

Исследование влияния геометрии крыла на аэродинамическое качество беспилотного летательного аппарата с использованием цифровых моделей и аддитивных технологий

В. А. Антоневи[✉], Г. Б. Антоневи[✉], А. Д. Припадчев, А. Г. Магдин, И. С. Калинина

Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

[✉]v.bishoff@yandex.ru

Аннотация. Проводится исследование аэродинамических характеристик моделей крыла беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Цель исследований состоит в выявлении зависимости аэродинамических характеристик модели крыла БПЛА самолетного типа от его формы и угла атаки и подбор формы крыла с наилучшим аэродинамическим качеством.

Объектом исследования служит аэродинамика крыла.

Предмет исследования: аэродинамические характеристики и форма модели крыла.

Методы исследования: эксперименты в аэродинамической трубе и измерение параметров, анализ полученных данных.

Приведены расчеты основных аэродинамических характеристик и выявлена их зависимость от угла атаки и формы крыла. На основании полученных результатов показано, что аэродинамические характеристики модели крыла зависят от его формы, и выбрана модель крыла с наилучшими аэродинамическими характеристиками.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, беспилотный летательный аппарат, угол атаки, аэродинамическое качество, подъемная сила, лобовое сопротивление, коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, форма крыла

Для цитирования: Исследование влияния геометрии крыла на аэродинамическое качество беспилотного летательного аппарата с использованием цифровых моделей и аддитивных технологий / В. А. Антоневи[✉], Г. Б. Антоневи[✉], А. Д. Припадчев, А. Г. Магдин, И. С. Калинина // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2026. Т. 19, № 4. С. 17–23. doi: 10.32603/2071-8985-2026-19-4-17-23.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Original article

Investigation of the Effect of Wing Geometry on the Aerodynamic Quality of an Unmanned Aerial Vehicle Using Digital Models and Additive Technologies

V. A. Antonevich[✉], G. B. Antonevich, A. D. Pripadchev, A. G. Magdin, I. S. Kalinina

Orenburg State University, Orenburg, Russia

[✉]v.bishoff@yandex.ru

Abstract. The aerodynamic characteristics of the wing models of an unmanned aerial vehicle (UAV) are being studied. The aim of the work is to identify the dependence of the aerodynamic characteristics of an aircraft-type UAV wing model on its shape and angle of attack and to select the wing shape with the best aerodynamic quality.

The object of the study is wing aerodynamics.

The subject of the study is the aerodynamic characteristics and shape of the wing model.

Research methods: wind tunnel experiments and parameter measurement, data analysis.

Calculations of the main aerodynamic characteristics are given and their dependence on the angle of attack and the shape of the wing is revealed. Based on the results obtained, it is shown that the aerodynamic characteristics of the wing model depend on its shape and the wing model with the best aerodynamic characteristics is selected.

Keywords: aerodynamic characteristics, unmanned aerial vehicle, angle of attack, aerodynamic quality, lift, drag, lift coefficient, drag coefficient, wing shape

For citation: Investigation of the Effect of Wing Geometry on the Aerodynamic Quality of an Unmanned Aerial Vehicle Using Digital Models and Additive Technologies / V. A. Antonevich, G. B. Antonevich, A. D. Pripadchev, A. G. Magdin, I. S. Kalinina // LETI Transactions on Electrical Engineering & Computer Science. 2026. Vol. 19, no. 4. P. 17–23. doi: 10.32603/2071-8985-2026-19-4-17-23.

Conflict of interests. The authors declare no conflicts of interests.

Введение. При конструировании БПЛА основная проблема заключается в выборе формы крыла с оптимальными параметрами. Особенно значимы геометрия крыла, план и его профиль, необходимые для улучшения аэродинамических и скоростных характеристик БПЛА. Изменяя геометрические характеристики, можно добиться увеличения аэродинамического качества и подъемной силы и уменьшения лобового сопротивления, которые влияют на грузоподъемность, скорость полета и расход топлива [1].

Задачи работы:

– провести эксперимент в аэродинамической трубе по измерению подъемной силы и лобового сопротивления разных по форме моделей крыльев БПЛА весовым методом;

– рассчитать основные аэродинамические характеристики модели (коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления, аэродинамическое качество) и выявить их зависимость от угла атаки и формы крыла;

– выбрать оптимальную форму крыла для БПЛА.

Используемые модели крыльев. Формы крыла у БПЛА разнообразны: эллипсовидные, прямоугольные, трапециевидные, стреловидные и

треугольные крылья. Данные формы смоделированы в компьютерной программе КОМПАС-3D v23 и представлены на рис. 1, а [2].

За счет разности давлений воздуха над крылом и под крылом возникает подъемная сила. Подъемная сила и лобовое сопротивление во многом зависят от формы крыла.

Основные аэродинамические характеристики – это коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления и аэродинамическое качество. Измерить их можно весовым методом. Этот метод один из распространенных видов исследований в экспериментальной аэродинамике. При весовых испытаниях с помощью компьютерного моделирования создают уменьшенную в несколько раз модель летательного аппарата. Ее закрепляют в рабочей части аэродинамической трубы на приборе, называемом аэродинамическими весами. Сущность весовых испытаний заключается в непосредственном измерении силы лобового сопротивления и подъемной силы, действующих на летательный аппарат, с помощью аэродинамических весов. Затем переходят к расчетам аэродинамических сил и к их аэродинамическим коэффициентам.

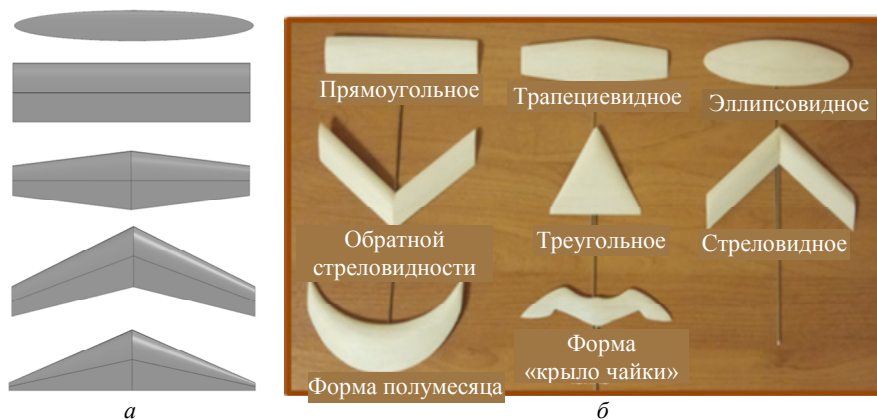


Рис. 1. Формы крыла у самолетов: а – модели крыльев в КОМПАС-3D v23; б – рассматриваемые виды крыльев

Fig. 1. Aircraft wing shapes: а – models of wings in KOMPAS-3D v23; б – considered types of wings

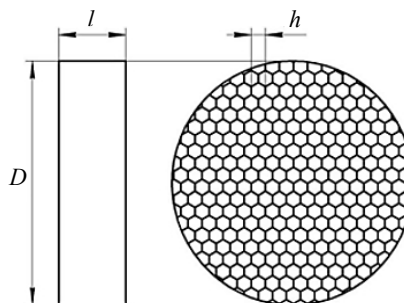
Можно сравнить аэродинамические качества различных летательных аппаратов и сделать выводы об их аэродинамическом совершенстве: чем выше аэродинамическое качество крыла, тем крыло совершеннее [3].

Измерение подъемной силы и лобового сопротивления. Для измерения основных аэродинамических характеристик было использовано учебное оборудование, включая аэродинамическую трубу и аэродинамические весы, представленные на рис. 2.



Рис. 2. Модель в аэротрубе
Fig. 2. The model in the air tube

Принцип работы аэродинамической трубы: вентилятор создает в трубе поток воздуха; коллектор увеличивает скорость потока; соотообразные решетки (рис. 3) разрушают вихри потока, уменьшают его турбулентность. Для измерения скорости потока воздуха в трубе использовали электронный анемометр MS6252A.



D – диаметр форкамеры;
 h – размер ячейки;
 l – длина хонейкомба

Рис. 3. Аэродинамическая труба: а – форкамера; б – схема форкамеры
Fig. 3. View (a) and diagram (b) of the wind tunnel pre-chamber

Принцип работы весов: модель крыла фиксировалась на штативе, который устанавливался на платформу первых весов. Те, в свою очередь размещались на подвижной площадке. Через рычаг горизонтальное усилие передавалось на вторые весы. Угол атаки выставлялся с помощью транспортира.

Для испытания были использованы модели крыльев самолета разной формы, представленные на рис. 1, б. Модели крыльев изготовлены из полилактида (PLA) и акрилонитрилбутадиенстирола (ABS).

Для точности эксперимента надо соблюдать следующие условия: поток воздуха из аэродинамической трубы должен быть постоянным; ось аэродинамической трубы должна быть совмещена с осью модели крыла; расстояние от конца трубы до места крепления крыла должно быть одинаковым во всех экспериментах.

Измерение подъемной силы и лобового сопротивления модели крыла проводилось следующим образом. Сначала привели весы в равновесие. Включили аэродинамическую трубу. Измерили скорость воздушного потока. Исследуемую модель крыла закрепили на штативе аэродинамических весов, расположенных на расстоянии 40 см от аэродинамической трубы. Поток воздуха из трубы направили на модель и измерили значения подъемной силы и лобового сопротивления на электронных весах при разных углах атаки. Далее взяли модель крыла другой формы и также измерили показания подъемной силы и лобового сопротивления. Площади моделей представлены в табл. 1, результаты измерений – в табл. 2 [4], [5].

Табл. 1. Площади поверхностей крыльев
Tab. 1. Wing surface areas

Модель	Площадь модели · 10 ⁴ , м ²
Крыло эллипсовидной формы	4.396
Крыло трапециевидной формы	4.48
Крыло прямоугольной формы	4.48
Крыло стреловидной формы	4.48
Крыло обратной стреловидности	32.0
Крыло треугольной формы	3.654
Форма «крыло птицы чайка»	2.276
Крыло в форме полумесяца	5.1044

По результатам опытов были рассчитаны коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления разных по форме моделей крыла. Результаты расчетов представлены в табл. 3.

Расчет аэродинамических характеристик. Коэффициент подъемной силы рассчитывается по формуле:

$$C_y = \frac{2YK}{\rho v^2 S},$$

где Y – подъемная сила, получаем опытным путем; $\rho = 1.225 \text{ кг/м}^3$ – плотность воздуха на высоте полета; $v = 5.95 \text{ м/с}$ – скорость набегающего потока; S – характерная площадь крыла, см²; $K = 0.00981$ – коэффициент перевода подъемной силы.

Коэффициент лобового сопротивления рассчитывается по формуле:

$$C_x = \frac{2XK}{\rho v^2 S},$$

где X – лобовое сопротивление, получается опытным путем.

Аэродинамическое качество вычисляется по формуле [6]:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \frac{Y}{X}.$$

Заключение. Проанализировав результаты работы, можно увидеть, как изменяются аэродинамические характеристики моделей разной формы от угла атаки. При малых углах атаки у всех моделей крыльев наблюдается быстрый рост подъемной силы и небольшое увеличение лобового сопротивления. Увеличив угол атаки можно заметить, что значения подъемной силы увеличиваются, но медленнее, а вот лобовое сопротивление начинает расти быстрее. Плавное обтекание поверхности крыла воздушным потоком прекращается. Наступает угол атаки, при превышении которого подъемная сила падает, а лобовое сопротивление увеличивается. Этот угол называют критическим. Затем происходит срыв воздушного потока. Для крыльев прямоугольной, трапециевидной, стреловидной, обратной стреловидности, эллипсовидной форм и формы полумесяца крити-

Табл. 2. Результаты измерений
Tab. 2. Measurement results

Аэродинамические характеристики модели крыла	Угол атаки α , ...°						
	-5	0	10	20	30	40	50
<i>Прямоугольное крыло</i>							
Подъемная сила, Y	–	1.7	4.6	6.9	7.9	7.7	7.1
Лобовое сопротивление, X	–	1.0	1.1	2.3	3.7	5.6	7.7
<i>Трапециевидное крыло</i>							
Подъемная сила, Y	–	1.9	4.6	7.8	8.0	7.6	6.9
Лобовое сопротивление, X	–	0.5	1.0	2.8	5.3	6.7	7.9
<i>Стреловидное крыло</i>							
Подъемная сила, Y	–	2.3	6.5	9.5	9.6	8.2	7.4
Лобовое сопротивление, X	–	0.6	1.2	2.8	4.1	5.3	7.2
<i>Крыло обратной стреловидности</i>							
Подъемная сила, Y	–	1.6	7.0	9.6	9.9	8.9	7.9
Лобовое сопротивление, X	–	0.4	1.0	2.6	5.0	6.6	7.6
<i>Треугольное крыло</i>							
Подъемная сила, Y	-0.1	0.9	4.4	6.9	7.9	8.9	–
Лобовое сопротивление, X	0.1	0.1	0.6	2.0	3.8	5.3	–
<i>Эллипсовидное крыло</i>							
Подъемная сила, Y	0.6	2.7	6.4	6.8	7.3	7.0	–
Лобовое сопротивление, X	0.2	0.2	1.0	2.5	3.5	4.8	–
<i>Форма «крыло чайки»</i>							
Подъемная сила, Y	0.4	1.0	3.7	4.2	4.1	–	–
Лобовое сопротивление, X	0.1	0.1	0.6	1.3	2.3	–	–
<i>Крыло в форме полумесяца</i>							
Подъемная сила, Y	-0.1	2.0	6.6	10.1	11.1	9.5	–
Лобовое сопротивление, X	0.5	0.6	0.7	2.5	5.6	7.6	–

Табл. 3. Результаты расчетов подъемной силы и лобового сопротивления
 Tab. 3. The results of calculations of lifting force and drag

Аэродинамические характеристики модели крыла	Угол атаки α, \dots°						
	-5	0	10	20	30	40	50
<i>Прямоугольное крыло</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	–	0.17	0.46	0.70	0.80	0.78	0.72
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	–	0.10	0.11	0.23	0.37	0.57	0.78
Аэродинамическое качество, К	–	1.70	4.18	3.04	2.16	1.37	0.92
<i>Трапецевидное крыло</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	–	0.19	0.46	0.79	0.81	0.77	0.70
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	–	0.05	0.10	0.28	0.54	0.68	0.80
Аэродинамическое качество, К	–	3.80	4.60	2.82	1.50	1.13	0.88
<i>Стреловидное крыло</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	–	0.23	0.66	0.96	0.97	0.83	0.75
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	–	0.06	0.12	0.28	0.41	0.54	0.73
Аэродинамическое качество, К	–	3.83	5.50	3.43	2.37	1.54	1.03
<i>Крыло обратной стреловидности</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	–	0.16	0.71	0.97	1.00	0.90	0.80
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	–	0.04	0.10	0.26	0.50	0.67	0.77
Аэродинамическое качество, К	–	4.00	7.10	3.73	2.00	1.34	1.04
<i>Треугольное крыло</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	-0.01	0.11	0.54	0.85	0.98	1.10	–
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	0.01	0.01	0.07	0.25	0.47	0.66	–
Аэродинамическое качество, К	-1.00	11.00	7.71	3.40	2.09	1.67	–
<i>Эллипсоидное крыло</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	0.06	0.28	0.66	0.70	0.75	1.72	–
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	0.02	0.02	0.10	0.26	0.36	0.49	–
Аэродинамическое качество, К	3.00	14.0	6.60	2.69	2.08	1.50	–
<i>Форма «крыло чайки»</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	0.08	0.20	0.74	0.83	0.81	–	–
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	0.02	0.02	0.12	0.26	0.46	–	–
Аэродинамическое качество, К	4.00	10.0	6.20	3.20	1.80	–	–
<i>Крыло в форме полумесяца</i>							
Коэффициент подъемной силы, C_y	-0.01	0.18	0.53	0.90	0.98	–	–
Коэффициент лобового сопротивления, C_x	0.04	0.05	0.06	0.22	0.50	–	–
Аэродинамическое качество, К	-0.30	3.60	8.80	4.10	1.90	–	–

ческий угол атаки $\alpha = 30^\circ$, а для модели формы «крыло чайки» $\alpha = 20^\circ$.

Также можно заметить изменение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от геометрической формы крыла. Наибольший коэффициент подъемной силы у крыльев треугольной формы ($C_y = 1.1$) и обратной стреловидности ($C_y = 1.0$). У крыла в форме полумесяца также достаточно высокий коэффициент подъемной силы ($C_y = 0.98$). Наименьшим коэффициентом лобового сопротивления на больших углах атаки ($40 \dots 60^\circ$) обладает крыло эллипсоидной формы ($C_x = 0.36$).

Наилучшими по аэродинамическому качеству оказались крылья эллипсоидной и треугольной

форм. Для эллипсоидного крыла аэродинамическое качество $K = 14.0$, а для крыла треугольной формы аэродинамическое качество $K = 11.0$. Также высокое аэродинамическое качество, имеет и модель формы «крыло чайки» $K = 10.0$.

После анализа полученных данных сделан вывод о том, что при заданных параметрах испытаний модель крыла эллипсоидной формы обладает лучшим аэродинамическим качеством, наименьшим коэффициентом лобового сопротивления, а значения подъемной силы модели близки к максимальным в данной серии экспериментов. Авиамодель будет иметь хорошие скоростные характеристики, легкость подъема и большую обтекаемость.

Предложенные в качестве эксперимента модели крыльев «полумесяц» и «крыло птицы чайки» обладают неплохими аэродинамическими характеристиками, однако сложность изготовления делает их

применение в авиамоделировании затруднительным. Практическая значимость исследований очевидна. Материалы могут быть использованы при конструировании авиамodelей БПЛА.

Список литературы

1. Оптимальное проектирование корпуса беспилотного летательного аппарата / М. С. Павлов, А. К. Каравацкий, К. В. Костюшин, К. К. Исмаилов, Н. О. Костюшина, С. А. Орлов // Вестн. ТомГУ. Математика и механика. 2021. № 73. С. 71–80. doi: 10.17223/19988621/73/7.

2. Углов М. А., Акмалиев А. Н. Проектирование и создание беспилотного летательного аппарата с применением отечественной системы автоматизированного проектирования Компас 3D // Вестн. науки. 2023. Т. 3, № 12(69). С. 1019–1028.

3. Жернаков С. В., Ожегов А. А. Моделирование малого беспилотного летательного аппарата самолётного типа // Бюл. науки и практики. 2016. № 5(6). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/modelirovanie-ma>

logo-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-samoletnogo-tipa (дата обращения: 30.08.2025).

4. Наумов А. М., Домнина О. А. Модальный анализ модели крыла в потоке воздуха в консервативной постановке // Инженерный журн.: наука и инновации. 2023. № 6(138). С. 1–19. doi: 10.18698/2308-6033-2023-6-2280.

5. Семенистый В. В. Аэродинамика профиля крыла // Изв. ЮФУ. Техн. науки. 2000. № 1(15). С. 138. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/aerodinamika-profilya-kryla> (дата обращения: 01.10.2025).

6. Карачевский Г. И. Об основной теореме аэродинамики // ВКС. 2019. № 4(101). С. 88–97. doi: 10.30981/2587-7992-2019-101-4-88-97.

Информация об авторах

Антоневич Виктория Алексеевна – бакалавр кафедры летательных аппаратов. Оренбургский государственный университет, пр. Победы, 13, Оренбург, 460018, Россия.
E-mail: v.bishoff@yandex.ru

Антоневич Георгий Борисович – бакалавр кафедры летательных аппаратов. Оренбургский государственный университет, пр. Победы, 13, Оренбург, 460018, Россия.
E-mail: antonevich.01@mail.ru

Припадчев Алексей Дмитриевич – д-р техн. наук, зав. кафедрой летательных аппаратов, эксперт по проведению аккредитационной экспертизы образовательных учреждений и научных организаций. Оренбургский государственный университет, пр. Победы, 13, Оренбург, 460018, Россия.
E-mail: apripadchev@mail.ru

Магдин Александр Геннадьевич – канд. техн. наук, доцент кафедры летательных аппаратов. Оренбургский государственный университет, пр. Победы, 13, Оренбург, 460018, Россия.
E-mail: magdin.sasha@yandex.ru

Калинина Ирина Сергеевна – канд. техн. наук, доцент кафедры летательных аппаратов. Оренбургский государственный университет, пр. Победы, 13, Оренбург, 460018, Россия.
E-mail: is.bykova04@gmail.com

Вклад авторов:

Антоневич В. А. – участие в проведении экспериментов, участие в обсуждении результатов, анализ результатов экспериментов, подготовка и редактирование текста статьи.

Антоневич Г. Б. – разработка идеи, участие в проведении экспериментов, подготовка обзора состояния вопроса, участие в обсуждении результатов, подготовка первоначального варианта текста статьи.

Припадчев А. Д. – постановка научной задачи, научная консультация, разработка математической модели и методологии исследования, валидация результатов, критический анализ и доработка текста статьи.

Магдин А. Г. – общее руководство исследованием, разработка концепции многоагентной системы, научная консультация, разработка математической модели и методологии исследования, валидация результатов, критический анализ.

Калинина И. С. – проведение программной реализации алгоритма, постановка и проведение вычислительных экспериментов, сбор и анализ данных, визуализация результатов.

References

1. Optimalnoe proektirovanie korpusa bespilotnogo letatel'nogo apparata / M. S. Pavlov, A. K. Karavackij, K. V. Kostjushin, K. K. Ismailov, N. O. Kostjushina, S. A. Orlov // Vestn. TomGU. Matematika i mexanika. 2021. № 73. S. 71–80. doi: 10.17223/19988621/73/7. (In Russ.).
2. Uglov M. A., Akmaliev A. N. Proektirovanie i sozdanie bespilotnogo letatel'nogo apparata s primeneniem otechestvennoj sistemy avtomatizirovannogo proektirovanija Kompas 3D // Vestn. nauki. 2023. T. 3, № 12(69). S. 1019–1028. (In Russ.).
3. Zhernakov S. V., Ozhegov A. A. Modelirovanie malogo bespilotnogo letatel'nogo apparata samoletnogo tipa // Bjul. nauki i praktiki. 2016. № 5(6). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/modelirovanie-malogo-bespilotnogo-letatel'nogo-apparata-samoletnogo-tipa> (data obrashhenija: 30.08.2025). (In Russ.).
4. Naumov A. M., Domnina O. A. Modalnyj analiz modeli kryla v potoke vozduxa v konservativnoj postanovke // Inzhenernyj zhurn.: nauka i innovacii. 2023. № 6(138). S. 1–19. doi: 10.18698/2308-6033-2023-6-2280. (In Russ.).
5. Semenistyj V. V. Aerodinamika profilja kryla // Izv. JUFU. Tehn. nauki. 2000. № 1(15). S. 138. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/aerodinamika-profilja-kryla> (data obrashhenija: 01.10.2025). (In Russ.).
6. Karachevskij G. I. Ob osnovnoj teoreme aerodinamiki // VKS. 2019. № 4(101). S. 88–97. doi: 10.30981/2587-7992-2019-101-4-88-97. (In Russ.).

Information about the authors

Victoria A. Antonevich – bachelor of the Department of Aircraft. Orenburg State University, ave. Pobedy, 13, Orenburg, 460018, Russia.

E-mail: v.bishoff@yandex.ru

Georgy B. Antonevich – bachelor of the Department of Aircraft. Orenburg State University, ave. Pobedy, 13, Orenburg, 460018, Russia.

E-mail: antonevich.01@mail.ru

Alexey D. Pripadchev – Dr Sci. (Eng.), Head of the Department of Aircraft, an expert in conducting accreditation examinations of educational institutions and scientific organizations. Orenburg State University, ave. Pobedy, 13, Orenburg, 460018, Russia.

E-mail: apripadchev@mail.ru

Alexander G. Magdin – Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor of the Department of Aircraft. Orenburg State University, ave. Pobedy, 13, Orenburg, 460018, Russia.

E-mail: magdin.sasha@yandex.ru

Irina S. Kalinina – Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor of the Department of Aircraft. Orenburg State University, ave. Pobedy, 13, Orenburg, 460018, Russia.

E-mail: is.bykova04@gmail.com

Author contribution statement:

Antonevich V. A. – participation in conducting experiments, participation in discussing the results, analysis the results of experiments, preparing and editing the text of the article.

Antonevich G. B. – development of an idea, participation in conducting experiments, preparation of a review of the status of the issue, participation in the discussion of the results, preparation of the initial version of the text of the article.

Pripadchev A. D. – formulation of a scientific problem, scientific consultation, development of a mathematical model and research methodology, validation of results, critical analysis and revision of the text of the article.

Magdin A. G. – general research management, development of the concept of a multi-agent system, scientific advice, development of a mathematical model and research methodology, validation of results, critical analysis.

Kalinina I. S. – software implementation of the algorithm, setting up and conducting computational experiments, data collection and analysis, visualization of results.

Статья поступила в редакцию 23.12.2025; принята к публикации после рецензирования 03.03.2026; опубликована онлайн 27.04.2026.

Submitted 23.12.2025; accepted 03.03.2026; published online 27.04.2026.