

Научная статья  
УДК 355.469.34  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187575>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/QWYYDA>



## Повышение транспортной эффективности легкого беспилотного электрического экраноплана сбросом отработавших аккумуляторных батарей

Юрий Андреевич Карпиков<sup>1✉</sup>, Андрей Владимирович Февральских<sup>2</sup>, Артем Александрович Крайнов<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева,  
Нижний Новгород, Российская Федерация

<sup>1</sup> [yurockkarp@mail.ru](mailto:yurockkarp@mail.ru)✉, orcid 0009-0003-6669-8958

<sup>2</sup> [a.fevralskih@gmail.com](mailto:a.fevralskih@gmail.com), orcid 0000-0002-5959-7994

<sup>3</sup> [art.kr-91@mail.ru](mailto:art.kr-91@mail.ru), ORCID: 0000-0003-1156-8702

**Аннотация.** Рассмотрен способ улучшения транспортных характеристик легких беспилотных электрических экранопланов (ЛБЭЭ) за счет оборудования ЛБЭЭ блоком аккумуляторных батарей, включаемых одновременно для достижения повышенной мощности на старте и последовательно расходующихся на крейсерском режиме. По мере расходования аккумуляторные батареи сбрасываются с борта ЛБЭЭ, чем обеспечивается уменьшение массы в процессе движения и увеличение расчетной дальности. Для оценки описываемого положительного эффекта известная методика оценки проектных параметров электрического летательного аппарата доработана в части моделирования дискретного изменения массы и высоты полета в зоне работы экранного эффекта. Результаты исследования предложенного способа улучшения транспортных характеристик предназначены для использования на ранних этапах проектирования ЛБЭЭ. Показана возможность существенного увеличения дальности движения беспилотного ЛА за счет сочетания положительного влияния экранного эффекта и использования разделяемой сбрасываемой электрической батареи

**Ключевые слова:** проектирование БПЛА, электрические летательные аппараты, беспилотный экраноплан, экранный эффект, летательные аппараты переменной массы, электрическая силовая установка, транспортная эффективность

**Для цитирования:** Карпиков Ю.А., Февральских А.В., Крайнов А.А. Повышение транспортной эффективности легкого беспилотного электрического экраноплана сбросом отработавших аккумуляторных батарей // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 39-46. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187575>

Original article

## Transport Efficiency Improving of the Light Unmanned Electric Wing-in-Ground Effect Aircraft by the Wasted Batteries Drop-Off

Yurii A. Karpikov<sup>1✉</sup>, Andrei V. Fevral'skikh<sup>2</sup>, Artem A. Krainov<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russian Federation

<sup>1</sup> [yurockkarp@mail.ru](mailto:yurockkarp@mail.ru)✉, orcid 0009-0003-6669-8958

<sup>2</sup> [a.fevralskih@gmail.com](mailto:a.fevralskih@gmail.com), orcid 0000-0002-5959-7994

<sup>3</sup> [art.kr-91@mail.ru](mailto:art.kr-91@mail.ru), ORCID: 0000-0003-1156-8702

© Карпиков Ю.А., Февральских А.В., Крайнов А.А., 2026

### Abstract

In recent years, the unmanned wing-in-ground (WIG) effect aircraft design has been considered as a promising area of the aviation technology development. Unlike the well-known light aircraft-type UAVs, the prospects for the unmanned WIG aircraft development are associated with the possibility of achieving higher aerodynamic quality and longer range due to the screen effect positive impact. However, one of the basic issues of the WIG aircraft development is associated with high power ensuring while the takeoff from the water surface, which is being accomplished in the WIG aircraft heavy-layout by the extra blowing engines. The need for lay out with the extra blowing engines is in point of fact an obstacle to the light unmanned WIG aircraft development, since the weight of these engines does not allow practically realizing the positive impact of the screen effect. In recent years, electric motors have been actively applied in the unmanned aerial vehicles layouts, which advantages are being associated with higher specific power per unit mass, relatively low cost and ease of maintenance. Besides, more and more relatively light and energy-intensive lithium rechargeable batteries have recently appeared on the market. The article considers a technique for the light unmanned WIG aircraft transport characteristics improving by equipping it with a battery pack, switched on simultaneously to achieve the increased power at launch, and sequentially consumed while cruising. While the batteries are being consumed, they are dropped-off from the WIG aircraft, which ensures a weight decrease during its movement as well as estimated range increase. To assess the positive effect being described the well-known technique for the electric aircraft design parameters estimation was updated with regard to modeling the discrete mass variation and flight altitude in the area of the screen effect operation. A significant difference from the airplane-type UAV computation consists in this article in accounting for the drag  $C_x$  and lifting force  $C_y$  coefficients dependence not only on the angle of attack but movement altitude over the underlying surface (screen) as well. The authors employ an algorithm, basing on the information of more than 25 WIG aircraft projects, for the screen UAV geometric parameters determining in a first approximation while recalculating geometry characteristics of the WIG aircraft wing being designed.

Based on the obtained computed dependences, the article demonstrates that application of the expended battery unit elements drop-off principle may significantly increase the range or weight ratio of the WIG aircraft. For an estimated range of 60 km, the WIG aircraft, which discretely drops off weight during its movement, has a 14% lower starting weight. For a range of 80 km, the starting weight reduction is about 33.3%.

The obtained results may be applied for the mass-and-size characteristics preliminary computing of a light unmanned electric WIG aircraft with increased transport efficiency. The said characteristics may be associated with the options of their equipping with batteries and electric mainline motors. The results of mathematical modeling demonstrate the possibility of the of the light unmanned electric WIG aircraft transport efficiency significant improving by increasing the cruising range employing the discrete weight reduction principle. Mathematical model of the electric power plant operation developed in the work is intended for use in a generalized design methodology for electric unmanned WIG aircrafts with a shared AB.

**Keywords:** UAV design, electric aircraft, unmanned wing-in-ground effect aircraft, wing-in-ground effect, aircraft of variable mass, electric propulsion system, transport efficiency

**For citation:** Karpikov Yu.A., Fevral'skikh A.V., Krainov A.A. Transport Efficiency Improving of the Light Unmanned Electric Wing-in-Ground Effect Aircraft by the Wasted Batteries Drop-Off. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):39-46. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187575>

### List of Figures

- Fig. 1. The aircraft-type configuration wing-in-ground aircraft aerodynamic characteristics dependence at various angles of attack on the height of movement above the screen in the fractions of the mean aerodynamic chord [11]
- Fig. 2. Dependence of the inverse specific aerodynamic loading per load-bearing wing unit of area  $\sigma_e$  of the wing-in-ground effect aircraft on the natural logarithm of its takeoff weight by the free data of known projects
- Fig. 3. Estimation of the design flying range increase for various weights of aircraft at the four batteries discrete spending and drop-off

### List of Tables

Table 1. Characteristics of the wing-in-ground effect aircraft of various projects.

Table 2. Calculation data for various equipment options for an ultra-small electric wing-in-ground effect aircraft outfitting

## Введение

Разработка беспилотных экранопланов в последние годы рассматривается в качестве перспективного направления развития авиационной техники [1–4]. В отличие от известных легких БПЛА самолетного типа [5–8], перспективы развития беспилотных экранопланов связывают с возможностями достижения более высокого аэродинамического качества и большей дальности движения за счет положительного влияния экранного эффекта. Один из основных вопросов разработки экранопланов связан с обеспечением высокой мощности на взлете с водной поверхности, которое в компоновках тяжелых экранопланов осуществляется за счет использования дополнительных поддувных двигателей. Эти двигатели на режиме крейсерского полета фактически не используются и являются лишним балластом, однако вклад массы двигателей в весовой баланс тяжелых экранопланов со взлетной массой более 100 т компенсируется высокими показателями подъемной силы: максимальная взлетная масса экраноплана КМ, укомплектованного восемью двигателями типа ТРД ВД-7, достигала 540 т. Необходимость компоновки дополнительными поддувными двигателями по сути является препятствием к разработке легких беспилотных экранопланов, поскольку масса таких двигателей фактически не позволяет реализовать положительное влияние экранного эффекта. В последние годы в компоновках беспилотных летательных аппаратов активно применяются электродвигатели, преимущества которых связаны с более высокой удельной мощностью на единицу массы [9], относительно низкой стоимостью и простотой обслуживания. Кроме того, в последнее время на рынке появляется все больше относительно легких и энергоемких литиевых аккумуляторных батарей (АБ) [10–12]. С точки зрения весового проектирования беспилотного летательного аппарата, постоянство массы электрической силовой установкой по сравнению с установкой на основе двигателя внутреннего сгорания (ДВС) может рассматриваться и как преимущество, и как ограничение: в процессе полета масса отработавших батарей становится дополнительным балластом, в то время как совокупная масса энергетической установки БПЛА с ДВС уменьшается по мере сгорания топлива. В качестве решения проблемы компоновки энергетической установки легких беспилотных экранопланов в данной работе рассматривается применение электрических силовых установок с разделяемыми сбрасываемыми батареями. По результатам расчетов показано, что совокупное

применение в компоновке беспилотного летательного аппарата таких решений, как экранное крыло [13] и разделяемая АБ со сбрасываемыми элементами может способствовать увеличению дальности полета в 1,2–1,4 раза.

## Оценка дальности полета легкого электрического экраноплана со сбрасываемыми батареями

Методика оценки повышения транспортных характеристик электрического БПЛА за счет сброса батарей [14, 15] основывается на расчетах по формулам (1)–(3) для определения угла атаки аппарата, скорости движения и потребной мощности.

$$\sin \alpha \sim \alpha = \frac{M(t)g}{\frac{W}{v} + C_{y\alpha} \frac{M(t)}{p} q}; \quad (1)$$

$$\dot{v} = \frac{\frac{W}{v} - C_x \frac{M(t)}{p} q}{M(t)} - g \sin(\theta), \quad (2)$$

$$W_{\Pi} = \left[ g \sin(\theta) M(t) + C_x \frac{M(t)}{p} q \right] \cdot \dot{v}, \quad (3)$$

где  $\theta$  – угол наклона траектории;

$\alpha$  – угол атаки;

$C_{y\alpha}$  – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки;

$C_x$  – коэффициент сопротивления;

$q$  – скоростной напор;

$M(t)$  – текущее значение массы аппарата, кг;

$W_{\Pi}$  – потребная мощность, Вт;

$v$  – текущее значение скорости аппарата, м/с;

$p$  – удельная нагрузка на крыло, кг/м<sup>2</sup>.

Определение момента времени сброса  $t_{\text{сброса}}$  отработавшего блока АБ на режиме установившегося горизонтального полета [16] выполняется из условия, задаваемого формулой:

$$t_{\text{сброса}} \Leftarrow E(t) > (N_{0\text{АБ}} - N_{\text{АБ}}(t)) \frac{E_{\text{АБ}}}{E_{\text{АБ}}}, \quad (4)$$

где  $N_{\text{АБ}}(t)$  – количество АБ на борту ЛА в момент времени  $t$ ;  $N_{0\text{АБ}}$  – количество АБ в начальный момент времени;  $E_{\text{АБ}}$  – суммарная энергия батарей в начале движения.

Для экраноплана в расчетах с использованием формул (1)–(3) важным отличием от расчета БПЛА самолетного типа являются существенные зависимости коэффициентов сопротивления  $C_x$  и подъемной силы  $C_y$  не только от угла атаки, но и от высоты движения над подстилающей поверхностью (экраном) (рис. 1).

Высота движения над экраном, задаваемая как одно из требований технического задания на про-

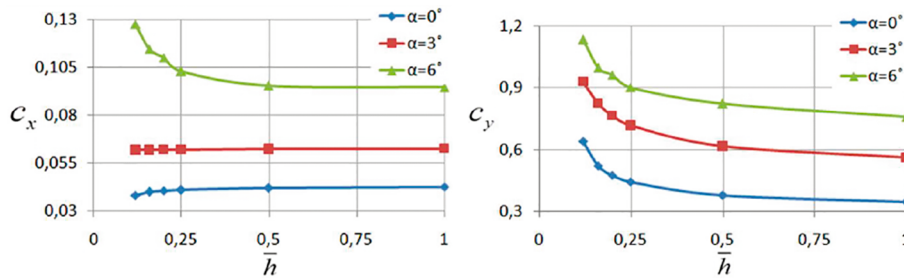


Рис. 1. График зависимости аэродинамических характеристик экраноплана самолетной схемы при различных углах атаки от высоты движения над экраном в долях средней аэродинамической хорды [13]

ектирование экранопланного БПЛА, в свою очередь, рассматривается как компоновочный параметр, который определяет основные размеры крыла экраноплана – по крайней мере, среднюю аэродинамическую хорду и размах крыла. Для определения этих характеристик в первом приближении используется следующая разработанная расчетная методика.

**Определение основных параметров компоновки экраноплана в первом приближении**

Для определения основных характеристик проектируемого экраноплана на крейсерском установившемся полете уравнения движения экраноплана удобно записать в «полусвязанной» системе координат, ось ординат которой направлена противоположно вектору гравитации, а ось абсцисс в направлении движения аппарата:

$$\begin{cases} T \sin \varphi + C_y \frac{\rho V^2}{2} S = mg; \\ T \cos \varphi - C_x \frac{\rho V^2}{2} S = 0; \\ T y_B - m_z \frac{\rho V^2}{2} S l = 0, \end{cases} \quad (5)$$

где  $T$  – тяга маршево-силовой установки судна;  $\varphi$  – угол установки движительно-поддувного устройства (угол между вектором тяги и осью

абсцисс принятой системы координат);  $y_B$  – расстояние между точкой приложения вектора тяги и осью абсцисс;  $m_z$  – коэффициент момента тангажа;  $S$  – площадь крыла;  $l$  – размах крыла;  $\rho$  – плотность воздуха;  $V$  – скорость крейсерского полета;  $m$  – масса аппарата.

Комбинируя первое и второе уравнения системы (5), нетрудно получить уравнение (6), в котором в левую часть отнесены величины, задаваемые, в основном, обводами аэродинамического облика и параметрами положения крыла относительно экрана, а в правую часть – масса, скорость и плотность воздуха:

$$(C_x \operatorname{tg} \varphi + C_y) S = \frac{2mg}{\rho V^2}. \quad (6)$$

Рассматривая характеристики экранопланов различных проектов (табл. 1), можно построить график зависимости правой части уравнения (6) от взлетной массы судна.

Приравняем правую часть уравнения (6) величине  $\sigma_e$  и получим:

$$\sigma_e = \frac{2mg}{\rho V^2}. \quad (7)$$

Данная величина имеет смысл обратной удельной аэродинамической нагрузки на единицу площади несущего крыла экраноплана. Ее зависи-

Таблица 1. Характеристики экранопланов различных проектов

Аппарат	Стриж	СМ-8	Орион-20	Иволга	А050-538	РТ-2-760	Волга-2	А020- 538
Скорость, км/ч	180	300	180	185	310	218	120	290
масса, т	1,65	8	12	3,9	38	9,5	2,5	19
Аппарат	Лунь	СМ-6	Орион-15	Орленок	А050-742	РТ2-ТВ7	РТ1-ТВ7	А300-538
Скорость, км/ч	500	300	132	400	400	242	206	500
масса, т	400	26,5	4,2	140	54	31	14,5	350
Аппарат	Тунгус	УТ-1	Буревестник-24	Спасатель	А080-752	М1НК12	М2НК12	М2Д18
Скорость, км/ч	150	170	200	450	410	324	378	423
Масса, т	1,8	0,9	6,1	390	100	115	210	340

мость от массы экранопланов известных проектов, построенная по собранным статистическим сведениям с использованием открытых источников, представлена на рис. 2.

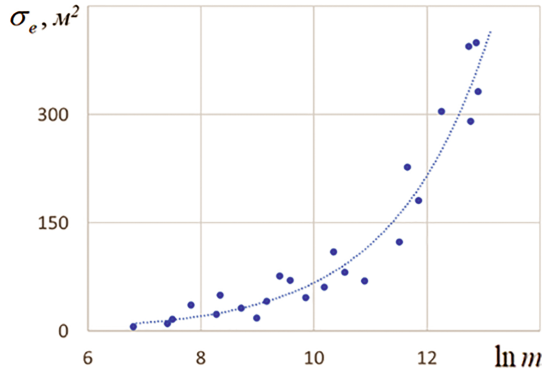


Рис. 2. График зависимости обратной удельной аэродинамической нагрузки  $\sigma_e$  на единицу площади несущего крыла экраноплана от натурального логарифма его взлетной массы

Зависимость, представленная на рис. 2, аппроксимируется по методу наименьших квадратов законом вида  $\sigma_e = 0,1949m^{0,5842}$ . Таким образом, задавая взлетную массу экраноплана, можно получить уравнение связи между параметрами крыла и параметрами его положения относительно экрана на режиме крейсерского полета.

В левой части уравнения (6) присутствует только площадь крыла в плане, которую в первом приближении (без учета стреловидности) можно принять в виде  $S = l \cdot b$ , где  $b$  – величина средней аэродинамической хорды, которая определяет относительную высоту движения над экраном  $\bar{h} = h/b$ , а абсолютная высота  $h$  крейсерского движения над экраном определяется с точки зрения эксплуатационных требований высотой полета, которая должна быть больше суммы высоты волнения и высоты поплавков (скегов). Таким образом, площадь крыла удобно представить в виде

$$S = l \frac{H_c}{h}, \quad (8)$$

где  $H_c$  – ордината центра масс экраноплана в процессе крейсерского движения над экраном (важно отметить, что центр масс экранопланов располагают в плоскости средней аэродинамической хорды крыла). Кроме того, удлинение крыла скоростного экраноплана, в соответствии с известными эмпирическими закономерностями [17], подчиняется соотношению  $\lambda = l^2/S \leq 3,5$ . С учетом того, что аэродинамическое качество крыла, как правило, растет с увеличением удлинения, то для определен-

ности примем  $l^2 = 3,5$ . Тогда  $l = 3,5H_c/\bar{h}$ , и, с учетом изложенного, уравнение (6) сводится к виду

$$(C_x \operatorname{tg} \varphi + C_y) \cdot \frac{3,5}{\bar{h}} = \frac{0,1949m^{0,5842}}{H_c^2}. \quad (9)$$

Уравнение (9) неявно зависит от параметров формы крыла – через коэффициенты сопротивления и подъемной силы, однако может быть использовано при пересчете геометрических характеристик проектируемого крыла экраноплана, поскольку опирается на сведения о более чем 25 проектах экранопланов.

На основе уравнения (9) в данной работе используется следующий алгоритм определения геометрических параметров экранного БПЛА в первом приближении:

- 1) задаются взлетная масса  $m$  и высота крейсерского полета центра масс судна  $H_c$  (с учетом высоты волны);
- 2) площадь крыла определяется из формулы  $\sigma_e = 0,1949m^{0,5842}$ ;
- 3) размах крыла  $l = \sqrt{3,5 \cdot S}$ ;
- 4) хорда крыла  $b = l/3,5$ ;
- 5) относительная высота движения задней кромки крыла над экраном, определяется по формуле:

$$\bar{h} = \frac{H_c - (1 - \bar{x}_c) b \sin \alpha_w}{b}, \quad (10)$$

где  $\alpha_w$  – угол атаки крыла;  $\bar{x}_c$  – абсцисса центра тяжести в долях средней аэродинамической хорды, отсчитанная от носка к задней кромке крыла.

### Сравнительный анализ дальности движения электрического экраноплана с неразделяемой и разделяемой аккумуляторными батареями

Для расчетного анализа дальности движения ЛБЭЭ были использованы данные о зависимостях коэффициентов  $C_x$  и  $C_y$  экранопланов от относительной высоты движения над подстилающей поверхностью [13, 18–20].

При определении проектных параметров и достигаемой дальности движения в качестве основной характеристики принимается удельная аэродинамическая нагрузка на крыло, или обратная ей величина  $\sigma$ . Варьируя значения  $\sigma$  и увязывая его значение с относительными массами частей ЛБЭЭ, можно определить значение нагрузки на крыло для аппарата минимальной массы, способного совершить полет по траектории с учетом принятых ограничений.

Характеристики вариантов компоновок сверхмалого электрического экраноплана и полученные расчетные данные дальности приведены в табл. 2.

Таблица 2. Данные расчетов различных вариантов оснащения сверхмалого электрического экраноплана

Вариант	Взлетная масса, кг	Суммарная пиковая мощность двигателей, кВт	Высота движения над подстилающей поверхностью в долях САХ	Расчетная дальность с единой АБ, км	Дальность с блоком сбрасываемых АБ, км
1	40	1,6	0,73	42	51
2	50	2,4	0,72	65	81
3	75	11,6	0,65	80	116

Во всех рассмотренных вариантах блоки АБ формировались из одиночных батарей Chaohang CH 6S и Chaohang CH 12S. Емкость данных батарей составляет 54000 мАч, массы одиночных батарей составляют 4,7 и 9,3 кг соответственно. Для оснащения первого варианта использовались три сбрасываемых элемента, представляющих из себя четыре одиночных АБ Chaohang CH 6S. Для оснащения второго варианта применялись три сбрасываемых элемента из двух батарей Chaohang CH 6S, подключенных последовательно. Для оснащения третьего варианта применялись три сбрасываемых элемента из одиночных батарей Chaohang CH 12S. Предельная расчетная дальность достигалась при полной разрядке четвертого несбрасываемого элемента. Такой способ организации питания электрической СУ связан с ограничениями на вольтаж ЭД для каждого варианта оснащения.

Сравнительная оценка возрастания расчетной дальности полета для различных масс аппаратов с использованием принципа дискретного уменьшения массы сбросом отработавших АБ показана на рис. 3.

Из полученных зависимостей видно, что применение принципа сброса отработавших элементов из состава блока АБ позволяет значительно увеличить

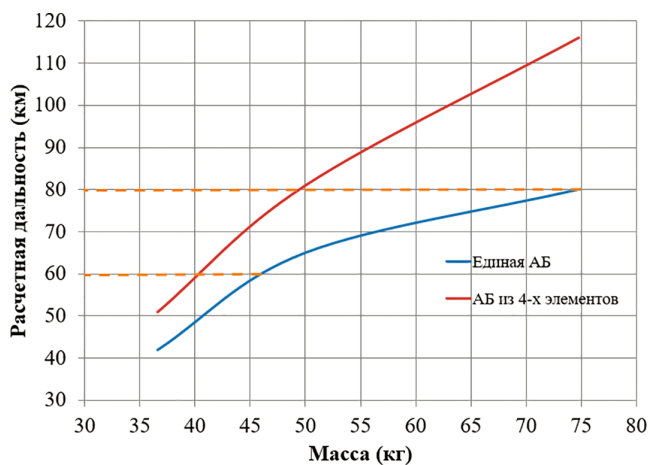


Рис. 3. График оценки возрастания расчетной дальности полета для различных масс аппаратов при дискретном расходовании и сбросе четырех АБ

дальность или весовую отдачу ЛБЭЭ. Для расчетной дальности движения в 60 км ЛБЭЭ, дискретно снижающий массу при движении, обладает на 14% меньшим стартовым весом. Для дальности движения в 80 км уменьшение стартового веса составляет порядка 33,3%.

### Выводы

Полученные результаты предназначены для проектных расчетов массово-габаритных характеристик легких беспилотных электрических экранопланов с повышенной транспортной эффективностью. Искомые характеристики увязаны с вариантами их оснащения аккумуляторными батареями и маршевыми электродвигателями. Ранее известные эмпирические зависимости дополнены новыми научнообоснованными методами расчетов для формирования облика беспилотного экраноплана в первом приближении. Результаты математического моделирования показывают возможность значительного улучшения транспортной эффективности легких беспилотных электрических экранопланов за счет увеличения дальности крейсерского полета при использовании принципа дискретного уменьшения массы. Представленная в работе математическая модель работы электрической силовой установки предназначена для применения в обобщенной методике проектирования электрических беспилотных экранопланов с разделяемой АБ.

### Список источников

- Агаев Р.Н., Ганжин А.Г., Чариков А.В. и др. Проектирование беспилотного экраноплана с замкнутым контуром крыла // Современные технологии в кораблестроительном и авиационном образовании, науке и производстве: Сборник докладов Всероссийской научно-практической конференции (16–17 декабря 2021; Нижний Новгород). Нижний Новгород: НГТУ им. Р.Е. Алексеева, 2021. С. 271–274.
- Саврушкина М.Е., Чулин Н.А., Ноздрин К.С. Моделирование управляемого движения беспилотного экраноплана // Информационные системы и технологии - 2019: Сборник материалов XXV Международной научно-технической конференции (19 апреля 2019; Нижний

- Новгород). Нижний Новгород: НГТУ им. Р.Е. Алексеева, 2019. С. 699–702. EDN PXDSCA
3. Зиненков Ю.В., Орлов И.И. Формирование предварительного технического облика силовой установки ударного беспилотного экраноплана // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24. № 2(88). С. 69–78.
  4. Утенков М.Д. Моделирование на этапе эскизного проектирования беспилотного экраноплана // XXIII Туполевские чтения (школа молодых ученых): Сборник докладов Международной молодежной научной конференции (08–10 ноября 2017; Казань). Казань: Изд-во Академии наук РТ, 2017. Т. I. С. 101–106.
  5. Зиненков Ю.В., Луковников А.В. Особенности расчета летно-технических характеристик электрической силовой установки беспилотного летательного аппарата самолетного типа с помощью математического моделирования // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 2. С. 85–94. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=180651> EDN JDJLHG.
  6. Карнович Е.А., Гуереш Д., Хан В. и др. Концепции беспилотного самолета для исследования Марса // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 104–115. DOI: 10.34759/vst-2022-4-104-115 EDN PTOGJW
  7. Gundlach J. Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach. 2nd ed. AIAA, 2014. 856 p.
  8. Тремкина О.В., Аднан Х., Шихалев В.И. и др. Расчетное исследование гибридной криогенной силовой установки для БПЛА с подводом теплоты от двигателя внутреннего сгорания // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 155–162. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=176931>
  9. Афанасьев П.П., Веркин Ю.В., Голубев И.С. и др. Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно-пилотируемые летательные аппараты). М.: Изд-во МАИ, 2006. С. 232–237.
  10. Ващенко А.Н., Григорьев М.Н., Чжан Цзыян. Разработка и применение самолетов с тяговыми электродвигателями как перспективный тренд развития современной авиации: опыт КНР // Аэрокосмическая техника и технологии. 2024. Т. 2. № 1. С. 77–93. DOI 10.52467/2949-401X-2024-2-1-77-93. EDN VRQFUQ
  11. Халютин С.П., Харьков В.П., Левин А.В. и др. Электрификация самолетов. Современное состояние и тенденции // Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий: Сборник материалов XI Международной научно-практической конференции (ИНФО'2014; 01–10 октября 2014; Сочи, Россия). М.: НИУ ВШЭ, 2014. С. 533–536.
  12. Карников Ю.А., Киреев А.Н., Орлов С.Б. и др. Улучшение транспортных характеристик электрических беспилотных летательных аппаратов, стартующих с автомобиля // Аэрокосмическая техника и технологии. 2025. Т. 3. № 1. С. 125–140. DOI: 10.52467/2949-401X-2025-3-1-125-140 EDN MTJJUC
  13. Февральских А.В. Разработка методики проектирования аэрогидродинамической компоновки амфибийного судна на воздушной подушке с аэродинамической разгрузкой на основе численного моделирования: Дисс. ... канд. техн. наук. Нижний Новгород: НГТУ им. Р.Е. Алексеева, 2017. 175 с.
  14. Чернобровкин Л.С. (ред.). Беспилотные летательные аппараты. М.: Машиностроение, 1967. 440 с.
  15. Балык В.М., Бородин И.Д., Гайдаров Д.Д. и др. Многокритериальный выбор двухимпульсного режима движения беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 54–63. DOI: 10.34759/vst-2023-1-54-63 EDN OBOMZJ
  16. Карников Ю.А., Трохов Д.А., Февральских А.В. Транспортные характеристики электрических БПЛА, оснащенных сбрасываемыми аккумуляторными батареями // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 4. С. 51–61. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186667> EDN RSLDVH
  17. Маскалик А.И., Нагапетян Р.А., Иваненко В.В. и др. Экранопланы: транспортные суда XXI века. СПб. Судостроение, 2005. 576 с.
  18. Белавин Н.И. Экранопланы. Л. Судостроение, 1977. 228 с.
  19. Февральских А.В. Численное исследование влияния удлинения крыла на характеристики движения под действием экранного эффекта амфибийного судна на воздушной подушке с аэродинамической разгрузкой // Известия КГТУ. 2019. № 53. С. 182–192.
  20. Ливеринова М.А., Тряскин Н.В. Численное определение движения профиля над экраном и определение его аэродинамических характеристик // Морские интеллектуальные технологии. 2021. № 1-2(51). С. 44–50. DOI: 10.37220/MIT.2021.51.1.024. EDN EAEOQC

## References

1. Agaev RN, Ganzhin AG, Charikov AV, et al. Designing an unmanned ekranoplane with a closed wing contour. *Materialy Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii "Sovremennye tekhnologii v korablestroitel'nom i aviatsionnom obrazovanii, nauke i proizvodstve" (December 16-17, 2021; Nizhny Novgorod, NSTU named after R.E. Alekseev)*. p. 271–274. (In Russ.).
2. Savrushkina ME, Chulin NA, Nozdryn KS. Simulation of the wing-in-ground effect vehicle controlled motion. *Materialy XXV Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Informatsionnye sistemy i tekhnologii – 2019" (April 19, 2019; Nizhny Novgorod, NSTU named after R.E. Alekseev)*. p. 699–702. (In Russ.). EDN PXDSCA
3. Zinenkov YV, Orlov II. Formation of the preliminary technical appearance of the power plant of the strike

- unmanned ekranoplan. *Vestnik UGATU*. 2020;24(2):69-78. (In Russ.).
4. Utenkov MD. Modeling at the stage of preliminary design of an unmanned ekranoplane. *Materialy Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "XXIII Tupolevskie chteniya (shkola molodykh uchenykh)" (November 08-10, 2017; Kazan)*. Kazan: Akademiya nauk RT; 2017. Vol. I. p. 101-106. (In Russ.).
  5. Zinenkov YV., Lukovnikov AV. Computational Specifics of Electric Power Plant Performance Characteristics of an Airplane-Type Unmanned Aerial Vehicle by Mathematical Modeling. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(2):85-94. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=180651>
  6. Karpovich EA, Gueraiche D, Han W, et al. Unmanned aerial vehicle concept for Mars exploration. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(4):104-115. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2022-4-104-115
  7. Gundlach J. *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. 2nd ed. AIAA; 2014. 856 p.
  8. Tremkina OV, Adenane H, Shikhalev VI, et al. Computational study of a hybrid cryogenic power plant for the UAV with heat supply from the internal combustion engine. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(3):155-162. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=176931>
  9. Afanas'ev PP, Verkin YuV, Golubev IS, et al. *Fundamentals of device, design, engineering and production of aircraft (remotely piloted aircraft)*. Moscow: MAI; 2006. p. 232–237. (In Russ.).
  10. Vashchenko AN, Grigoriev MN, Zihan Z. Development and use of aircraft with traction electric motors as a promising trend in the development of modern aviation: the experience of the people's republic of China. *Aerospace Engineering and Technology*. 2024;2(1):77–93. (In Russ.). DOI: 10.52467/2949-401X-2024-2-1-77-93 EDN VRQFUQ
  11. Khalyutin SP, Khar'kov VP, Levin AV, et al. Electrification of aircraft. Current state and trends. *Materials of XI International Scientific and Practical Conference "Innovations based on information and communication technologies" (INFO'2014; October 01-10, 2014; Sochi, Russia)*. Moscow: NIU VShE; 2014. p. 533–536. (In Russ.).
  12. Karpikov YuA, Kireev AN, Orlov SB, et al. Enhancing the transport performance of electric uavs launched from a moving vehicle. *Aerokosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*. 2025;3(1):125–140. (In Russ.). DOI: 10.52467/2949-401X-2025-3-1-125-140 EDN MTJJUC
  13. Fevral'skikh AV. *Development of a methodology for designing the aerohydrodynamic layout of an amphibious hovercraft with aerodynamic unloading based on numerical modeling*. PhD thesis. Nizhny Novgorod: NSTU named after R.E. Alekseev; 2017. 175 p. (In Russ.).
  14. Chernobrovkin LS. (ed.) *Unmanned aerial vehicles*. Moscow: Mashinostroenie; 1967. 440 p. (In Russ.).
  15. Balyk VM., Borodin ID., Gaidarov DD, et al. Multi-criteria selection of the unmanned aerial vehicle two-impulse mode of motion. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(1):54-63. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-1-54-63
  16. Karpikov YuA, Trokhov DA, Fevral'skikh AV. Transport characteristics of electric UAVs equipped with discarded thrown off batteries. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(4):51-61. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=186667>
  17. Maskalik AI, Nagapetyan RA, Ivanenko VV, et al. *Ekranoplanes: transport vessels of the 21st century*. St. Petersburg: Sudostroenie; 2005. 576 p. (In Russ.).
  18. Belavin NI. *Ekranoplany*. Leningrad: Sudostroenie; 1977. 228 p. (In Russ.).
  19. Fevral'skikh A. Numerical investigation of wing in ground effect aspect ratio influence on motion characteristics of wig hovercraft. *Izvestiya KGTU*. 2019(53):182-192. (In Russ.).
  20. Liverinova MA, Tryaskin NV. Numerical determination of aerodynamic characteristics of an airfoil in a ground effect. *Marine intellectual technologies*. 2021(1 part 2):44-50. (In Russ.). DOI: 10.37220/MIT.2021.51.1.024

Статья поступила в редакцию / Received 16.12.2025  
 Одобрена после рецензирования / Revised 29.12.2025  
 Принята к публикации / Accepted 23.01.2026