

Интернет-журнал «Наукovedение» ISSN 2223-5167 <http://naukovedenie.ru/>

Том 9, №2 (2017) <http://naukovedenie.ru/vol9-2.php>

URL статьи: <http://naukovedenie.ru/PDF/90TVN217.pdf>

Статья опубликована 25.04.2017

**Ссылка для цитирования этой статьи:**

Галемин Е.К. Моделирование обтекания объемного крыла у экрана // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ» Том 9, №2 (2017) <http://naukovedenie.ru/PDF/90TVN217.pdf> (доступ свободный). Загл. с экрана. Яз. рус., англ.

**УДК 533.6.011**

**Галемин Евгений Константинович**

ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана  
(национальный исследовательский университет)»  
Филиал в г. Калуга, Россия, Калуга<sup>1</sup>  
Кандидат технических наук, доцент  
E-mail: [ekgalemin@mail.ru](mailto:ekgalemin@mail.ru)

## Моделирование обтекания объемного крыла у экрана

**Аннотация.** Как известно, аэродинамические характеристики объемного и тонкого крыльев существенно различаются. Экранирующая поверхность оказывает на них дополнительное влияние. В статье разработана методика расчёта поля скоростей и давлений на поверхности объемного крыла при обтекании его у экрана. Влияние экрана моделируется введением дополнительного зеркально отображённого крыла, которое представляется пластиной, имеющей форму срединной плоскости реального крыла.

Реальное и отображенное крылья моделируются вихревыми поверхностями, образованными системой косых подковообразных вихрей. Присоединённые части вихрей располагаются на лучах, проведенных на одинаковых относительных расстояниях от передней кромки крыла, а свободные вихри являются продолжением присоединённых и сходят с поверхности крыла по набегающему потоку. Особенностью примененной вихревой модели является непрерывность распределения вихрей по хорде крыла. Для вычисления вызванных вихревой системой скоростей используется формула Био-Савара. Разработана схема, позволяющая учесть геометрию профиля и форму крыла в плане. Интенсивности вихрей рассчитываются из уравнений непроницаемости, которые составляются для точек поверхности крыла, взятых в средних сечениях панелей, на которые делится полуразмах крыла.

Для этих же точек затем вычисляются касательные к верхней и нижней поверхностям крыла скорости и коэффициенты давления. Разработанный метод можно применить и для тонких крыльев.

**Ключевые слова:** вихревая поверхность; экран; объемное крыло; вызванная скорость

### Введение

Как известно из экспериментов, аэродинамические характеристики тонких и объемных крыльев существенно различаются. В большей степени это различие наблюдается для малых относительных удлинений и при увеличении относительной толщины крыла.

---

<sup>1</sup> 248000, Калуга, ул. Баженова, 2

Известны работы ряда авторов, в которых задача исследования аэродинамики объемного крыла решается различными методами и для различных условий. Так в работах [5, 3] обтекание объемных крыльев моделируется методом дискретных вихрей. В [4] этот же метод применен для крыла, движущегося у экрана. В работах [11, 1] исследование обтекания объемного крыла вблизи экрана основано на прямом решении осреднённых уравнений Навье-Стокса. В работе [6] для расчета аэродинамики телесного крыла использовано сочетание методов вихревой поверхности и источников. Известен также подход, когда задачи аэродинамики объемных крыльев решаются методом непрерывной вихревой поверхности [7]. Этот метод разрабатывался профессором Пастуховым А.И., для объемных крыльев применен в работах [8, 9]. В настоящей статье метод непрерывной вихревой поверхности применен для случая обтекания объемного крыла у экрана.

### Вихревая схема

Полуразмах крыла  $l/2$  делится на  $n$  продольных панелей одинаковой ширины равной  $l/(2n)$ . Верхняя и нижняя стороны крыла заменяются непрерывными вихревыми поверхностями, образованными системой косых подковообразных вихрей. Присоединенные части вихрей располагаются на лучах, проведенных на одинаковых относительных расстояниях от передней кромки крыла. Принимается, что эти лучи проходят через контуры средних сечений панелей и параллельны срединной плоскости крыла  $Oxz$  [9]. Свободные вихри являются продолжением присоединенных, сходят с поверхности крыла и направлены по набегающему потоку.

Для создания эффекта экрана вводится зеркально отображенное от экрана крыло II, которое представляется пластиной, имеющей форму срединной плоскости реального крыла I (рисунок 1).

Полуразмах отображенного крыла II делится на  $n$  панелей так же, как и у реального крыла и заменяется вихревой поверхностью. Присоединенные вихри располагаются на лучах, проведенных на одинаковых относительных расстояниях от передней кромки крыла. Свободные вихри лежат в плоскости отображенного крыла. Интенсивность вихрей  $\gamma_i$  считается заданной, рассчитывается для крыла в свободном потоке по методике [7].

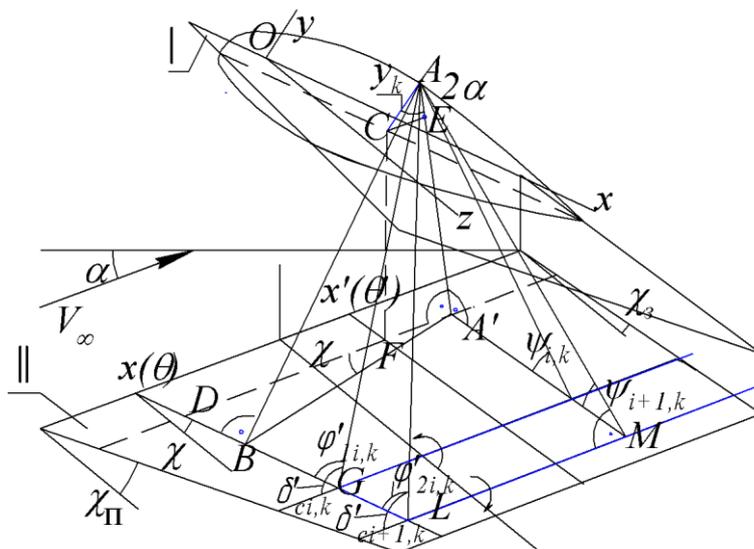


Рисунок 1. Схема к вычислению вызванных скоростей (составлено автором)

Для вычисления скоростей, вызванных вихрями модели отображенного крыла, в точках поверхности реального крыла применен подход, использованный в [10], [2] и проиллюстрирован рисунком 1.

### Вычисление скоростей, вызванных присоединенными вихрями модели отображенного крыла

Введем обозначения:  $x$  и  $x'$  - координаты лучей в корневом сечении, на которых располагаются, соответственно, вихрь и точка, в которой вычисляются вызванные скорости. В относительных координатах эти и другие параметры имеют вид:

$$\cos \theta = -x/(0,5b_0), \quad \cos \theta' = -x'/(0,5b_0), \quad \lambda^* = l/b_0,$$

$$\lambda_n = l/(b_0 n), \quad a_i^* = 1 - (i + 0,5)\lambda_n \cdot \operatorname{tg} \chi^{**},$$

$$a_{i+1}^* = 1 - (i + 1)\lambda_n \cdot \operatorname{tg} \chi^{**}, \quad a_i = 1 - i\lambda_n^* \cdot \operatorname{tg} \chi^{**},$$

$$\operatorname{tg} \chi^{**} = 0,5(\operatorname{tg} \chi_i - \operatorname{tg} \chi_c).$$

Здесь  $b_0$  - длина корневой хорды крыла,  $\chi_{II}$  и  $\chi_3$  - углы стреловидности, соответственно, передней и задней кромок крыла.

Проекция элементарной скорости, вызванной в точке А присоединенными вихрями обеих половин отображенного крыла с координатой  $\theta$  в корневом сечении в соответствии с формулой Био-Савара, найдутся в виде (рисунок 1):

$$dv_{\bar{i},kx}(\theta') = -\frac{\gamma_i a_i^* \cos^2 \chi}{4\pi \cos 2\alpha} \left( \frac{\cos \varphi'_{2i,k} - \cos \varphi'_{1i,k}}{h'_{i,k}} \sin \varepsilon'_{i,k} + \frac{\cos \varphi''_{2i,k} - \cos \varphi''_{1i,k}}{h''_{i,k}} \sin \varepsilon''_{i,k} \right) \sin \theta d\theta$$

$$dv_{\bar{i},ky}(\theta') = \frac{\gamma_i a_i^* \cos \chi}{4\pi \sin 2\alpha} \left( \frac{\cos \varphi'_{2i,k} - \cos \varphi'_{1i,k}}{h'_{i,k}} \cos \varepsilon'_{i,k} + \frac{\cos \varphi''_{2i,k} - \cos \varphi''_{1i,k}}{h''_{i,k}} \cos \varepsilon''_{i,k} \right) \sin \theta d\theta$$

$$dv_{\bar{i},kz}(\theta') = \frac{\gamma_i a_i^* \cos \chi \sin \chi}{4\pi \sin 2\alpha} \left( \frac{\cos \varphi'_{2i,k} - \cos \varphi'_{1i,k}}{h'_{i,k}} \sin \varepsilon'_{i,k} + \frac{\cos \varphi''_{2i,k} - \cos \varphi''_{1i,k}}{h''_{i,k}} \sin \varepsilon''_{i,k} \right) \sin \theta d\theta.$$

Вычисление проекции этой же скорости на нормаль к поверхности реального крыла в точке А поясняет рисунок 2

$$dv_{\bar{i},k}^n = dv_{\bar{i},kx} \cos \alpha_{i,k} + dv_{\bar{i},ky} \sin \alpha_{i,k}$$

где  $\alpha_{mk}$  угол между нормалью к поверхности крыла в точке А и плоскостью  $Oxz$ .

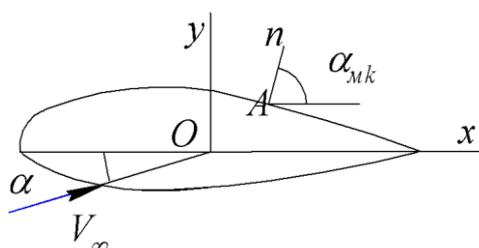


Рисунок 2. Схема к вычислению нормальной скорости (составлено автором)

Для всех присоединенных вихрей  $i$ -х панелей обеих половин отображенного крыла проекцию скорости на нормаль к поверхности реального крыла в точке А получим, проинтегрировав это выражение

$$v_{i,k}^n(\theta') = \frac{a_i^* \cos \chi}{4\pi} \int_0^\pi \gamma_i \left[ \frac{\cos \varphi'_{2i,k} - \cos \varphi'_{1i,k}}{h'_{i,k}} \left( \frac{\cos \varepsilon'_{i,k} \sin \alpha_{i,k}}{\sin 2\alpha} - \frac{\sin \varepsilon'_{i,k} \cos \chi \cos \alpha_{i,k}}{\cos 2\alpha} \right) + \right. \\ \left. + \frac{\cos \varphi''_{2i,k} - \cos \varphi''_{1i,k}}{h''_{i,k}} \left( \frac{\cos \varepsilon''_{i,k} \cos \alpha_{i,k}}{\sin 2\alpha} - \frac{\sin \varepsilon''_{i,k} \cos \chi \sin \alpha_{i,k}}{\cos 2\alpha} \right) \right] \sin \theta d\theta.$$

Параметры  $h_i, \varphi_1, \varphi_2, \varepsilon$  определяются в соответствии с рисунком 1. Для присоединенных вихрей левой половины отображенного крыла они находятся в виде:

$$h'_{i,k} = AB = \sqrt{(AA')^2 + (A'B)^2} = \\ = \left\{ (y_k \cos 2\alpha + S_{i,k} \cos \alpha)^2 + [y_k \sin 2\alpha + S_{i,k} \sin \alpha + a_k (\cos \theta - \cos \theta')]^2 (\cos \chi)^2 \right\}^{1/2}; \\ S_{i,k} = 2\bar{h} + \left\{ 2[\lambda - (k + 0,5)\lambda_n] \operatorname{tg} x_3 + 2a_k (1 + \cos \theta) \right\} \sin \alpha;$$

$\bar{h}$  - относительное расстояние от торцового сечения крыла до экрана;

$$\cos \varphi'_{1i,k} = \frac{\sigma_{1i,k}}{\sqrt{(\sigma'_{1i,k})^2 + (\bar{h}'_{i,k})^2}};$$

$$\cos \varphi'_{2i,k} = \frac{\sigma_{2i,k}}{\sqrt{(\sigma'_{2i,k})^2 + (\bar{h}'_{i,k})^2}};$$

$$\sigma'_{1i,k} = BG = \frac{[i - (k + 0,5)]\lambda_n}{\cos \chi} - w_{i,k} \sin \chi;$$

$$\sigma''_{2i,k} = BL = \sigma'_{1i,k} + \frac{\lambda_n}{\cos \chi};$$

$$w_{i,k} = A'D = y_k \sin 2\alpha + S_{i,k} \sin \alpha + a_k (\cos \theta - \cos \theta');$$

$$\cos \varepsilon'_{i,k} = \frac{A'B}{AB} = \frac{w_{i,k} \cos \chi}{h'_{i,k}};$$

$$\bar{y}_k = \frac{y_k}{b_0/2} \text{ - относительная координата } y \text{ точки } A.$$

Суммируя по всем панелям, получим нормальную скорость, вызванную присоединенными вихрями отображенного крыла в точке А поверхности реального крыла

$$v_{i,k}^n = \sum_{i=0}^{n-1} v_{i,k}^n.$$

### Вычисление скоростей, вызванных свободными вихрями модели отображенного крыла

В соответствии с формулой Био-Савара о вихревом влиянии проекции на оси  $x, y, z$  скорости, вызванной элементарными свободными вихрями, сходящими с торцов  $i$ -х панелей обеих половин отображенного крыла, с координатой  $\theta$  в корневом сечении, могут быть получены в виде

$$dv_{ci,kx} = \omega_{i,k} \sin 2\alpha \cdot \sin \theta d\theta;$$

$$dv_{ci,ky} = -\omega_{i,k} \cos 2\alpha \cdot \sin \theta d\theta;$$

$$dv_{ci,kz} = \frac{\gamma_i a_i^* \cos \chi}{4\pi} \cdot \left( \frac{1 + \cos \delta'_{i,k}}{h'_{ci,k}} \cdot \sin \psi'_{i,k} - \frac{1 + \cos \delta'_{i+1,k}}{h'_{ci+1,k}} \cdot \sin \psi'_{i+1,k} + \right. \\ \left. + \frac{1 + \cos \delta''_{i,k}}{h''_{ci,k}} \cdot \sin \psi''_{i,k} - \frac{1 + \cos \delta''_{i+1,k}}{h''_{ci+1,k}} \cdot \sin \psi''_{i+1,k} \right) \sin \theta d\theta.$$

Здесь  $h'_c$  и  $h''_c$  - длины перпендикуляров, опущенных из точки А на оси свободных вихрей, сходящих с левой и правой половин отображенного крыла,

$$\omega_{i,k} = \frac{\gamma_i a_i^* \cos \chi}{4\pi} \cdot \left( \frac{1 + \cos \delta'_{i,k}}{h'_{ci,k}} \cdot \cos \psi'_{i,k} - \frac{1 + \cos \delta'_{i+1,k}}{h'_{ci+1,k}} \cdot \cos \psi'_{i+1,k} + \right. \\ \left. + \frac{1 + \cos \delta''_{i,k}}{h''_{ci,k}} \cdot \cos \psi''_{i,k} - \frac{1 + \cos \delta''_{i+1,k}}{h''_{ci+1,k}} \cdot \cos \psi''_{i+1,k} \right).$$

Проекция элементарной скорости  $dv_{ci,k}(\theta')$  на нормаль к поверхности реального крыла в точке А:

$$dv_{ci,k}^n(\theta') = dv_{ci,kx} \cos \alpha_{mk} + dv_{ci,ky} \sin \alpha_{mk}.$$

Вызванная в точке А всеми свободными вихрями  $i$ -х панелей обеих половин отображенного крыла скорость в проекции на нормаль к поверхности реального крыла получим, проинтегрировав последнее выражение

$$v_{ci,k}^n(\theta') = \int_0^{\pi} (\omega_{i,k} \sin 2\alpha \cos \alpha_{mk} - \omega_{i,k} \cos 2\alpha \sin \alpha_{mk}) \sin \theta d\theta.$$

Параметры  $h_c, \delta, \psi$  определяются в соответствии с рисунком 1. Для свободных вихрей левой половины отображенного крыла они находятся в виде:

$$h'_{ci,k} = \sqrt{(y_k \cos 2\alpha + S_{i,k} \cos \alpha)^2 + \{[i - (k + 0,5)\lambda_n]\}^2};$$

$$h'_{ci+1,k} = \sqrt{(y_k \cos 2\alpha + S_{i,k} \cos \alpha)^2 + \{[i + 1 - (k + 0,5)\lambda_n]\}^2};$$

$$\cos \delta'_{ci,k} = -\frac{\eta_{i,k}}{\sqrt{h'^2_{ci,k} + \eta_{i,k}^2}};$$

$$\cos \delta'_{ci+1,k} = -\frac{\eta_{i+1,k}}{\sqrt{(h'_{ci+1,k})^2 + (\eta_{i+1,k})^2}};$$

$$\eta_{i,k} = y_k \cos 2\alpha + S_{i,k} \sin \alpha + a_k (\cos \theta - \cos \theta') - (i - (k + 0,5))\lambda_n \operatorname{tg} \chi;$$

$$\eta_{i+1,k} = y_k \cos 2\alpha + S_{i,k} \sin \alpha + a_k (\cos \theta - \cos \theta') - [i + 1 - (k + 0,5)]\lambda_n \operatorname{tg} \chi;$$

$$\cos \psi'_{i,k} = \frac{[i - (k + 0,5)\lambda_n]}{h'_{ci,k}}; \quad \cos \psi'_{i+1,k} = \frac{[i + 1 - (k + 0,5)\lambda_n]}{h'_{ci+1,k}}.$$

Нормальная составляющая полной скорости, вызванной всеми свободными вихрями отображенного крыла в точке А  $k$ -й панели

$$v_{ck}^n = \sum_{i=0}^{n-1} v_{ci,k}^n.$$

### Уравнение непроницаемости

Для точки верхней и нижней поверхностей реального крыла с учетом вихрей отображенного крыла уравнения непроницаемости имеют вид:

$$\begin{cases} \bar{v}'_{i k}{}^{n(\hat{a})} + \bar{v}'_{ck}{}^{n(\hat{a})} + \bar{v}_{i k}{}^{n(\hat{a})} + \bar{v}_{ck}{}^{n(\hat{a})} = \cos(\alpha_i^{(\hat{a})} - \alpha); \\ \bar{v}'_{i k}{}^{n(i)} + \bar{v}'_{ck}{}^{n(i)} + \bar{v}_{i k}{}^{n(i)} + \bar{v}_{ck}{}^{n(i)} = \cos(\alpha_i^{(i)} - \alpha). \end{cases}$$

Индексами  $\hat{a}$  и  $n$  обозначены скорости, вызванные в точках средних сечений  $k$ -х панелей, верхней или нижней поверхностей реального крыла.  $v'_{i k}{}^{n(\hat{a})}, v'_{\bar{i} k}{}^{n(\hat{a})}, v'_{i k}{}^{n(i)}, v'_{\bar{i} k}{}^{n(i)}$  - скорости вызванные вихревой системой самого крыла, рассчитываются по методике, изложенной в работе [9]. Являются функциями вихревой плотности  $\gamma_i^{\hat{a}}$  и  $\gamma_i^H$  для  $i$ -й панели верхней и нижней поверхностей реального крыла.

$v'_{i k}{}^{n(\hat{a})}, v'_{\bar{i} k}{}^{n(\hat{a})}, v'_{i k}{}^{n(i)}, v'_{\bar{i} k}{}^{n(i)}$  - скорости, вызванные вихревой системой отображенного крыла, рассчитываются по методу, изложенному в настоящей работе.

Представим  $\gamma_i^{\hat{a}}, \gamma_i^H, \gamma_i$  тригонометрическими рядами:

$$\gamma_i^e = 2 \left( A_{oi} \cdot ctg \theta/2 + \sum_{q=1}^P A_{qi} \sin q\theta \right);$$

$$\gamma_i^h = 2 \left( B_{oi} \cdot ctg \theta/2 + \sum_{q=1}^P B_{qi} \sin q\theta \right);$$

$$\gamma_i = 2 \left( C_{oi} \cdot ctg \theta/2 + \sum_{q=1}^P C_{qi} \sin q\theta \right).$$

Вихревая плотность  $\gamma_i$  для панелей отображенного крыла, как было указано выше, рассчитывается заранее, для крыла в безграничном потоке, следовательно, коэффициенты  $C_{qi}$  известны.

Заменяем в выражениях для вызванных скоростей  $\gamma_i^e$  и  $\gamma_i^h$  рядами. Это позволяет перейти от системы интегральных уравнений непроницаемости относительно  $\gamma_i^e$  и  $\gamma_i^h$  к системе алгебраических уравнений относительно коэффициентов рядов  $A_{qi}$  и  $B_{qi}$ . В короткой форме эта система записывается в виде:

$$\sum_{i=0}^n \left[ \sum_{q=0}^P G_{qi}^e(\theta') A_{qi} + \sum_{q=0}^P D_{qi}^h(\theta') B_{qi} \right] + \bar{v}_{\Gamma k}^{ne} + v_{ck}^{ne} = \cos(\alpha_M^e - \alpha);$$

$$\sum_{i=0}^n \left[ \sum_{q=0}^P G_{qi}^h(\theta') A_{qi} + \sum_{q=0}^P D_{qi}^e(\theta') B_{qi} \right] + v_{\Gamma k}^{nh} + v_{ck}^{nh} = \cos(\alpha_M^h - \alpha).$$

Здесь  $C_{qi}^e$ ,  $C_{qi}^h$ ,  $D_{qi}^e$ ,  $D_{qi}^h$  - элементы матрицы, являющиеся сомножителями коэффициентов  $A_{qi}$  и  $B_{qi}$ . Решив совместно эту систему уравнений, найдем коэффициенты  $A_{qi}$  и  $B_{qi}$  и, следовательно, значения вихревой плотности  $\gamma_i^e$  и  $\gamma_i^h$  средних сечений панелей.

### Распределение давлений по поверхности крыла

Коэффициенты давления для точек средних сечений  $k$ -х панелей верхней и нижней стороны крыла найдём в виде:

$$C_p^{\hat{a}}(\theta') = 1 - [V_k^{\tau\hat{a}}(\theta')]^2;$$

$$C_p^{\tau\hat{f}}(\theta') = 1 - [V_k^{\tau\hat{f}}(\theta')]^2.$$

Здесь  $V_k^{\tau\hat{a}}(\theta')$  и  $V_k^{\tau\hat{f}}(\theta')$  - касательные к верхней и нижней поверхностям крыла полные относительные скорости.

$$V_k^{\tau\hat{a}}(\theta') = \left\{ \left[ \sin(\alpha_{ik} - \alpha) + (V_{i kx}^{\tau\hat{a}} + V_{ckx}^{\tau\hat{a}} + V_{i kx}^{\hat{a}} + V_{ckx}^{\hat{a}}) \sin \alpha_{ik} - \right. \right. \\ \left. \left. - (V_{i ky}^{\tau\hat{a}} + V_{cky}^{\tau\hat{a}} + V_{i ky}^{\hat{a}} + V_{cky}^{\hat{a}}) \cos \alpha_{ik} \right]^2 + (V_{i kz}^{\tau\hat{a}} + V_{ckz}^{\tau\hat{a}} + V_{i kz}^{\hat{a}} + V_{ckz}^{\hat{a}})^2 \right\}^{1/2}.$$

Для точки  $A$  нижней поверхности  $V_k^{v'}(\theta')$  находится аналогично.

### Заключение

На основе нелинейной теории непрерывной вихревой поверхности разработан метод расчёта АДХ объёмного крыла, обтекаемого у экрана. Учитываются геометрические характеристики профиля при вычислении скоростей, вызванных вихревыми системами модели.

Метод можно применить и для тонких крыльев, в этом случае  $y_k = 0$ .

### ЛИТЕРАТУРА

1. Блохин В.Н. Применение методов вычислительного эксперимента для определения аэродинамических характеристик экраноплана на крейсерском режиме движения // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. - 2012. - №3. - С. 147-154.
2. Галемин Е.К. Вихревой метод моделирования обтекания скользящего крыла у экрана // Современная наука: актуальные проблемы и пути их решения. - 2016. - №4. - С. 36-41.
3. Гурьянов И.А. Моделирование стационарного обтекания крыла конечного размаха и толщины // Труды научных чтений памяти Б.Н. Юрьева. - 1987. - С. 78-91.
4. Ермоленко С.В., Ровных А.В. Решение задачи о крыле произвольной формы в плане, движущемся вблизи экранирующей поверхности // Изв. Вузов. Авиационная техника. - 1971. - №1. - С. 5-14.
5. Ермоленко С.Д., Рягузов Е.А. Расчет аэродинамических характеристик объёмных крыльев конечного размаха, обтекаемых потенциальным несжимаемым потоком // Изв. Вузов. Авиационная техника. - 1985. - 4. - С. 43-48.
6. Маслов Л.А. К расчёту циркуляционного обтекания телесного крыла малого удлинения идеальной жидкостью // Труды ЦАГИ. - 1976. - Вып. 2005. - С. 3-20.
7. Пастухов А.И. Вихревое математическое моделирование обтекания тел потоком сплошной среды. Вып. 2. Нелинейная вихревая теория несущей поверхности. М.: Изд. МГТУ, 1994. - 66 с.
8. Пастухов А.И., Галемин Е.К. Приближённый метод расчета обтекания телесных крыльев малого удлинения на основе нелинейной теории непрерывной вихревой поверхности // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. - 1991. - №1. - С. 55-60.
9. Пастухов А.И., Галемин Е.К. К расчету аэродинамических характеристик тонких крыльев с изменяющимися по размаху профилями в несимметричном потоке. // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. - 2001. - №4. - С. 72-83.
10. Пастухов А.И., Галемин Е.К. К расчёту аэродинамических характеристик тонких крыльев с постоянной по размаху стреловидностью в несжимаемом потоке вблизи экрана // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. - 2006. - №2. - С. 3-17.
11. Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик профиля крыла вблизи поверхности земли с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT // вестник МГТУ ГА. - 2015. - №216. - С. 135-140.

**Galemin Evgenij Konstantinovich**

Moscow state technical university named after N.E. Bauman (national research university)  
Kaluga branch, Russia, Kaluga  
E-mail: [ekgalemin@mail.ru](mailto:ekgalemin@mail.ru)

## **Simulation of the flow around the volumetric wing near the screen**

**Abstract.** As is known, the aerodynamic characteristics of the volumetric and thin wings differ significantly. The screening surface has an additional effect on them. The method for calculating the velocity and pressure field on the surface of a volumetric wing is developed in the article when it is flowing near the screen. The effect of the screen is modeled by the introduction of an additional mirror-like wing, which is represented by a plate having the form of the median plane of the real wing.

Real and mapped wings are modeled by vortex surfaces formed by a system of oblique horseshoe-shaped vortices. The attached parts of the vortices are located on the rays drawn at the same relative distances from the leading edge of the wing, while the free vortices are an extension of the attached vortices and descend from the surface of the wing along the oncoming stream. The peculiarity of the applied vortex model is the continuity of the vortex distribution along the wing chord. To calculate the velocities caused by the vortex system, the Bio-Savar formula is used. A scheme has been developed to allow for the geometry of the profile and the shape of the wing in plan. The intensities of the vortices are calculated from the impermeability equations, which are compiled for the points of the wing surface taken in the middle sections of the panels into which the wing half-span is divided.

For the same points, then the tangents to the upper and lower surfaces of the velocity wing and the pressure coefficients are calculated. The developed method can be used for thin wings.

**Keywords:** vortex surface; screen; volumetric wing; speed caused