла возрастает интенсивность концевых вихрей.

Изменение характера обтекания передней кромки крыла ведёт к существенному увеличению местных углов атаки  $\alpha$ .

Таким образом, изменение картины обтекания крыла вблизи поверхности раздела сред оказывает существенное влияние на коэффициенты погонной нагрузки на крыле  $c_{y\text{сеч}}$  (рис. 5) и разности коэффициентов давления  $\Delta c_p$  (рис. 6).

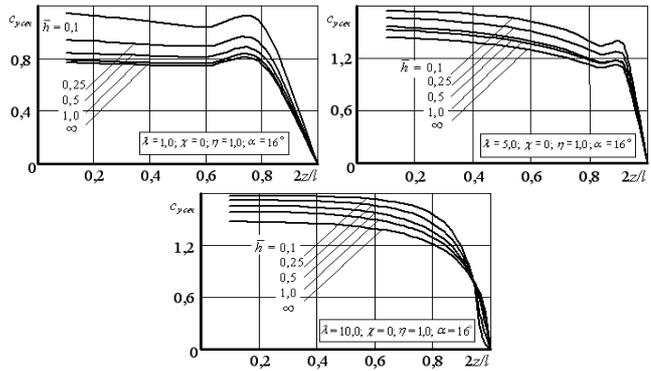


Рис. 5. Погонная нагрузки на прямоугольных крыльях,  $\bar{h} = \text{var}$

Из рис. 5 видно, что прирост  $c_{y\text{сеч}}$  в концевых сечениях при  $\bar{h} \leq 0,5$  достигает до 30% у крыльев малого удлинения ( $\lambda < 5,0$ ). У крыльев большого удлинения ( $\lambda \geq 5,0$ ), вследствие малой относительной площади зоны влияния концевых вихрей, прирост в концевых сечениях относительно мал и составляет около 10 – 15%. В сечениях, близких к корневой хорде  $b_0$  прирост  $c_{y\text{сеч}}$  достигает до 35%.

На рис. 6 представлено изменение коэффициента разности коэффициентов давления  $\Delta c_p$  вдоль хорды прямоугольных крыльев различного удлинения сечениях  $\bar{z} = 0,1$  и  $\bar{z} = 0,9$ , где  $\bar{z} = 2z / \ell$ .

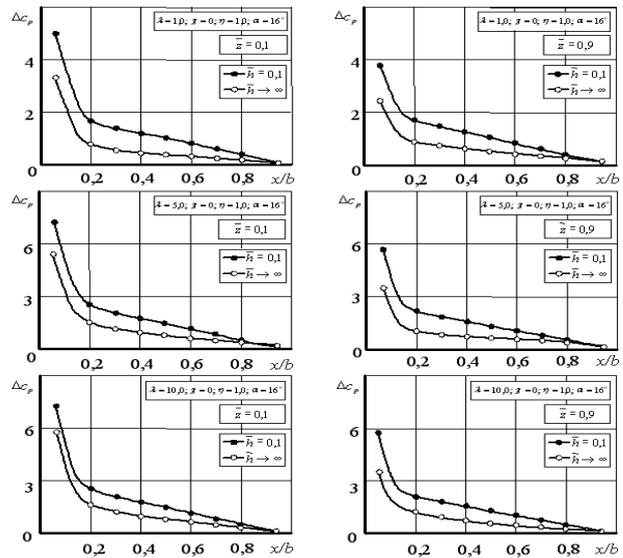


Рис. 6. Распределённые аэродинамические характеристики прямоугольных крыльев

Из рис. 6 видно, что прирост  $\Delta c_p$  на передней кромки крыла может достигать 40 – 45%, а при  $\bar{x} = x / b = 0,3 \dots 0,5$  – достигает 120 – 125%. Это объясняется тем, что зона торможения потока находится в точке  $\bar{x} \approx 0,5$ . Вследствие этого, прирост  $\Delta c_p$  в этих сечениях будет существенно выше, чем в районе передней кромки.

Такой характер изменения коэффициента  $\Delta c_p$  вызывает изменение относительной координаты центра давления  $\bar{x}_d$ .

На рис. 7 приведены зависимости  $\bar{x}_d(\alpha)$  для прямоугольных крыльев различного удлинения  $\lambda$ , видно, что при  $\bar{h} \leq 0,5$  относительная координата центра давления  $\bar{x}_d$  смещается к задней кромке крыла до 25 – 30%. Следствием увеличения координаты  $\bar{x}_d$  является изменение моментных характери-

стик крыла. На рис. 8 приведены зависимости  $m_z(\alpha)$  для крыльев различного удлинения  $\lambda$ . Из рис. 8 видно увеличение абсолютной величины коэффициента  $m_z$  при приближении прямоугольного крыла к экрану. Снижение прироста  $m_z$  у крыльев  $\lambda \geq 5$  наблюдается на углах атаки  $\alpha = 12 \dots 16^\circ$ . В рассматриваемом диапазоне углов атаки при  $\bar{h} = 0,25 \dots 0,1$  относительная координата центра давления  $\bar{x}_d$  уменьшается на 8 – 10% (рис. 7).

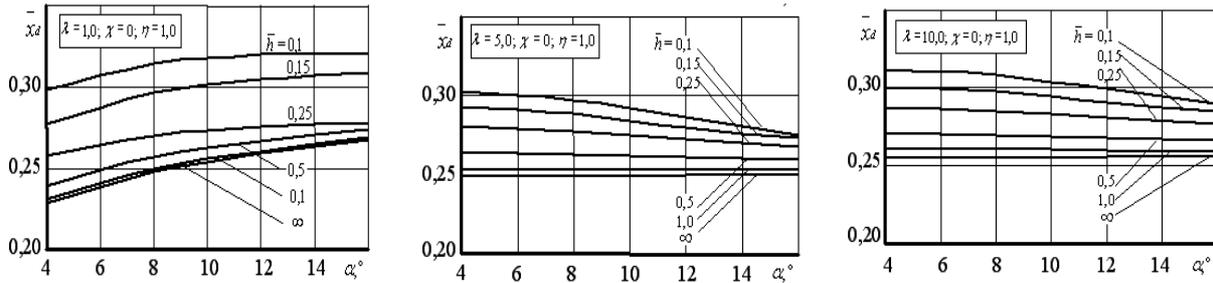


Рис. 7. Зависимость  $\bar{x}_d(\alpha)$  для серии прямоугольных крыльев

Результаты расчётов, представленные на рис. 8, дают возможность предполагать, что наличие подсосывающей силы в большей степени отражается на аэродинамических характеристиках крыльев большого удлинения  $\lambda \geq 5$ ,  $\bar{h} \leq 0,5$ .

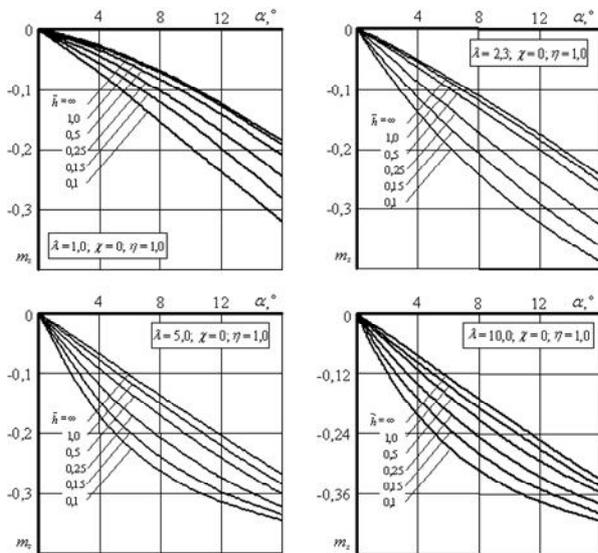


Рис. 8. Зависимости  $m_z(\alpha)$  серии прямоугольных крыльев

Изменение характера обтекания передней кромки крыла оказывает влияние на изменение коэффициента  $c_{xi}$  и величину подсосывающей силы  $c_T$ . На рис. 9 приведены индуктивные поляры серии прямоугольных крыльев, рассчитанные без реализации подсосывающей силы ( $\xi = 0$ ) и с учётом полной её реализации ( $\xi = 1$ ).

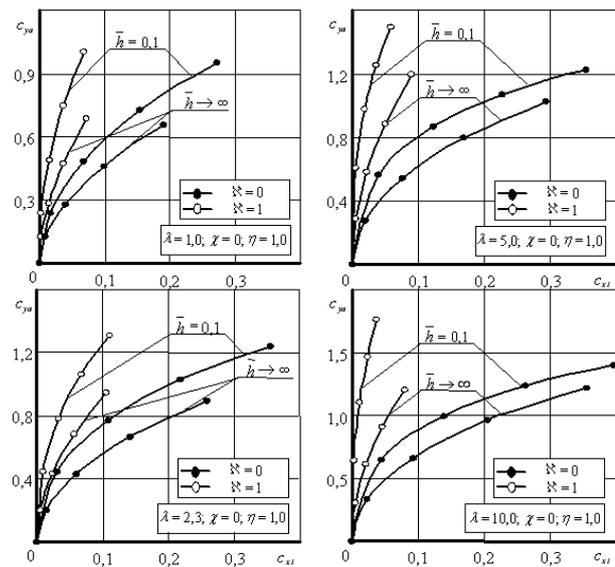


Рис. 9. Зависимости  $c_{ya}(c_{xi})$ ,  $\bar{h} = \text{var}$  серии прямоугольных крыльев

Для оценки влияния плоскости раздела сред на несущие свойства крыльев различного удлинения на рис. 10 показаны зависимости  $\bar{c}_{ya} = f(\alpha, \lambda)$ , определяемые с помощью выражения (1):

$$\bar{c}_{ya} = c_{ya}(\bar{h}) / c_{ya}(\bar{h} \rightarrow \infty), \quad (1)$$

где  $c_{ya}(\bar{h})$  – коэффициент  $c_{ya}$  на текущей высоте  $\bar{h}$  над экраном;  $c_{ya}(\bar{h} \rightarrow \infty)$  – коэффициент  $c_{ya}$  без учёта плоскости раздела сред ( $\bar{h} \rightarrow \infty$ ). Из рис. 10 видно, что прирост несущих свойств вблизи экрана наблюдается у всей серии прямоугольных крыльев в рассматриваемом диапазоне углов атаки  $\alpha$ .

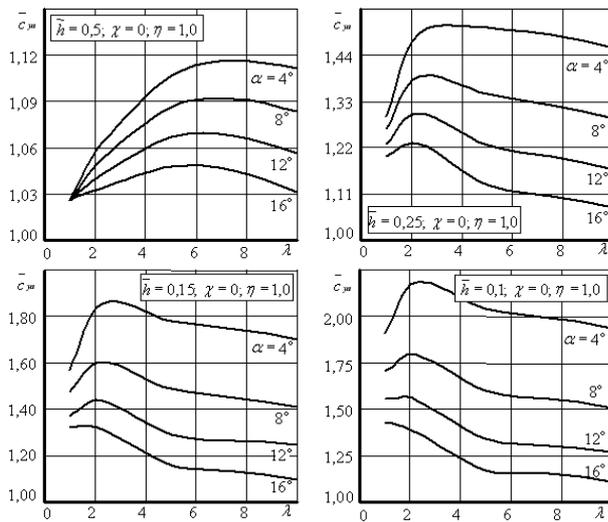


Рис. 10. Изменение несущих свойств крыльев у экрана

Наибольший прирост коэффициента  $c_{ya}$  наблюдается у прямоугольных крыльев малого удлинения  $\lambda \leq 5$ ,  $\alpha = 4 \dots 8^\circ$ , при этом прирост достигает до 80 ... 100%.

На основании полученных результатов, в ходе исследований влияния геометрических характеристик крыла на изменение его аэродинамических характеристик вблизи поверхности экрана можно определить относительную высоту  $h^*$  [1], при превышении которой влияние экрана пренебрежимо мало. Для каждой аэродинамической характеристики величина  $h^*$  имеет своё значение, зависящее от определяющих параметров и величины порогового ограничения на отличия значений этой характеристики при движении вблизи экрана от таковых при  $\bar{h} \rightarrow \infty$ . Для анализа влияния экрана на аэродинамические характеристики крыла при его продольном движении вводится относительная максимальная высота  $h_y^*$  – соответствующая 25% изменению коэффициента подъёмной силы. Зависимость  $h_y^*(\lambda)$  приведена на рис. 11. Из рис. 11 видно, что при  $\alpha = 12 \dots 16^\circ$  зависимости  $h_y^*(\lambda)$  носят практически линейный характер. Существенные изменения не-

сущих свойств у крыльев  $\lambda < 5$  наблюдается при относительно большом удалении от поверхности экрана. При  $\alpha = 4 \dots 8^\circ$  наибольшая зона влияния экрана наблюдается для крыльев с удлинением  $\lambda = 2, 5 \dots 5$ .

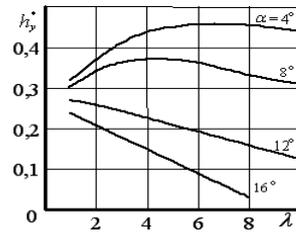


Рис. 11. Зависимость  $h_y^*(\lambda)$

## Вывод

Таким образом, наличие границы раздела сред существенно влияет на распределённые и суммарные аэродинамические характеристики прямоугольных крыльев. При малых относительных высотах над экраном ( $\bar{h} \leq 0,5$ ) происходит изменение картины обтекания крыла и, как следствие, распределения давления и погонной нагрузки на несущей поверхности, что приводит к изменению несущих свойств и изменению моментных характеристик. Наибольшее влияние экран оказывает на аэродинамические характеристики крыльев малого удлинения ( $\lambda \leq 5$ ) в диапазоне углов атаки  $\alpha = 4 \dots 8^\circ$ , при  $h^* \leq 0,5$ .

## Список литературы

1. Гуляев В.В. К определению аэродинамических характеристик беспилотных аппаратов при посадке "Наукоёмкие технологии" / В.В. Гуляев, С.М. Ерёмченко, В.А. Подобедов // Радиотехника. – М., 2007.
2. Соловьёв О.В. Анализ процесса формирования вихревых следов за летательным аппаратом [Текст] / О.В. Соловьёв, В.Н. Кобрин, В.В. Чмовж // Системы озброєння і військова техніка. – 2013. – № 2 (34). – С. 93-98.
3. 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 24.02.2016

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

## РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОКУТНИХ КРИЛ З УРАХУВАННЯМ ВПЛИВУ ЕКРАНУ

С.М. Порошин, О.В. Соловійов, П.Н. Солянік

Розглядаються результати систематичних досліджень аеродинамічних характеристик серії несущих поверхонь простої форми в плані з урахуванням впливу твердої площини розділу середовищ при їх квазістаціонарному обтіканні.

**Ключові слова:** літальний апарат, аеродинамічні характеристики.

## RESULTS RESEARCH OF AERODYNAMIC DESCRIPTIONS OF RECTANGULAR WINGS TAKING INTO ACCOUNT INFLUENCING OF SCREEN

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

The results of systematic researches of aerodynamic descriptions of series of bearings surfaces are examined stand forms in a plan taking into account influencing of hard plane of section of environments at their quasi-stationary flowing around.

**Keywords:** aircraft, aerodynamic characteristics.