

УДК 629.7.012

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-89-102

Оценка роли оперения для летательных аппаратов схемы «утка»

И.А. Егоров¹

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия*

Аннотация: Рассматривается диапазон дозвуковых скоростей. Исследование интерференции передних и задних несущих поверхностей сосредоточено на оценке двух факторов: степени увеличения нормальной силы системы «крыло – оперение» из-за положительной нормальной силы, создаваемой оперением, и роли этой силы в суммарной нормальной силе. Используется метод дискретных вихрей. Анализ проводится для крыла и переднего горизонтального оперения прямоугольной формы. Шаг разбиения по размаху принят единым для передней и задней несущих поверхностей. Это позволяет избежать искажения получаемых результатов. Все панели крыла и оперения рассматриваются как единая вихревая система, и положение расчетных точек определяется в единой системе координат. Учитывается вертикальное смещение вихря, сходящего с оперения, относительно крыла. Формируется единая система уравнений. Учитывается различие углов атаки передней и задней несущих поверхностей. Анализируется распределение нормальной нагрузки по размаху крыла. Определяются значения коэффициентов нормальной силы для изолированного крыла и для крыла с учетом интерференции с оперением. Отмечено сильное влияние относительного размаха оперения на распределение нормальной силы по размаху крыла. Это находит отражение как в величине нормальной силы, создаваемой крылом, так и во вкладе крыла в общую нормальную силу системы «крыло – оперение». По мере увеличения относительного размаха оперения или угла его отклонения оперение начинает играть основную роль в создании нормальной силы. Аэродинамическая компоновка при этом приобретает признаки схемы «поворотное крыло». Установлено также, что во всех исследованных случаях оперение вносит заметный вклад в суммарную величину нормальной силы.

Ключевые слова: нормальная сила, крыло, оперение, схема «утка», дискретные вихри, скос потока, интерференция.

Для цитирования: Егоров И.А. Оценка роли оперения для летательных аппаратов схемы «утка» // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 3. С. 89–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-89-102

Canard surface role estimation for aircraft of the canard layout

I.A. Egorov¹

¹*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

Abstract: The range of subsonic speeds is considered. The research of interference of the front and rear load-bearing surfaces is focused on the assessment of two factors: the degree of lift increasing of the wing-canard system due to the positive canard surface lift force and the role of this force in the total normal force. The discrete vortex method is used. The analysis is carried out for the wing and the canard surface of a rectangular shape. The pitch of the span division is assumed to be the same for the canard surface and wing. This allows us to avoid distortion of the results obtained. All wing and tail panels are considered as a unified vortex system, and the position of the calculated points is determined in a single reference plane. The vertical displacement of the vortex descending from the canard surface relative to the wing is taken into account. A single system of equations is formed. The difference in the angles of attack of the canard surface and wing is taken into account. The distribution of the lift load along the wingspan is analyzed. The values of the coefficients of lift force for the isolated wing and for the wing, taking into account interference with the canard surface, are determined. This is reflected both in the magnitude of the lift force generated by the wing and in the wing's contribution to the overall normal force of the wing-canard system. A strong influence of the relative wingspan of the empennage on the distribution of lift force over the wingspan is noted. At the same time, the aerodynamic layout

acquires the characteristics of a “rotary wing” scheme. It has also been established that in all cases studied, the empennage makes a significant contribution to the total normal force.

Keywords: normal force, wing, canard surface, canard layout, discrete vortices, flow slope, interference.

For citation: Egorov, I.A. (2026). Canard surface role estimation for aircraft of the canard layout. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 3, pp. 89–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-89-102

Введение

Учет особенностей обтекания крыла при наличии переднего отклоняемого оперения (ПГО) рассматривается в ряде работ как общего [1–6], так и специального характера [7–14]. Этот вопрос исследуется и в ряде электронных источников^{1,2}. Можно отметить, что излагаемый в перечисленных работах материал носит неполный характер либо в силу специфичности рассматриваемых задач, либо из-за ограниченного внимания к проблеме. В ряде работ принижается значение положительной нормальной силы, создаваемой оперением [3]. Между тем в работах [1, 2] отмечается благоприятное влияние вихрей, сходящих с носового оперения, на подъемную силу крыла. Кроме того, отсутствуют оценки доли нормальной силы, создаваемой оперением в суммарной нормальной силе комбинации крыло – оперение, что порождает восприятие переднего оперения как вспомогательного элемента, служащего только для создания управляющего момента, выводящего крыло на нужный угол атаки.

Таким образом, существует потребность более тщательной оценки характера интерференции передних и задних несущих поверхностей для различных расчетных случаев.

Методы и методология исследования

В данной работе исследование интерференции передних и задних несущих поверхностей сосредоточено на оценке двух факторов:

1) увеличения нормальной силы системы «крыло – оперение» из-за положительной нормальной силы, создаваемой оперением;

2) роли нормальной силы, создаваемой оперением, в суммарной нормальной силе системы «крыло – оперение».

Для этого удобно использовать метод дискретных вихрей. Как отмечается в работе [15], численный метод дискретных вихрей широко применяется для расчета аэродинамических характеристик при дозвуковых скоростях. Показана его высокая точность при расчете аэродинамических производных крыльев различной формы в плане [16].

Различные варианты реализации этого метода приведены в работах [17, 18]. В данном случае используется подход, описанный в [18], с упрощениями, связанными с плоской формой крыла. Основные положения используемого метода приведены в работе [1]. Задача решается в стационарной линейной постановке. В данном случае целесообразно сосредоточиться прежде всего на специфике использования этого метода применительно к рассматриваемой задаче.

Поскольку влияние формы в плане на характер интерференции не является темой данной статьи, анализ проводится для крыла и переднего горизонтального оперения (ПГО) прямоугольной формы. В соответствии с методом дискретных вихрей крыло и оперение разбиваются на панели с заданным шагом по размаху (Δz) и хорде (Δx_1 , Δx_2). Можно обратить внимание на то, что шаг разбиения по

¹ Энциклопедия техники. Скоп потока [Электронный ресурс] // АКАДЕМИК. URL: https://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/3441/Скоп (дата обращения: 27.02.2025).

² Аэродинамическая подъемная сила и сопротивление летательного аппарата. Лекция 17. Тема 6. 6.3.1. Скоп потока от крыла и его влияние на аэродинамику оперения [Электронный ресурс] // studisba. URL: <https://studizba.com/lectures/inzhenerija/ajeromehanika/35791-ajerodinamicheskaja-podemnaja-sila-i-soprotivlenie-letatel'nogo-apparata.html> (дата обращения: 27.02.2025).

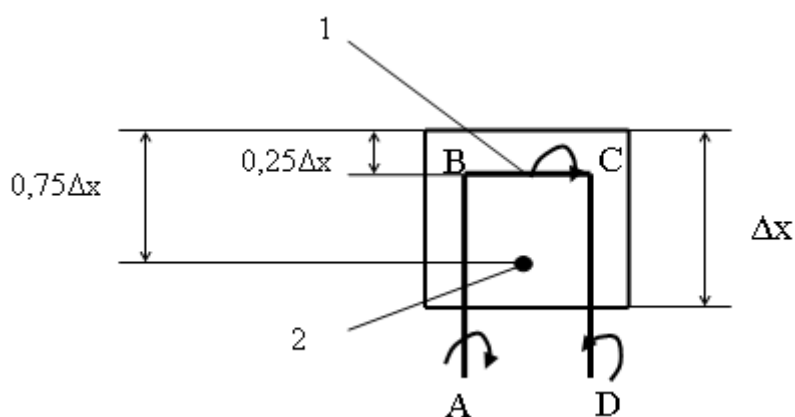


Рис. 1. Структура П-образного вихря: 1 – вихрь, 2 – расчетная точка
Fig. 1. Vortex strurture: 1 – vortex, 2 – control point

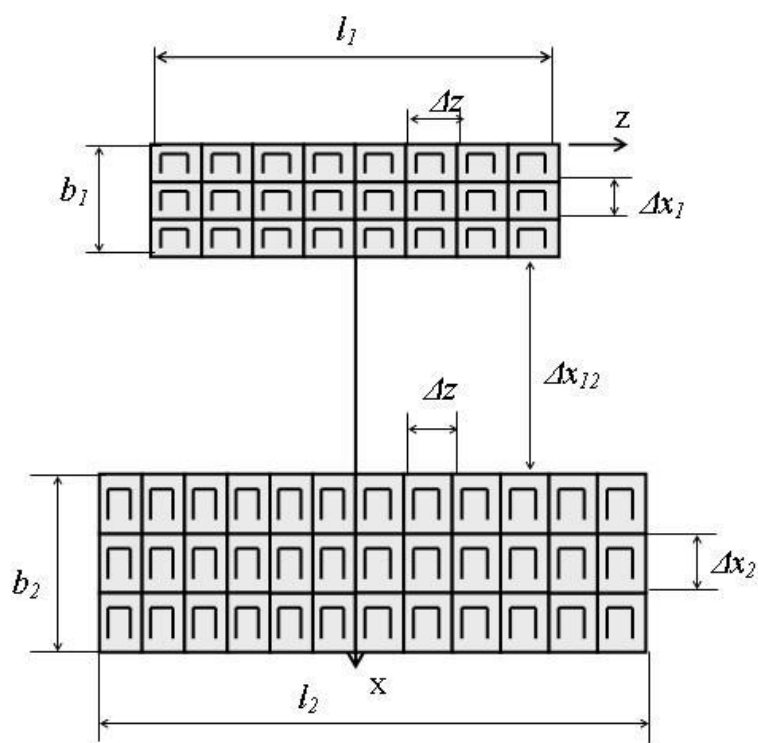


Рис. 2. Расчетная схема
Fig. 2. Design model

размаху должен быть единым для передней и задней несущих поверхностей во избежание чрезмерного сближения координат вихрей, сходящих с ПГО, и расчетных точек крыла, что приводит к искажению получаемых результатов вплоть до полного нарушения расчета (при совпадении указанных координат).

В каждой панели располагается П-образный вихрь, который состоит из трех прямолинейных вихрей (рис. 1).

Все панели рассматриваются как единая вихревая система, и положение расчетных точек определяется в единой системе координат (рис. 2).

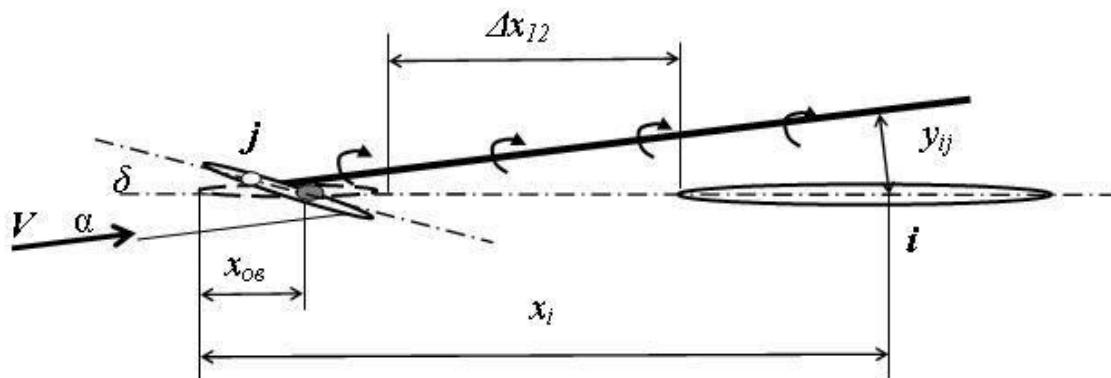


Рис. 3. Схема вертикального смещения вихря
Fig. 3. Vortex vertical displacement diagram

Соответственно, для крыла продольные координаты всех вихрей и расчетных точек, определенные в собственной системе координат (x_{2i}), увеличиваются на величину $b_1 + \Delta x_{12}$.

Для учета влияния сжимаемости используются преобразования Прандтля – Глауэрта [1].

$$\Delta x_1 = \frac{\Delta x_1}{\sqrt{1-M^2}}; \quad \Delta x_2 = \frac{\Delta x_2}{\sqrt{1-M^2}};$$

$$\Delta x_{12} = \frac{\Delta x_{12}}{\sqrt{1-M^2}}; \quad b_1 = \frac{b_1}{\sqrt{1-M^2}},$$

где Δx_1 , Δx_2 , Δx_{12} , b_1 – действительные значения параметров; Δx_1 , Δx_2 , Δx_{12} , b_1 – значения параметров, используемые в расчете.

Поскольку крыло отдалено от оперения, при определении расстояния от расчетных точек до каждого прямолинейного вихря необходимо учитывать также вертикальное смещение вихря (рис. 3). При этом принимается в соответствии с рекомендациями работ [5, 6], что вихри смещаются по направлению набегающего потока.

Вертикальное смещение свободного вихря j (вихри АВ и CD, рис. 1) относительно расчетной точки i определяется по формуле

$$y_{ij} = (x_i - x_{ej}) \sin \alpha + (x_{0e} - x_{ej}) \sin \delta \cos \alpha,$$

где x_i – продольная координата расчетной точки крыла в единой системе координат; x_{ej} – продольная координата точки начала свободного вихря; x_{0e} – продольная координата оси вращения ПГО; α – угол атаки; δ – угол отклонения ПГО.

Вертикальное смещение присоединенного вихря ВС, расположенного в панели j , относительно расчетной точки i определяется по формуле

$$y_{ij} = (x_{0e} - x_{ej}) \sin \delta,$$

где x_{ej} – продольная координата присоединенного вихря.

Соответственно, расстояние до вихря ВС, расположенного в панели j , определяется из выражения

$$R = \pm \sqrt{R_0^2 + y_{ij}^2}, \quad (1)$$

где $R_0 = x_{ej} - x_i$.

Знак R соответствует знаку R_0 .

Расстояния до вихрей АВ и CD, генерируемых в панели j , также определяются из выражения (1).

При этом

$$\text{для вихря АВ} \quad R_0 = z_{Bj} - z_i;$$

$$\text{для вихря CD} \quad R_0 = z_i - z_{Cj},$$

где z_i – поперечная координата рассматриваемой расчетной точки, z_{Bj} – поперечная координата вихря АВ, z_{Cj} – поперечная координата вихря CD.

дината вихря АВ, z_{Cj} – поперечная координата вихря CD.

Для системы «крыло – оперение» формируется единая система уравнений метода дискретных вихрей для нахождения значений циркуляции в расчетных точках

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{j=1}^N \bar{V}_{1j} \Gamma_j = -(\alpha + \delta) \\ \dots\dots\dots \\ \sum_{j=1}^N \bar{V}_{N1j} \Gamma_j = -(\alpha + \delta) \\ \sum_{j=1}^N \bar{V}_{N+1j} \Gamma_j = -\alpha \\ \dots\dots\dots \\ \sum_{j=1}^N \bar{V}_{ij} \Gamma_j = -\alpha \\ \dots\dots\dots \\ \sum_{j=1}^N \bar{V}_{Nj} \Gamma_j = -\alpha \end{array} \right.$$

где Γ_j – циркуляция скорости, обусловленной вихрем j ; N_l – количество расчетных точек передней несущей поверхности; N – общее количество расчетных точек системы «крыло – ПГО»; $\bar{V}_{ij}$ относительный параметр скорости, индуцируемой в точке крыла i вихрем j .

$$\bar{V}_{ij} = \frac{\tilde{V}_{ij}}{4\pi V_\infty},$$

где V_∞ – скорость набегающего потока; $\tilde{V}_{ij}$ – параметр скорости, индуцируемой вихрем (j):

$$\tilde{V}_{ij} = \tilde{V}_{1ij} + \tilde{V}_{2ij} + \tilde{V}_{3ij},$$

где $\tilde{V}_{1ij}, \tilde{V}_{2ij}, \tilde{V}_{3ij}$ – значения параметров скоростей, индуцируемых вихрями BC, AB и CD (рис. 1), расположенными в панели j , в расчетной точке, расположенной в панели i крыла.

Параметр скорости, индуцируемой вихрем n в точке крыла:

$$\tilde{V}_n = \frac{\cos \theta_{1n} - \cos \theta_{2n}}{R_n},$$

где R_n – расстояние вихря от расчетной точки крыла; $\cos \theta_{1n}$ – косинус угла между направлением вихря и линией, соединяющей расчетную точку крыла с точкой начала вихря, $\cos \theta_{2n}$ – косинус угла между направлением вихря и линией, соединяющей расчетную точку крыла с точкой конца вихря.

Алгоритм определения значений R_n , $\cos \theta_{1n}$, $\cos \theta_{2n}$ приведен в работе [18].

Особенностью приведенной системы уравнений применительно к комбинации крыло – поворотное ПГО, является различие углов атаки передней и задней несущих поверхностей.

По полученным из решения системы уравнений значениям циркуляции вихрей можно определить значение коэффициента нормальной силы крыла [18].

$$c_y = \frac{2\Delta z}{V_\infty S} \sum_{j=1}^N \Gamma_j, \quad (2)$$

где S – площадь крыла.

Также можно найти значение нормальной силы, действующей на j -ю панель [17].

$$Y_j = \rho V_\infty \Gamma_j \Delta z. \quad (3)$$

Оценка адекватности математической модели обтекания несущей поверхности

Проведено сравнение значения коэффициента c_y^α , полученного по приведенной методике, с аналогичным значением, полученным по методике, приведенной в работе [6].

В первом случае значение коэффициента c_y^α определялось по формуле (2) как значение коэффициента нормальной силы при угле атаки $\alpha = 1^\circ$ с учетом зависимости

$$c_y^\alpha = \frac{c_y}{\alpha}, \quad (4)$$

где c_y – значение коэффициента нормальной силы, полученного по формуле (2); α – угол атаки.

Во втором случае использовались графические зависимости параметра $\frac{c_y^\alpha}{\lambda_k}$ от параметра $\lambda_k \sqrt{1-M^2}$.

Сравнение проводилось для прямоугольной несущей поверхности с удлинением консолей $\lambda_k = 2,73$, количеством участков разбиения вдоль размаха, равным 8, и количеством участков разбиения вдоль хорды, равным 3. Рассматривался полет со скоростью 272 м/с вблизи земли (высота полета $H = 0$).

С использованием формул (2) и (4) было получено значение $c_y^\alpha = 0,0647$ 1/град. (такая размерность используется в работе [6]).

По методике работы [6]:

$$(M = 0,8) \rightarrow (\sqrt{1-M^2} = 0,6) \rightarrow \left(\frac{c_y^\alpha}{\lambda_k} = 0,024 \right) \rightarrow (c_y^\alpha = 0,066) \text{ 1/град.}$$

Таким образом, расхождение значений c_y^α составляет 2 %, что свидетельствует о корректности используемой вихревой модели.

Результаты исследования

Рассматривался полет со скоростью 272 м/с вблизи земли (высота полета $H = 0$).

Исследование проводилось для системы «крыло – оперение», изображенной на рис. 2. С учетом взаимосвязанности значений относительного размаха оперения, относительной площади оперения, удлинения оперения и удлинения крыла расчеты проводились при постоянных значениях следующих параметров:

- 1) относительная площадь оперения – 0,21;
- 2) удлинение оперения $\lambda_l = 3,33$;
- 3) расстояние $\Delta x_{l2} = 8,33b_l$.

Варьировались значения относительного размаха оперения $\bar{l}_1 = \frac{l_1}{l_2}$ и угла отклонения

руля δ для различных значений угла атаки α .

Такой подход позволил исключить наложение на получаемые результаты дополни-

тельных факторов, однако при этом с ростом относительного размаха оперения уменьшается значение удлинения крыла λ_2 (табл. 1).

Но, поскольку значение суммарной нормальной силы не является целью исследования, подобное решение представляется оправданным. Кроме того, большие значения относительного размаха оперения характерны именно при использовании крыльев малого удлинения. Таким образом, выбранный подход позволяет оценить суммарный эффект, связанный с относительным размахом оперения.

Влияние относительного размаха оперения оценивалось для значения угла атаки $\alpha = 3^\circ$, угла отклонения оперения $\delta = 3^\circ$ и $\bar{l}_1 = 0,33; 0,5; 0,57; 0,67; 0,8; 1,0$.

Для иллюстрации полученных результатов на рис. 4, 6, 8 изображено распределение безразмерной циркуляции вихрей (отражает характер распределения нормальной силы) по линии четвертей хорд вдоль размаха крыла, а на рис. 5, 7, 9 приведены значения коэффициента нормальной силы для элементов системы «крыло – оперение» для некоторых характерных значений $\bar{l}_1$.

Таблица 1
Table 1

Варианты системы «крыло – оперение»
Variants of the wing-canard system

$\bar{l}_1$	0,33	0,5	0,57	0,67	0,8	1,0
λ_2	6,43	2,86	2,19	1,6	1,12	0,71

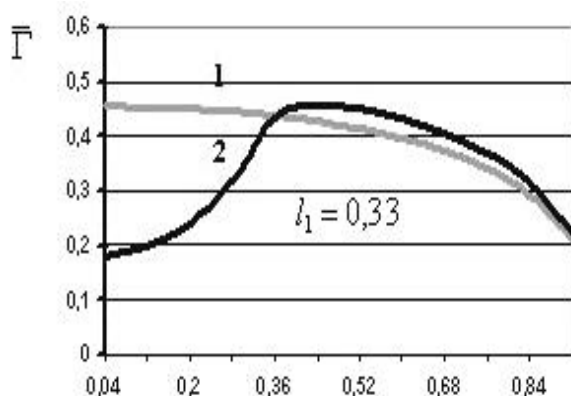


Рис. 4. Распределение безразмерной циркуляции вихрей по размаху крыла при $\bar{l}_1 = 0,33$:

1 – без учета интерференции; 2 – с учетом интерференции

Fig. 4. Distribution of dimensionless vortex circulation along wingspan $\bar{l}_1 = 0,33$:

1 – without interference, 2 – with interference

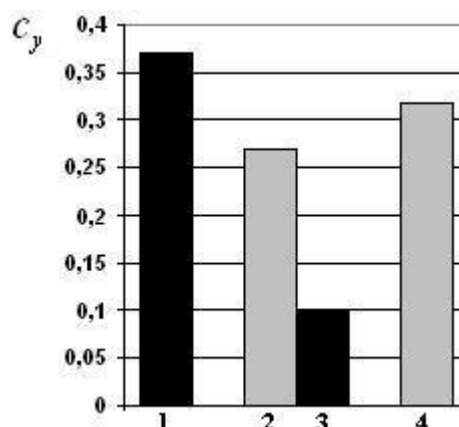


Рис. 5. Значения коэффициента нормальной силы при $\bar{l}_1 = 0,33$:

1 – суммарное значение, 2 – крыло с учетом интерференции, 3 – оперение, 4 – изолированное крыло

Fig. 5. Lift coefficient. $\bar{l}_1 = 0,33$:

1 – total value, 2 – wing, 3 – canard, 4 – separate wing

На рис. 4, 6, 8 используются следующие обозначения:

$$\bar{\Gamma} = \frac{\Gamma}{V_{\infty} \Delta z} \text{ — безразмерная циркуляция}$$

вихрей; $\bar{z} = \frac{2z}{l_2}$ — относительная координата сечения.

Изменение характера обтекания крыла находит отражение в величине нормальной силы крыла.

На рис. 10 приведена зависимость отношения нормальной силы крыла с учетом интерференции к нормальной силе изолирован-

ного крыла от относительного размаха оперения:

$$\bar{Y}_{20} = \frac{Y_2}{Y_{2из}},$$

где $\bar{Y}_{20}$ — относительная нормальная сила крыла, Y_2 — нормальная сила крыла с учетом интерференции, $Y_{2из}$ — нормальная сила изолированного крыла.

Роль нормальной силы оперения можно оценить по зависимостям, изображенным на рис. 11.

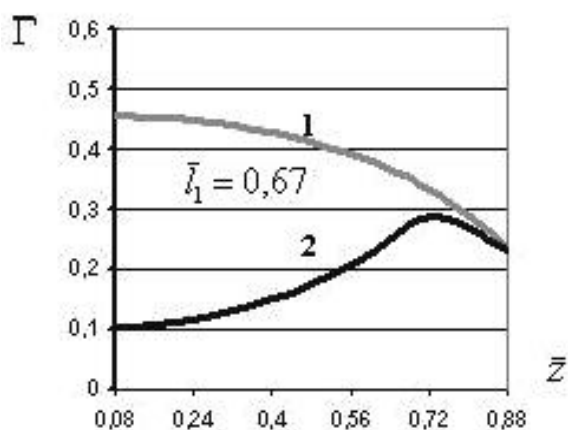


Рис. 6. Распределение безразмерной циркуляции вихрей по размаху крыла при $\bar{l}_1 = 0,67$:

1 – без учета интерференции, 2 – с учетом интерференции

Fig. 6. Distribution of dimensionless vortex circulation along wingspan $\bar{l}_1 = 0,67$:

1 – without interference, 2 – with interference

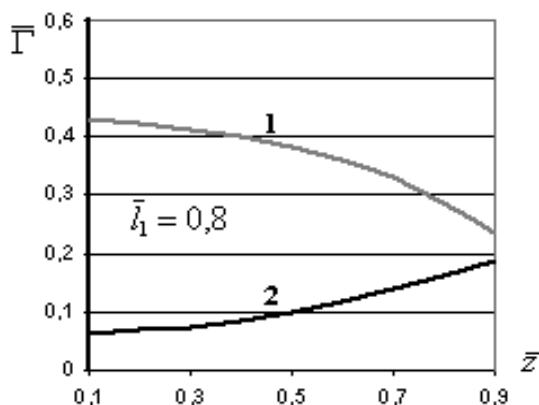


Рис. 8. Распределение безразмерной циркуляции вихрей по размаху крыла при $\bar{l}_1 = 0,8$:

1 – без учета интерференции, 2 – с учетом интерференции

Fig. 8. Distribution of dimensionless vortex circulation along wingspan $\bar{l}_1 = 0,8$:

1 – without interference, 2 – with interference

На рис. 11 обозначено

$$\bar{Y}_1 = \frac{Y_{lp}}{Y_\Sigma}; \quad \bar{Y}_2 = \frac{Y_2}{Y_\Sigma},$$

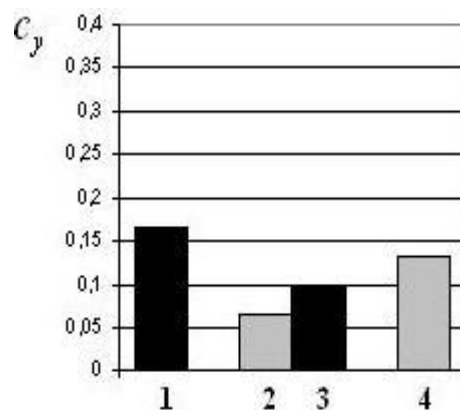


Рис. 7. Значения коэффициента нормальной силы при $\bar{l}_1 = 0,67$:

1 – суммарное значение, 2 – крыло с учетом интерференции, 3 – оперение, 4 – изолированное крыло

Fig. 7. Lift coefficient $\bar{l}_1 = 0,67$:

1 – total value, 2 – wing, 3 – canard, 4 – separate wing

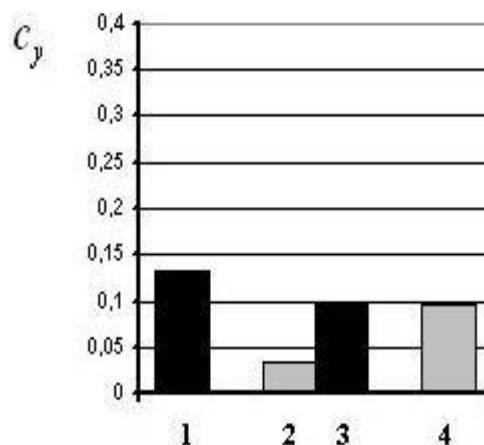


Рис. 9. Значения коэффициента нормальной силы при $\bar{l}_1 = 0,8$:

1 – суммарное значение, 2 – крыло с учетом интерференции, 3 – оперение, 4 – изолированное крыло

Fig. 9. Lift coefficient $\bar{l}_1 = 0,8$:

1 – total value, 2 – wing with interference, 3 – canard, 4 – separate wing

где Y_Σ – суммарная нормальная сила, создаваемая системой «крыло – оперение», Y_1 – нормальная сила, создаваемая оперением, Y_2 – нормальная сила, создаваемая крылом, с учетом интерференции с оперением.

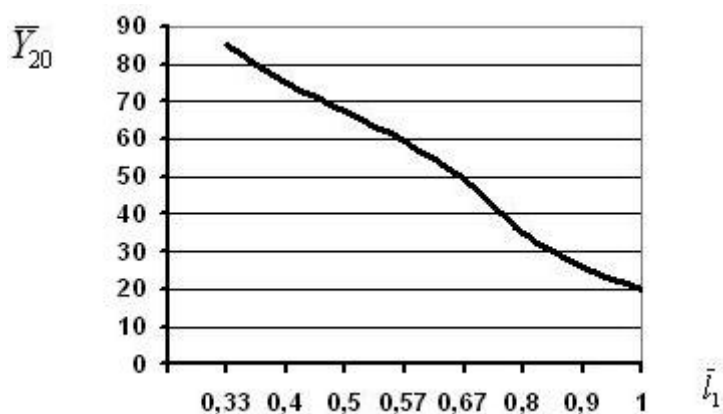


Рис. 10. Зависимость относительной нормальной силы крыла от относительного размаха оперения
Fig. 10. Dependence of relative wing lift on relative canard span

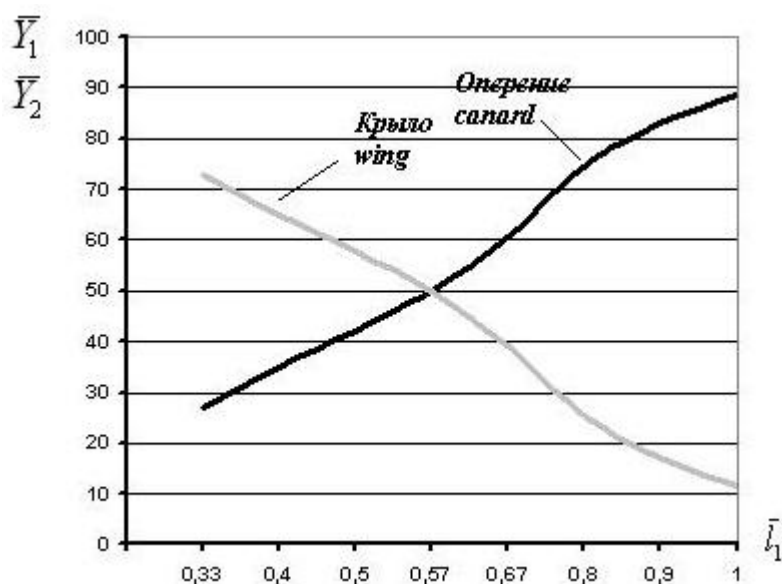


Рис. 11. Относительные нормальные силы крыла и оперения в зависимости от относительного размаха оперения
Fig. 11. Dependence of relative wing lift and relative canard lift on relative canard span

Значение нормальной силы, создаваемой оперением, можно проиллюстрировать также графиками, показанными на рис. 12.

Анализ влияния угла отклонения руля проводился для варианта $\bar{l}_1 = 0,5$ при значении угла атаки $\alpha = 3^\circ$ и различных значениях угла отклонения руля. На рис. 13 изображено распределение безразмерной циркуляции вихрей по линии 0,25 хорд.

Наиболее негативной интерференции крыла и ПГО следует ожидать при нулевом угле атаки в момент перекладки рулей, так как в этом случае плоскость вихрей, сходящих с ПГО, совпадает с плоскостью крыла.

Расчет проводился для варианта $\bar{l}_1 = 0,5$ при значении угла атаки $\alpha = 0^\circ$ и значении угла отклонения руля 3° . На рис. 15 представлено распределение безразмерной циркуляции вихрей по линии 0,25 хорд.

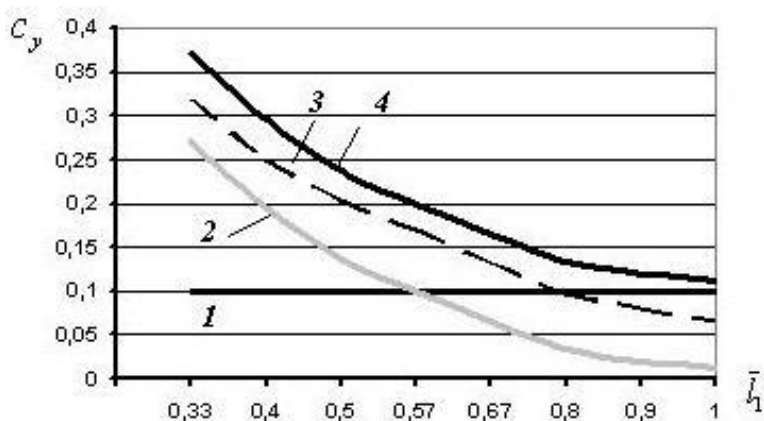


Рис. 12. Коэффициенты нормальной силы в зависимости от относительного размаха оперения:
1 – оперение, 2 – крыло, 3 – изолированное крыло, 4 – суммарное значение

Fig. 12. Dependence of lift coefficients on relative canard span:
1 – canard, 2 – wing, 3 – separate wing, 4 – total value

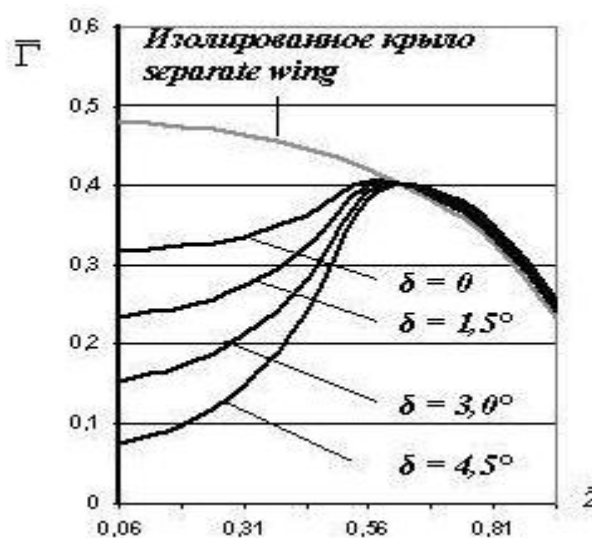


Рис. 13. Распределение безразмерной циркуляции вихрей по размаху крыла
Fig. 13. Distribution of dimensionless vortex circulation along wingspan

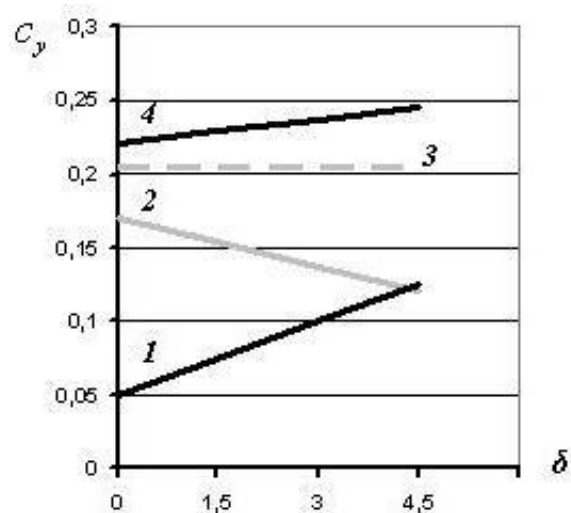


Рис. 14. Зависимость коэффициентов нормальной силы от угла отклонения ПГО:
1 – оперение, 2 – крыло, 3 – изолированное крыло, 4 – суммарное значение

Fig. 14. Dependence of lift coefficients on the canard angle:
1 – canard, 2 – wing, 3 – separate wing, 4 – total value

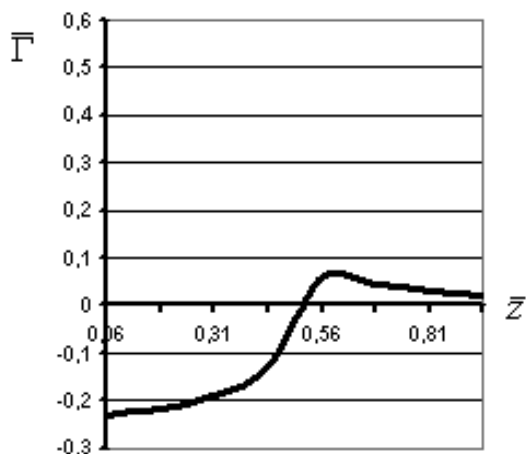


Рис. 15. Распределение безразмерной циркуляции вихрей по размаху крыла для $\alpha = 0$ и $\delta = 3^\circ$
Fig. 15. Distribution of dimensionless vortex circulation along wingspan $\alpha = 0$, $\delta = 3^\circ$

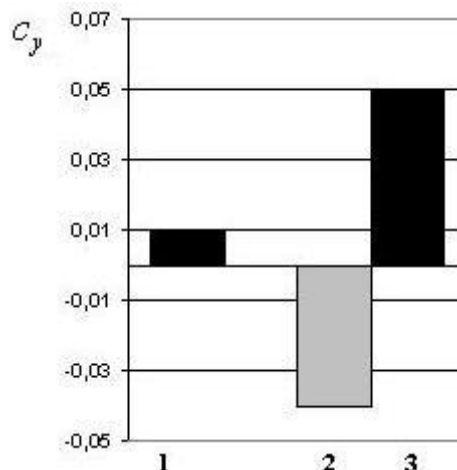


Рис. 16. Значения коэффициента нормальной силы при $\alpha = 0$ и $\delta = 3^\circ$:
1 – суммарное значение, 2 – крыло с учетом интерференции, 3 – оперение
Fig. 16. Normal lift coefficient $\alpha = 0$, $\delta = 3^\circ$:
1 – total value, 2 – wing, 3 – canard

Обсуждение полученных результатов

Наличие переднего оперения оказывает сильное влияние на распределение аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла (рис. 4, 6, 8, 15). Наиболее значительное падение нормальной силы наблюдается в срединной части крыла, которое при малом относительном размахе оперения частично компенсируется увеличением нормальной силы на внешних участках крыла (рис. 4). По мере увеличения значения относительного размаха оперения зона положительного влияния вихревой системы оперения на концевые участки крыла уменьшается, что сопровождается интенсивным снижением несущей способности крыла (рис. 10). Это находит отражение и во вкладе крыла в общую нормальную силу системы «крыло – оперение» (рис. 11), и оно постепенно утрачивает функцию главного источника нормальной силы.

Это является следствием падения несущих свойств крыла как по причине возрастания схода потока за оперением, так и по причине уменьшения удлинения крыла (табл. 1).

При увеличении угла отклонения руля нормальная сила крыла падает вследствие увеличения схода потока за ПГО, однако это компенсируется ростом нормальной силы ПГО, и значение суммарной нормальной силы возрастает. При этом роль ПГО в создании суммарной нормальной силы также возрастает. При углах отклонения, превышающих некоторое значение, ПГО будет главным источником нормальной силы, несмотря на существенно меньшую площадь. Такая ситуация возможна в переходных режимах, а также при большой статической устойчивости ЛА.

При $\alpha = 0$ нормальная сила, создаваемая рулями, наиболее эффективно гасится отрицательной нормальной силой, возникающей на крыле (рис. 16). В итоге удастся реализовать только 20 % нормальной силы оперения. При $\alpha = 3^\circ$ реализуется 33 % нормальной силы оперения (данные относятся только к рассмотренному примеру).

Заключение

1. Увеличение относительного размаха переднего управляемого оперения (ПГО) весьма негативно сказывается на нормальной силе расположенного за ним крыла.

2. По мере увеличения относительного размаха ПГО или его угла отклонения ПГО начинает играть основную роль в создании нормальной силы, и аэродинамическая компоновка приобретает признаки схемы «поворотное крыло».

3. Даже при малых значениях относительного размаха ПГО вносит заметный вклад в суммарную величину нормальной силы (в рассмотренном примере прирост нормальной силы составил 16,3 % от нормальной силы изолированного крыла, что составило 52 % нормальной силы ПГО).

4. Проведенные расчеты показывают очевидную целесообразность уменьшения относительного размаха оперения в схеме «утка». Отход от этого требования в малогабаритных летательных аппаратах, обусловленный соображениями обеспечения компактности, приводит к утрате значения крыла как главного источника подъемной силы и потере признаков данной схемы.

Список литературы

1. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1993. 544 с.
2. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Наука; Физматлит, 1998. 816 с.
3. Афанасьев П.П. Беспилотные летательные аппараты / П.П. Афанасьев, И.С. Голубев, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин. М.: МАИ, 2008. 656 с.
4. Бураго С.Г. Аэродинамика летательных аппаратов. М.: РУСАЙНС, 2021. 174 с.
5. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч. II. Методы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1976. 368 с.
6. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

7. Аржанов Ю.И., Визель Е.П. Особенности обтекания маневренного самолета схемы «утка» с двухкилевым вертикальным оперением на больших углах атаки // Ученые записки ЦАГИ. 2020. Т. 51, № 3. С. 3–14.

8. Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П. и др. Аэродинамическое проектирование перспективного дальнемагистрального самолета интегральной схемы // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. 54, № 6. С. 45–53.

9. Визель Е.П., Гончар А.Е. Исследование интерференции между несущими поверхностями на модели самолета в схеме «утка» с крылом обратной стреловидности при малых дозвуковых скоростях // Ученые записки ЦАГИ. 1987. Т. 18, № 4. С. 103–106.

10. Архипов М.Е., Павленко А.А., Севостьянов М.А. Численное исследование интерференции переднего горизонтального оперения с крылом // Материалы XXIX научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ, 2018. С. 42.

11. Сапегин И.М., Салова А.К. Исследование интерференции частей оперенного тела вращения в различных аэродинамических компоновках // Сборник тезисов работ XLVII Международной молодежной научной конференции. М., 2021. С. 20.

12. Калугин В.Т., Воропаев С.Н., Назарова Д.К. Особенности обтекания и расчет аэродинамических характеристик ракет, выполненных по схеме «утка» // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 87–94.

13. Коротков О.В., Воропаев С.Н. Исследование динамики вращения в канале крена малогабаритной ракеты аэродинамической схемы «утка» по результатам летных испытаний // Известия российской академии ракетных и артиллерийских наук. 2013. № 2 (77). С. 67–73.

14. Песецкий В.А., Песецкий П.В., Песецкий С.В. Особенности обтекания модели самолета схемы утка при малых дозвуковых скоростях // Аэродинамика летательных аппаратов: материалы XVIII школы-семинара. ЦАГИ, 2007. С. 84–85.

15. Глушков Н.Н. О точности расчета аэродинамических характеристик тонких крыльев и профилей методом дискретных вихрей // Ученые записки ЦАГИ. 1982. Т. 13, № 3. С. 125–130.

16. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла на дозвуковых скоростях. М.: Наука, 1975. 424 с.

17. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Аэроупругость летательных аппаратов. М.: МАИ, 2020. 100 с.

18. Егоров И.А. Определение коэффициента подъемной силы дугобразного крыла на этапе проектирования [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2022. № 123. 24 с. DOI: 10.34759/trd-2022-123-06 (дата обращения: 16.02.2025).

References

1. Kolesnikov, G.A., Markov, V.K., Mikhailyuk, A.A. (1993). Aircraft aerodynamics. Moscow: Mashinostroyeniye, 544 p. (in Russian)

2. Byushgens, G.S. (1998). Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft. Moscow: Nauka, Fizmatlit, 812 p. (in Russian)

3. Afanasyev, P.P., Golubev, I.S., Novikov, V.N., Parafes, S.G., Pestov, M.D., Turkin, I.K. (2008). Unmanned aerial vehicles. Moscow: MAI, 656 p. (in Russian)

4. Burago, S.G. (2021). Aerodynamics of aircraft. Moscow: RUSAYNS, 174 p. (in Russian)

5. Krasnov, N.F. (1976). Aerodynamics. Part 2. Methods of aerodynamic calculation. Moscow: Vysshaya shkola, 368 p. (in Russian)

6. Lebedev, A.A., Chernobrovkin, L.S. (1973). Flight dynamics. Moscow: Mashinostroyeniye, 616 p. (in Russian)

7. Arzhanov, Yu.I., Vizel, E.P. (2020). Features of the flow around a maneuverable airplane of the tail-first configuration with twin vertical tails at high angles of attack. *TsAGI Science Journal*, vol. 51, no. 3, pp. 3–14. DOI: 10.1615/tsagiscij.2020036196

8. Bolsunovsky, A.L., Bragin, N.N., Buzoverya, N.P. et al. (2023). Aerodynamic design of a perspective long-range aircraft in an integral layout. *Uchenye zapiski TsAGI*, vol. 54, no. 6, pp. 45–53. (in Russian)

9. Vizel, E.P., Gonchar, A.E. (1987). The study of interference between lifting surfaces on an airplane model in the “canard” scheme with a reverse sweep wing at low subsonic speeds. *Uchenye zapiski TsAGI*, vol. 18, no. 4, pp. 103–106. (in Russian)

10. Arkhipov, M.E., Pavlenko, A.A., Sevostyanov, M.A. (2018). Numerical study of interference of the canard surface with the wing. In: *Materialy XXIX nauchno-tekhnicheskoy konferencii po aerodinamike*, TsAGI, p. 42. (in Russian)

11. Sapegin, I.M., Salova, A.K. (2021). The study of the interference of parts of the feathered body of rotation in various aerodynamic layout. In: *Sbornik tezisov rabot XLVII Mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii*. Moscow, p. 20. (in Russian)

12. Kalugin, V.T., Voropaev, S.N., Nazarova, D.K. (2022). Flow features and aerodynamic analysis of the canard missiles. *Russian Aeronautics*, vol. 65, no. 3, pp. 533–540. DOI: 10.3103/s1068799822030126

13. Korotkov, O.V., Voropayev, S.N. (2013). The study of the dynamics of rotation in the roll channel of a small-sized rocket of the aerodynamic scheme “duck” based on the results of flight tests. *Izvestiya rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk*, no. 2 (77), pp. 67–73. (in Russian)

14. Pesetskiy, V.A., Pesetskiy, P.V., Pesetskiy, S.V. (2007). Features of the flow around the aircraft model of the duck scheme at low subsonic speeds. In: *Aerodinamika letatelnykh apparatov: materialy XVIII shkoly-seminara*. TsAGI, pp. 84–85. (in Russian)

15. Glushkov, N.N. (1982). On the accuracy of calculating the aerodynamic characteristics of thin wings and profiles using the discrete vortex method. *Uchenye zapiski TsAGI*, vol. 13, no. 3, pp. 125–130. (in Russian)

16. Belotserkovskiy, S.M., Skripach, B.K. (1975). Aerodynamic derivatives of an aircraft

and wing at subsonic speeds. Moscow: Nauka, 424 p. (in Russian)

17. Grishanina, T.V., Shklyarchuk, F.N. (2020). Aeroelasticity of aircraft. Moscow: MAI, 100 p. (in Russian)

18. Egorov, I.A. (2022). Taking into account the features of the flow around the arc-shaped wings at the design stage. *Trudy MAI*, no. 123, 24 p. DOI: 10.34759/trd-2022-123-06 (accessed: 16.02.2025).

Сведения об авторе

Егоров Игорь Александрович, кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий Московского авиационного института (национального исследовательского университета), egorov_ff@rambler.ru.

Information about the author

Igor A. Egorov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Department of Design and Strength of Aerospace Product, Moscow Aviation Institute (National Research University), egorov_ff@rambler.ru.

Поступила в редакцию	24.06.2025	Received	24.06.2025
Одобрена после рецензирования	27.11.2025	Approved after reviewing	27.11.2025
Принята в печать	21.05.2026	Accepted for publication	21.05.2026