

**Кощаева Е. И., Фролов В. В.**  
**E.I. Koschajeva, V.V. Frolov**

### ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКРАНОПЛАНА ТИПА В

### DEFINING THE AERODYNAMIC PROPERTIES OF AN A-TYPE WIG AIRCRAFT



**Кощаева Екатерина Ивановна** – аспирант кафедры «Технология самолетостроения» Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета (Россия, Комсомольск-на-Амуре); 681013, Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27. E-mail: [kete1984@mail.ru](mailto:kete1984@mail.ru).

**Ms.Yekaterina I. Koschajeva** – PhD candidate, Dep. Of Aircraft Engineering of the State Komsomolsk-on-Amur Technical University (Komsomolsk-on-Amur). Email: [kete1984@mail.ru](mailto:kete1984@mail.ru).



**Фролов Владимир Викторович** – кандидат технических наук, доцент кафедры «Технология самолетостроения» Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета (Россия, Комсомольск-на-Амуре); 681013, Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.

**Mr.Vladimir V. Frolov** – PhD in Engineering, Associate Professor, Dep. Of Aircraft Engineering of the State Komsomolsk-on-Amur Technical University (Komsomolsk-on-Amur).

**Аннотация.** В статье рассмотрены различные теории расчета аэродинамических характеристик крыла вблизи экрана и точность этих теорий с точки зрения применения их на практике.

**Summary.** The paper reviews a number of design theories for the calculation of aerodynamic properties of a wing gliding close to ground, and their accuracy in practical application.

**Ключевые слова:** экраноплан, крыло, аэродинамические коэффициенты, оценка теорий.

**Keywords:** WIG aircraft, wing, aerodynamic coefficients, theory evaluation.

УДК 553.6.013

Известно, что при полете вблизи экрана уменьшается индуктивное сопротивление и увеличивается подъемная сила крыла, что приводит к существенному увеличению аэродинамического качества летательного аппарата. Снижение индуктивного сопротивления происходит вследствие уменьшения схода потока за крылом, а подъемная сила возрастает из-за увеличения давления на нижней поверхности крыла вследствие уменьшения скорости потока между крылом и экраном.

В настоящее время существует большое количество теорий для расчета аэродинамических характеристик крыла вблизи экрана. В связи с этим целесообразно рассмотреть точность этих теорий с точки зрения применения их на практике.

Согласно работе [2], зависимость индуктивного сопротивления от коэффициента подъемной силы крыла имеет вид

$$C_{xi} = (1 - \sigma) \cdot \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda},$$

где  $\sigma$  – поправка, которая учитывает уменьшение индуктивного сопротивления крыла при приближении к экрану;  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы крыла;  $\lambda$  – геометрическое удлинение крыла.

Поправка  $\sigma$  определяется по формуле

$$\sigma = \exp(-2,48 \bar{h}_1^{0,768}), \quad \bar{h}_1 = \frac{h_1}{l},$$

где  $h_1$  – расстояние от экрана до точки, соответствующей 1/4 хорды крыла (см. рис. 1);  $l$  – размах крыла.

Согласно рис. 1, величина  $\bar{h}_1$  будет определяться из выражения

$$\bar{h}_1 = \frac{\bar{h} + 0,75 \cdot \sin \alpha}{\lambda},$$

где  $\bar{h}$  – относительная высота полета;  $\alpha$  – угол атаки.

$$\bar{h} = \frac{h}{b}.$$

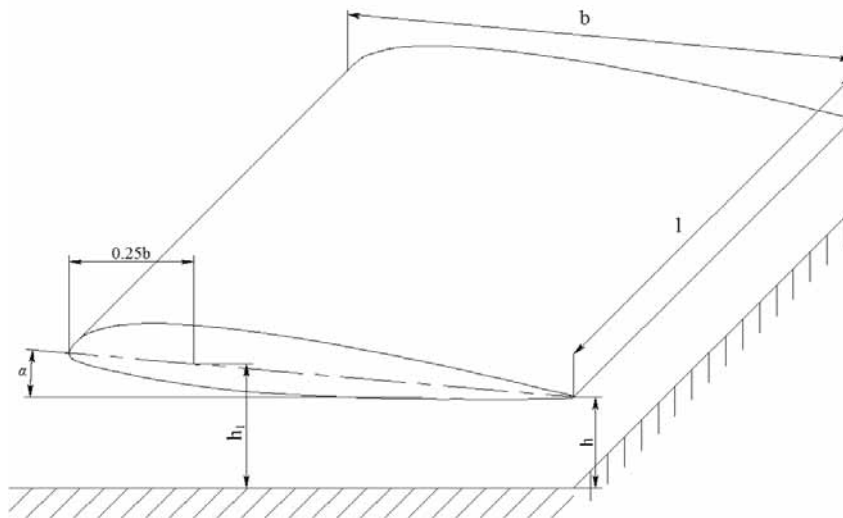


Рис. 1. Профиль крыла

Для построения зависимости  $C_{ya}(\alpha, \bar{h})$  при изменении относительной высоты необходимо определить изменение угла схода потока  $\Delta\varepsilon$  за крылом в градусах при заданных значениях угла атаки  $\alpha$  и коэффициента  $C_{ya}$

$$\Delta\varepsilon = \frac{18,24 C_{ya} \sigma}{\lambda}.$$

При заданном  $C_{ya}$  новый угол атаки  $\alpha_{\text{нов}}$  определится по формуле

$$\alpha_{\text{нов}} = \alpha - \Delta\varepsilon.$$

Согласно квадрупольной теории А.Н. Панченкова [4], аэродинамические коэффициенты ( $C_{xi}$ ,  $C_{ya}$ ) крыла произвольного удлинения вблизи экрана будут определяться по формулам

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \cdot \lambda} \cdot \zeta.$$

$$C_y = \frac{\Psi \cdot a_\infty \cdot \alpha}{C_2(\lambda) \cdot \left(1 + \frac{\Psi \cdot \zeta \cdot a_\infty}{\pi \cdot \lambda_\phi}\right)},$$

где  $\Psi$  – фактор подъемной силы;  $a$  – экспериментальное значение, равное 5,45;  $\alpha$  – угол атаки крыла, рад;  $\zeta$  – фактор индукции;  $\lambda_\phi$  – фиктивное удлинение крыла.

$$\lambda_\phi = \frac{\lambda \cdot C_2(\lambda)}{1 + C_1(\lambda)},$$

где  $C_2(\lambda) = e^{\frac{0,26}{\lambda}}$ ;  $C_1(\lambda) = e^{-0,26\lambda}$ .

Фактор подъемной силы

$$\Psi = 1 + \tau^2 + \frac{1}{2}\tau^4 + \frac{3}{4}\tau^6, \quad \tau = \sqrt{1 + 4\bar{h}^2} - 2\bar{h}.$$

Фактор индукции

$$\zeta = 1 - \sigma(\tau_\lambda),$$

$$\sigma(\tau_\lambda) = 0,5\tau_\lambda^2 + 0,25\tau_\lambda^4 + 0,0625\tau_\lambda^6 + 0,0469\tau_\lambda^8 + 0,0257\tau_\lambda^{10} + 0,0188\tau_\lambda^{12} + 0,0091\tau_\lambda^{14}$$

$$\tau_\lambda = \sqrt{1 + 4\bar{H}^2} - 2\bar{H},$$

где  $\bar{H}$  – относительное отстояние по размаху крыла

$$\bar{H} = \frac{\bar{h}}{\lambda}.$$

На основе результатов проведенного численного эксперимента методом квадратичной аппроксимации автором [1] получены формулы для расчета коэффициентов подъемной силы и индуктивного сопротивления для крыла прямоугольной формы:

$$C_y = (\alpha, \bar{h}, \lambda) = 1,5 \cdot \frac{\alpha^{0,942} \cdot \lambda^{0,783}}{\bar{h}^{0,246}},$$

$$C_{xi}(\alpha, \bar{h}, \lambda) = 2,24 \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda} \bar{h}^{0,737}.$$

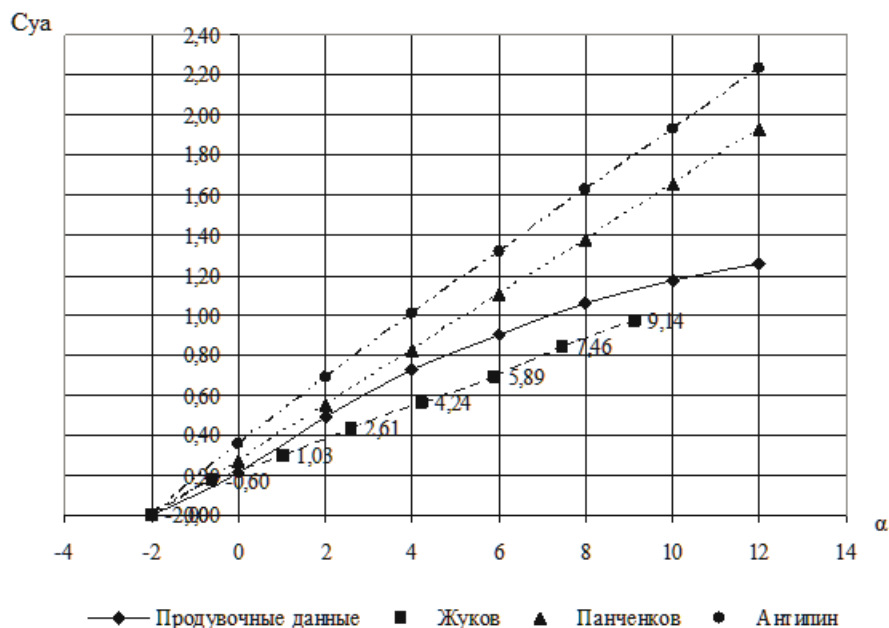


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Результаты расчетов, выполненных по вышеуказанным теориям при следующих исходных данных: аэродинамические характеристики прямоугольного крыла (взяты с результатов продувок [3]) при  $\lambda = 5$  и  $\bar{h} = 0,15$  в диапазоне углов  $\alpha = 0 - 12^\circ$  при  $\alpha_0 = -2^\circ$ , приведены на рис. 2, 3.

Из рис. 2, 3 видно, что наиболее точные расчеты по определению аэродинамических коэффициентов показывает теория В.И. Жукова. Это объясняется тем, что в этой теории учитывается только изменение индуктивного сопротивления, что предполагает наличие исходных зависимостей (поляры  $C_{ya}(C_{xa})$  и  $C_{ya}(\alpha)$ ). Данные зависимости могут быть взяты по продувкам крыльев различных удлинений вне экрана.

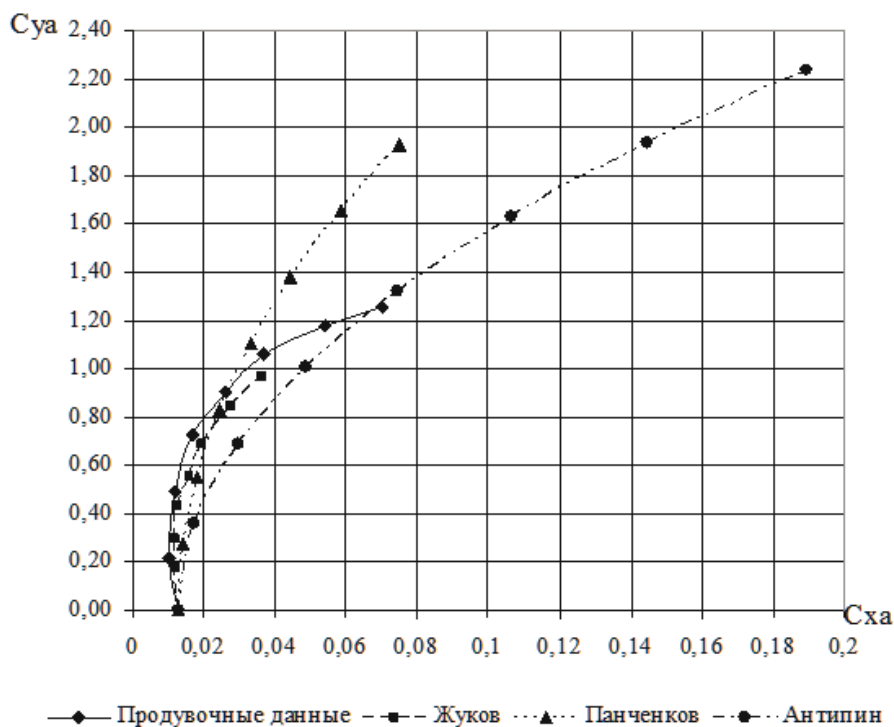


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления

Менее точными являются теории А.Н. Панченкова и М.И. Антипина. Это связано с тем, что аэродинамические коэффициенты считаются по формулам, зависящим от относительной высоты полета и прямо пропорциональным углу атаки, что противоречит результатам продувок [3]. Особенно это проявляется при малых отстояниях крыла от экрана, что, в свою очередь, приводит к большим погрешностям в расчетах аэродинамических характеристик.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Антипин, М. И. Анализ и выбор рациональной аэродинамической компоновки экраноплана : автореф. дисс. ... канд. техн. наук / М. И. Антипин. – Иркутск, 2009.
2. Жуков, В. И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана / В. И. Жуков. – М. : Изд. отдел ЦАГИ, 1997. – 80 с.
3. Мусатов, Р. А. Особенности влияния удлинения прямоугольных крыльев на аэродинамические характеристики вблизи экрана / Р. А. Мусатов. – Гидроавиасалон, 2002. – С. 273-280.
4. Панченков, А. Н. Экспертиза экранопланов / А. Н. Панченков, П. Т. Драчев, В. Н. Любимов. – Новгород : ООО «Типография «Поволжье», 2006. – 635 с.