

УДК 533.6.011

DOI: 10.21869/2223-1560-2019-23-1-21-30

## Учёт влияния корпуса на обтекание крыла

Галемин Е.К.<sup>1</sup>, Агеева Е.В.<sup>2</sup> ✉

<sup>1</sup> Калужский филиал ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана», Россия, 248000, Калуга, ул. Баженова, д. 2

<sup>2</sup> ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет», Россия, 305040, Курск, ул. 50 лет Октября, 94

✉ e-mail: ageeva-ev@yandex.ru

### Резюме

*Аэродинамические характеристики комбинации крыло-фюзеляж не могут быть получены суммированием этих характеристик, рассчитанных для изолированного крыла и изолированного фюзеляжа, т.к. и крыло и фюзеляж, при обтекании их в комбинации, испытывают взаимное влияние. Учёт этого влияния может быть осуществлён разными методами: введением коэффициентов влияния формы корпуса на несущие свойства крыла; введением дискретных вихрей, вызывающих индуктивные скорости и увеличивающие местный угол атаки; панельный метод, при котором для расчёта обтекаемые поверхности заменяются плоскими панелями.*

**Целью** настоящей работы является изучение возможности применения способа учёта влияния корпуса на обтекание крыла.

**Методы.** Для учёта влияния корпуса на аэродинамику крыльев использован метод непрерывной вихревой поверхности. Крыло делится на продольные панели и представляется системой косых подковообразных вихрей. Несущие части вихрей располагаются на лучах, проведённых на одинаковых относительных расстояниях от передней кромки крыла. Свободные вихри сходят с несущих и направлены по потоку.

**Результаты.** Принимается, что корпус имеет цилиндрическую форму и заменяется системой кольцевых вихрей, непрерывно распределённых по его длине. Отрыв пограничного слоя и сворачивание его в вихревые жгуты моделируется введением дополнительных полукольцевых вихрей и сходящих с них свободных вихрей. Принимается, что свободные вихри направлены вдоль корпуса.

**Заключение.** Разработана методика расчёта вызванных этими вихревыми системами скоростей в точках крыла. Интенсивность вихрей крыла с учётом влияния корпуса рассчитывается из уравнения непроницаемости, в которое входят нормальные к крылу составляющие вызванных скоростей.

---

**Ключевые слова:** крыло; корпус; вихревая схема; вызванная скорость.

**Конфликт интересов:** Авторы декларируют отсутствие явных и потенциальных конфликтов интересов, связанных с публикацией настоящей статьи.

**Для цитирования:** Галемин Е.К., Агеева Е.В. Учёт влияния корпуса на обтекание крыла // Известия Юго-Западного государственного университета. 2019. Т. 23, № 1. С. 21-30. DOI: 10.21869/2223-1560-2019-23-1-21-30.

---

© Галемин Е.К., Агеева Е.В., 2019

## Shape Influence on Wing Flow

Evgeniy K. Galemin<sup>1</sup>, Ekaterina V. Ageeva<sup>2</sup> ✉

<sup>1</sup> Kaluga Branch of Moscow State Technical University named after N. Eh. Bauman, 2, Bazhenov str., Kaluga, 248000, Russian Federation

<sup>2</sup> Southwest State University, 94, 50 Let Oktyabrya str., Kursk, 305040, Russian Federation

✉ e-mail: ageeva-ev@yandex.ru

### Abstract

*Aerodynamic characteristics of a wing- fuselage combination cannot be received by combination of these characteristics used for an isolated wing and an isolated fuselage. It is impossible because a wing and fuselage are under mutual influence at their flow in a combination. This influence consideration can be done in different ways: introduction of influence coefficients of a shape on wing lift characteristics; introduction of discrete whirlwinds causing inductive speeds and increasing a local attack angle; a panel method at which streamline surfaces are replaced with flat panels.*

**Purpose** of this reserach is to study method of body shape influence on wing flow.

**Methods.** Method of a continuous vortex surface is used for accounting shape influence on wings' aerodynamics. The wing is divided into longitudinal panels and is represented by the system of slanting horseshoe whirlwinds. Load-bearing parts of whirlwinds are located on the beams which are located at identical relative distances from a front edge of a wing. Free whirlwinds descend from load-bearings and are directed on a stream.

**Results.** The body has cylindrical form and is replaced by ring whirlwinds system which are continuously distributed on its length. The separation of an interface and its turning in vortex plaits is modelled by introduction of additional semi-ring whirlwinds and free whirlwinds descending from them. It is possible to say that free whirlwinds are directed along the body.

**Conclusion.** Method of speed calculation caused by these vortex systems in wing points was developed. Intensity of wing whirlwinds is calculated from impermeability equation which has normal components of caused speed. It is done taking into account body influence on a wing.

---

**Key words:** wing; body; whirlwinds sheme; caused speed.

**Conflict of interest:** The Authors declare the absence of obvious and potential conflicts of interest related to the publication of this article.

**For citation:** Galemin E. K., Ageeva E. V. Shape Influence on Wing Flow. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta = Proceedings of the Southwest State University*. 2019; 23(1): 21-30 (in Russ.). DOI: 10.21869/2223-1560-2019-23-1-21-30.

\*\*\*

### Введение

Аэродинамические характеристики (АДХ) комбинации крыло-фюзеляж не могут быть получены суммированием этих характеристик, рассчитанных для изолированного крыла и изолированно-

го фюзеляжа, т.к. и крыло и фюзеляж, при обтекании их в комбинации, испытывают взаимное влияние. Учёт этого влияния может быть осуществлён разными методами. В работах [1, 2] вводятся коэффициенты влияния формы

корпуса на несущие свойства крыла. В работе [3] при расчёте АДХ комбинации крыло-фюзеляж в поток вводятся дискретные вихри, вызывающие индуктивные скорости и увеличивающие местный угол атаки. Панельный метод применён в работе [4]. Для расчёта распределённых АДХ обтекаемые поверхности заменяются плоскими панелями, на которых располагаются гидродинамические особенности.

Целью настоящей работы является изучение возможности применения способа учёта влияния корпуса на обтекание крыла.

### Методы исследования

В данной работе используется метод непрерывной вихревой поверхности

[5-11]. Для крыла принята следующая вихревая схема. Полуразмах делится на  $n$  продольных панелей с номерами  $i=0K(n-1)$  и заменяется системой косяковых подковообразных вихрей, непрерывно распределённых по этим панелям (рис. 1). Несущие части вихрей лежат на лучах, проведённых на одинаковых относительных расстояниях от передней кромки крыла. Свободные вихри сходят с несущих по краям панелей и направлены по потоку. Интенсивность каждого вихря  $\gamma_i$  в пределах панели постоянна и равна интенсивности в среднем сечении панели. Интенсивности вихрей по хорде панели переменны и определяются с учётом влияния корпуса по методике, предлагаемой в настоящем исследовании.

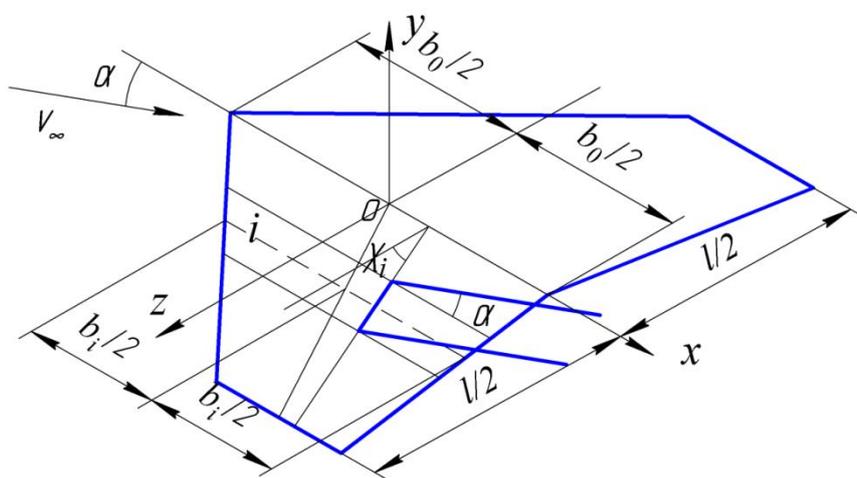


Рис. 1. Вихревая схема крыла

Принимается, что корпус в месте пристыковки крыльев имеет цилиндрическую форму. Его вихревая схема представлена кольцевыми вихрями (рис. 2). Интенсивность их  $\gamma_{ki}$  постоянна по об-

воду и переменна по длине корпуса. Для моделирования отрыва пограничного слоя и его сворачивания в вихревые жгуты на подветренной стороне вводятся дополнительные полукольце-



$$R_z = r + \frac{l}{2n}(k + 0,5) - r \sin \varphi =$$

$$= \frac{l}{2n}(k + 0,5) + r(1 - \sin \varphi).$$

Проекция единичного вектора:

$$\gamma_x^0 = 0, \quad \gamma_y^0 = \sin \varphi, \quad \gamma_z^0 = -\cos \varphi.$$

Векторное произведение  $\bar{\gamma}^0 \times \bar{R}$

представим в виде:

$$\bar{\gamma}^0 \times \bar{R} = \begin{vmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ \gamma_x^0 & \gamma_y^0 & \gamma_z^0 \\ R_x & R_y & R_z \end{vmatrix}.$$

После подстановки элементов и преобразований получим:

$$\bar{\gamma}^0 \times \bar{R} = \bar{i} \sin \varphi \times$$

$$\times \left[ \frac{l}{2n}(k + 0,5) + r(1 - \sin \varphi) \right] + \quad (2)$$

$$+ \bar{j} \cos \varphi (x' - x) - \bar{k} \sin \varphi (x' - x).$$

Проекция на оси координат скорости, вызванной полным кольцевым вихрем в точке А крыла, получим в виде:

$$dv_{kx} = \frac{\gamma_k dx}{4\pi} r \int_0^{2\pi} \frac{\sin \varphi}{R^3} \left[ \frac{l(k + 0,5)}{2n} + r(1 - \sin \varphi) \right] d\varphi; \quad (3)$$

$$dv_{ky} = \frac{\gamma_k dx}{4\pi} r (x' - x) \int_0^{2\pi} \frac{\cos \varphi}{R^3} d\varphi; \quad (4)$$

$$dv_{kz} = \frac{\gamma_k dx}{4\pi} r (x' - x) \int_0^{2\pi} \frac{\sin \varphi}{R^3} d\varphi. \quad (5)$$

Введём относительные координаты и параметры:

$$\cos \theta = -\frac{x}{b_0/2};$$

$$\cos \theta' = -\frac{x'}{b_0/2}; \quad \bar{\gamma}_k = \frac{\gamma_k}{V_\infty};$$

$$\bar{r} = \frac{r}{b_0/2}; \quad \bar{R} = \frac{R}{b_0/2}; \quad \lambda_n = \frac{l}{b_0 n}.$$

Обозначим:

$$K_{kx} = \int_0^{2\pi} \frac{\sin \varphi}{R^3} \left[ \lambda_n (k + 0,5) + \bar{r}(1 - \sin \varphi) \right] d\varphi; \quad (6)$$

$$K_{ky} = (\cos \theta - \cos \theta') \int_0^{2\pi} \frac{\cos \varphi}{R^3} d\varphi; \quad (7)$$

$$K_{kz} = (\cos \theta - \cos \theta') \int_0^{2\pi} \frac{\sin \varphi}{R^3} d\varphi. \quad (8)$$

Тогда в компактной форме и в относительных координатах выражения для проекций  $\bar{v}_k$  на оси координат будут иметь вид:

$$\bar{v}_{kx} = \frac{\bar{r}}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_k K_{kx} \sin \theta d\theta;$$

$$\bar{v}_{ky} = \frac{\bar{r}}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_k K_{ky} \sin \theta d\theta;$$

$$\bar{v}_{kz} = \frac{\bar{r}}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_k K_{kz} \sin \theta d\theta.$$

Нормальная составляющая скорости, вызванной кольцевыми вихрями, в точке А крыла  $\bar{v}_k^n = \bar{v}_{ky}$ .

## 2. Вычисление скоростей, вызванных полукольцевыми вихрями корпуса, в точках поверхности крыла

По аналогии с кольцевыми вихрями выражения для проекций скоростей, вызванных полукольцевыми вихрями, в точке А крыла имеют вид:

$$\bar{v}_{nx} = \frac{\bar{r}}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_n K_{nx} \sin \theta d\theta;$$

$$\bar{v}_{ny} = \frac{\bar{r}}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_n K_{ny} \sin \theta d\theta;$$

$$\bar{v}_{nz} = \frac{\bar{r}}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_n K_{nz} \sin \theta d\theta.$$

Здесь  $\bar{\gamma}_n = \frac{\gamma_n}{V_\infty}$  – относительная вихревая плотность полукольцевых вихрей. Выражения для  $K_{nx}$ ,  $K_{ny}$ ,  $K_{nz}$  аналогичны (6,7,8), но интегрирование выполняется на интервале  $[-\varphi_{кр}; +\varphi_{кр}]$ .

Нормальная к поверхности крыла в точке А составляющая скорости, вызванной полукольцевыми вихрями,  $\bar{v}_n = \bar{v}_{ny}$ .

### 3. Вычисление скоростей в точках поверхности крыла, вызванных свободными вихрями корпуса

Зона отрыва моделируется полукольцевыми присоединёнными вихрями, непрерывно распределёнными по подветренной стороне корпуса. Сходящие с их концов свободные вихри направлены вдоль корпуса, т.е. параллельны оси Ох, и образуют два вихревых жгута. Такое ориентирование вих-

ревой системы учитывает образование вихревых жгутов в зоне пристыковки крыла к корпусу. В соответствии с [12] принимаем, что интенсивность полукольцевых и сходящих с них свободных вихрей постоянна по полуобводу и переменна по длине корпуса.

Скорость, вызываемую в точке А крыла свободным полубесконечным вихрем, вычислим по формуле Био-Савара в виде

$$dv_{сп} = \frac{\gamma_n dx}{4\pi h_{сп}} (1 + \cos \delta_{сп}),$$

где  $h_{сп}$  – длина перпендикуляра, опущенного из точки А на свободный вихрь,  $\delta_{сп}$  – угол между свободным вихрем и прямой, проведённой из точки А в точку схода вихря. В соответствии с рисунками 2 и 3 для левого свободного вихря в безразмерном виде:

$$\bar{h}_{сп}^n = AD = \sqrt{[\lambda_n (i + 0.5) + \bar{r}(1 - \sin \varphi_{кр})]^2 + \bar{r}^2 \cos^2 \varphi_{кр}};$$

$$\cos \delta_{сп}^n = \frac{CD}{AC} = \frac{1 - \cos \theta' + \lambda_n \operatorname{tg} \chi}{\sqrt{(\bar{h}_{сп}^n)^2 + (\cos \theta - \cos \theta' + \lambda_n \operatorname{tg} \chi)^2}};$$

$$\cos \psi_{сп}^n = \frac{AD'}{AD} = \frac{\lambda_n (i + 0.5) + \bar{r}(1 - \sin \varphi_{кр})}{\bar{h}_{сп}^n}.$$

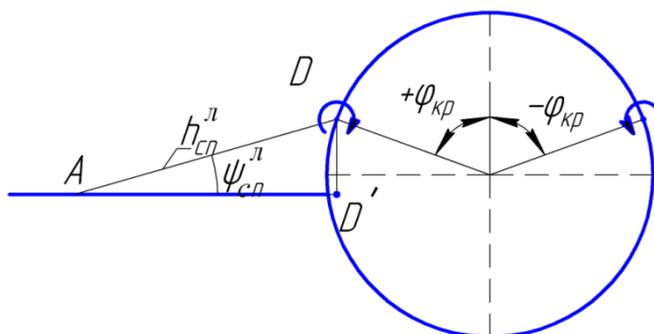


Рис. 3. Схема к вычислению скоростей от свободных вихрей корпуса

Для правого свободного вихря  $h_{cn}^n$ ,  $\cos \delta_{cn}^n$ ,  $\cos \psi_{cn}^n$  вычисляются аналогично с учётом диаметра корпуса.

В относительных координатах и величинах в точке А проекции на оси координат скорости, вызванной всеми свободными вихрями, сходящими с полукольцевых вихрей и образующими жгуты, получим в виде:

$$\begin{aligned} \bar{v}_{cnx} &= 0; \\ \bar{v}_{cny} &= \frac{1}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_n \left( \frac{1 + \cos \delta_{cn}^n}{\bar{h}_{cn}^n} \cos \psi_{cn}^n - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1 + \cos \delta_{cn}^n}{\bar{h}_{cn}^n} \cos \psi_{cn}^n \right) \sin \theta d\theta; \\ \bar{v}_{cnz} &= \frac{1}{4\pi} \int_0^\pi \bar{\gamma}_n \left( \frac{1 + \cos \delta_{cn}^n}{\bar{h}_{cn}^n} \sin \psi_{cn}^n + \right. \\ &\quad \left. + \frac{1 + \cos \delta_{cn}^n}{\bar{h}_{cn}^n} \sin \psi_{cn}^n \right) \sin \theta d\theta. \end{aligned}$$

Нормальная составляющая этой скорости  $\bar{v}_{cn}^n = \bar{v}_{cny}$ .

#### 4. Уравнение непроницаемости

Условие равенства в точке А крыла нормальных к его поверхности составляющих скоростей, вызванных вихревыми системами корпуса и крыла, и нормальной составляющей скорости набегающего потока имеет вид

$$\begin{aligned} \bar{v}_k^n(\theta') + \bar{v}_n^n(\theta') + \bar{v}_{cn}^n(\theta') + \\ + \bar{v}_n^n(\theta') + \bar{v}_c^n(\theta') = \sin \alpha, \end{aligned} \quad (9)$$

где  $\bar{v}_n^n(\theta')$  и  $\bar{v}_c^n(\theta')$  – скорости, вызванные в точке А присоединёнными и свободными вихрями крыла;

$\bar{v}_k^n(\theta')$ ,  $\bar{v}_n^n(\theta')$ ,  $\bar{v}_{cn}^n(\theta')$  – являются функциями вихревых плотностей коль-

цевых  $\bar{\gamma}_k$  и полукольцевых  $\bar{\gamma}_n$  вихрей. Как было указано выше,  $\bar{\gamma}_k$  и  $\bar{\gamma}_n$  рассчитываются предварительно для изолированного корпуса.

$\bar{v}_n^n(\theta')$  и  $\bar{v}_c^n(\theta')$  рассчитываются по методике [5]. Этот метод применён в [6, 7] и других работах автора.  $\bar{v}_n^n(\theta')$  и  $\bar{v}_c^n(\theta')$  являются функциями вихревой плотности крыла  $\bar{\gamma}_i$ . Представим  $\bar{\gamma}_i$  тригонометрическим рядом  $\bar{\gamma}_i = 2 \left( A_{0i} \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2} + \sum_{q=1}^p A_{qi} \sin q\theta \right)$  и уравнение непроницаемости (9) запишем в виде

$$\begin{aligned} \bar{v}_k^n(\theta') + \bar{v}_n^n(\theta') + \bar{v}_{cn}^n(\theta') + \\ + \sum_{i=0}^n \left[ \sum_{q=0}^p G_{qi}(\theta') A_{qi} \right] = \sin \alpha. \end{aligned} \quad (10)$$

Это система алгебраических уравнений относительно коэффициентов ряда  $A_{qi}$ .  $G_{qi}(\theta')$  – элементы матрицы, являющиеся сомножителями коэффициентов  $A_{qi}$ . Решив систему (10), определим коэффициенты  $A_{qi}$  и, следовательно, распределение вихревой плотности  $\gamma_i$  по средним сечениям панелей, на которые делится крыло.

#### Заключение

Разработана методика расчёта вызванных этими вихревыми системами скоростей в точках крыла. Интенсивность вихрей крыла с учётом влияния корпуса рассчитывается из уравнения непроницаемости, в которое входят нормальные к крылу составляющие вызванных скоростей.

### Список литературы

1. Фролов В.А., Шахов В.Г. Расчёт коэффициента влияния формы корпуса на несущие свойства крыла // Вопросы моделирования процессов газовой динамики и аэродинамики: межвузовский сборник. Ташкент, 1985. С. 44-55.
2. Бурого С.Г. Приближённый метод расчёта нормальной силы комбинации тела вращения с крылом в среднем положении при больших углах атаки // Труды МАИ. 1979. Вып. 495. С. 3-7.
3. Чватов Л.В. Применение метода дискретных вихрей к расчёту стационарных аэродинамических характеристик комбинации крыло-фюзеляж // Труды МАИ. 1977. Вып. 385. С. 20-25.
4. Шевяков В.И. Расчёт распределённых аэродинамических характеристик на трёхмерном летательном аппарате панельным методом // Вопросы аэродинамики летательных аппаратов и их частей: тем. сб. науч. тр. М., 1988. С. 17-26.
5. Пастухов А.И. Вихревое математическое моделирование обтекания тел потоком сплошной среды. Вып. 2. Нелинейная вихревая теория несущей поверхности. М.: Изд-во МГТУ, 1994. 66 с.
6. Пастухов А.И., Галемин Е.К. Приближённый метод учёта влияния несущих, управляющих и стабилизирующих поверхностей на аэродинамику корпуса летательного аппарата в потоке несжимаемой среды // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2000. №2. С. 10-25.
7. 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.
8. Пастухов А.И., Галемин Е.К. К расчёту 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.
9. Pastukhov A.I., Galemin Ye.K. To calculation of aerodynamic characteristics of thin wings with constant spanwise sweep in incompressible flow near screen // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2006. № 2 (63). С. 127.
10. Пастухов А.И., Галемин Е.К. К задаче о крыле, движущемся вблизи экранирующей поверхности // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия: Машиностроение. 2007. № 2 (67). С. 3-8.

11. Пастухов А.И. Вихревое математическое моделирование обтекания тел потоком сплошной среды. Вып. 3. Нелинейная вихревая теория обтекания цилиндрических тел и тел вращения. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995. 105 с.

12. Галемин Е.К. Моделирование обтекания объемного крыла у экрана // Научное ведение: интернет-журнал. 2017. Т. 9. № 2. С. 60.

Поступила в редакцию 15.01.2019

Подписана в печать 05.03.2019

### Reference

1. Frolov V.A., Shahov V.G. Raschjot kojefficienta vlijanija formy korpusa na nesushhie svojstva kryla. Voprosy modelirovanija processov gazovoj dinamiki i ajerodinamiki. Mezhvuzovskij sbornik. Tashkent, 1985, pp. 44-55.

2. Chvatov L.V. Primenenie metoda diskretnyh vihrej k raschjotu stacionarnyh ajerodinamicheskikh harakteristik kombinacii krylo-fjuzeljazh. Trudy MAI, 1977, is. 385, pp. 20-25.

3. Shevjakov V.I. Raschjot raspredeljonnyh ajerodinamicheskikh harakteristik na trjohmernom letatel'nom apparate panel'nym metodom. Voprosy ajerodinamiki letatel'nyh apparatov i ih chastej. Tem. sb. nauch. tr. Moscow, 1988, pp. 17-26.

4. Burago S.G. Priblizhjonnyj metod raschjota normal'noj sily kombinacii tela vrashhenija s krylom v srednem polozhenii pri bol'shix uglah ataki. Trudy MAI, 1979, is. 495, pp. 3-7.

5. Pastuhov A.I. Vihrevoe matematicheskoe modelirovanie obtekanija tel potokom sploshnoj sredy. Is. 2. Nelinejnaja vihrevaja teorija nesushhej poverhnosti. Moscow, 1994, 66 p.

6. Pastuhov A.I., Galemin E.K. Priblizhjonnyj metod uchjota vlijanija nesushhih, upravljajushhih i stabilizirujushhih poverhnostej na ajerodinamiku korpusa letatel'nogo apparata v potoke neszhimaemoj sredy. Vestnik MGTU im. N. Je. Baumana. Seriya: Mashinostroenie. 2000, no.2, pp. 10-25.

7. Pastuhov A.I., Galemin E.K. K raschjotu ajerodinamicheskikh harakteristik tonkih kryl'ev s postojannoju po razmahu strelovidnost'ju v neszhimaemom potoke vblizi jekrana. Vestnik MGTU im. N. Je. Baumana. Seriya: Mashinostroenie, 2006, no.2, pp. 3-17.

8. Pastuhov A.I., Galemin E.K. K raschetu ajerodinamicheskikh harakteristik tonkih kryl'ev s izmenjajushhimisja po razmahu profiljami v nesimmetrichnom potoke. Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta im. N. Je. Baumana. Seriya: Mashinostroenie, 2001, no. 4, pp. 72.

9. Pastukhov A.I., Galemin Ye.K. To calculation of aerodynamic characteristics of thin wings with constant spanwise sweep in incompressible flow near screen. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.Je. Baumana. Seriya: Mashinostroenie*, 2006, no. 2 (63), pp. 127.

10. Pastuhov A.I., Galemin E.K. K zadache o kryle, dvizhushhemsja vblizi jekranirujushhej poverhnosti. *Vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta im. N.Je. Baumana. Seriya: Mashinostroenie*, 2007, no. 2 (67), pp. 3-8.

11. Galemin E.K. Modelirovanie obtekanija ob#emnogo kryla u jekrana. *Internet-zhurnal. Naukovedenie*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 60.

12. Pastuhov A.I. Vihrevoe matematicheskoe modelirovanie obtekanija tel potokom sploshnoj sredy, is. 3. Nelinejnaja vihrevaja teorija obtekanija cilindricheskikh tel i tel vrashhenija. Moscow, MGTU im. N.Je. Baumana Publ., 1995, 105 p.

Received 15.01.2019

Accepted 05.03.2019

---

### Информация об авторах / Information about the Authors

**Галемин Евгений Константинович**,  
кандидат технических наук, доцент,  
Калужский филиал ФГБОУ ВО «Московский  
государственный технический  
университет им. Н.Э. Баумана»,  
г. Калуга, Российская Федерация  
e-mail: ekgalemin@mail.ru

**Evgeniy K. Galemin**, Candidate  
of Engineering Sciences, Associate Professor,  
Kaluga Branch of Moscow State Technical  
University named after N. Eh. Bauman",  
Moscow, Russian Federation  
e-mail: ekgalemin@mail.ru

**Агеева Екатерина Викторовна**,  
кандидат технических наук, доцент,  
ФГБОУ ВО «Юго-Западный  
государственный университет»,  
г. Курск, Российская Федерация  
e-mail: ageeva-ev@yandex.ru

**Ekaterina V. Ageeva**, Candidate  
of Engineering Sciences, Associate Professor,  
Southwest State University,  
Kursk, Russian Federation,  
e-mail: ageeva-ev@yandex.ru