

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья

УДК 629. 125.8

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184444>

EDN: <https://www.elibrary.ru/WXDPXR>



Численные исследования профиля крыла экраноплана с использованием метода зеркальных отображений

Ольга Викторовна Павленко^{1✉}, Андрей Владимирович Февральских², Мухаммед Заки Натур³

¹ Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), Жуковский, Московская область, Российская Федерация

² Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева, Нижний Новгород, Российская Федерация

^{1, 3} Московский физико-технический институт (МФТИ), Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация

¹ olga.v.pavlenko@yandex.ru✉

² a.fevralskih@gmail.com

³ natourzaki@gmail.com

Аннотация. Проведены численные исследования влияния экрана (земли) на обтекание профилей крыла NASA 5312 и Clark Y⁺, с неотклоненным ($\delta_{\text{зак}} = 0$) и отклоненным на $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ закрылком с использованием программы, основанной на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса. Дано сравнение с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе. Численные исследования влияния близости земли на несущие свойства профилей показали, что на подъемную силу профиля одновременно оказывают влияние такие факторы, как высота над землей, угол атаки, угол отклонения закрылка. Вследствие этого при проектировании экранопланов нужно рассматривать интерференцию частей конструкции и экрана совместно с условиями полета для нахождения оптимальных условий его движения.

Ключевые слова: экранопланы, аэродинамические характеристики, CFD методы

Для цитирования: Павленко О.В., Февральских А.В., Натур М.З. Численные исследования профиля крыла экраноплана с использованием метода зеркальных отображений // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 7–13. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184444>

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

Numerical Studies of the Ground Effect Vehicle Airfoil by the Mirroring Method

Ol'ga V. Pavlenko^{1✉}, Andrei V. Fevral'skikh², Mohammed Zaki Natour³

¹ Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

² Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russian Federation

^{1, 3} Moscow Institute of Physics and Technology (MIPT), Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

¹ olga.v.pavlenko@yandex.ru✉

² a.fevralskih@gmail.com

³ natourzaki@gmail.com

© Павленко О.В., Февральских А.В., Натур М.З., 2025

Abstract

The ground effect vehicle creation is an urgent task, since they are able to move both along the water and on various surfaces such as soil, snow or ice, as well as possess the ability of basing on these surfaces. Compared with water transport herewith, they possess a higher speed and a higher aerodynamic quality compared with airplanes. The problem of stability and controllability ensuring is being put forward as a rule as the main one while the ground effect vehicle designing.

A number of problems associated with correct description of the ground proximity effect impact with account for the moving screen arise while the ground effect vehicle studying in the wind tunnels. There are several techniques for the experimental study of the airfoil motion over the screen in the wind tunnels in this case. These are the screen modeling by the immovable wall, the mirror image method application or the movable wall method. Sucking-out of the boundary layer being formed with variable or constant consumption along the screen is possible as well.

One of the ways of the control system improving is mathematical modeling of the ground effect vehicle motion. As of today, the progress in software and numerical research methods applied at the preliminary design stage opens new possibilities in solving the problems on the ground effect vehicles creation and their updating.

The article presents the results of numerical study of the screen (ground) effect on the NASA 5312 wing airfoil flow-around by the mirror images method in comparison with the experimental results, as well computation of the Clark Y+ airfoil with both non-deflected ($\delta_{\text{flap}} = 0$) and deflected twenty degrees deflected ($\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$) flap.

The experiment, with which the numerical studies were compared, employed the mirror images method.

For this purpose, the two wing models were installed in the working part of the wind tunnel: the main (being studied) wing at the top and the auxiliary one at the bottom. The symmetry plane was employed in the numerical study of the NACA 5312 wing airfoil by the mirror images method. Experimental and computational dependencies of the lifting force on the height above the screen, expressed as a height above the ground to the chord of the airfoil (H/b) demonstrated a good fit.

The Clark Y+ airfoil with both non-deflected and deflected in the takeoff position flap was computed by the same technique and with the same initial conditions. Computational results revealed that the screen effect on the lifting force of the screen Clark Y+ airfoil with non-deflected flap was similar to the results obtained in the computation and experiment on the NACA 5312 airfoil.

Numerical studies of the ground proximity impact on the load-bearing properties of the NACA 5312 and Clark Y profiles revealed that the airfoil lifting force is affected simultaneously by such factors as the above ground level, the angle of attack and the flap deflection angle. Thus, while near screen movement at the distance of 0.1b the lifting force increases by 16% for the Clark Y+ airfoil with non-deflected flap ($\delta_{\text{flap}} = 0$) within the range of angles of attack of $4^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$. While with the flap deflection of $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$ near the screen the lifting force increase near 19% occurs within the angle of attack range of $-2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$.

Consequently, structural parts and screen parts interference should be considered in conjunction with the flight conditions, when the ground effect vehicle design to find the most optimal conditions of its motion.

Keywords: ground effect vehicle, aerodynamic characteristics, CFD-methods

For citation: Pavlenko O.V., Fevral'skikh A.V., Natour M.Z. Numerical Studies of the Ground Effect Vehicle Airfoil by the Mirroring Method. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):7-13. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184444>

List of Figures

Fig. 1. Computed airfoils: *a* - NACA 5312 airfoil; *b* - Clark Y+ airfoil, $\delta_{\text{flap}} = 0$;

c - Clark Y+ airfoil, $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Fig. 2. Computational grid near the Clark Y+ profile: *a* - $\delta_{\text{flap}} = 0$; *b* - $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Fig. 3. Experimental and computational studies of the wing profile motion near the ground [18]:

a - experimental model; *b* - computational model

Fig. 4. Validation results of the NACA 5312 wing airfoil:

a - dependence of the lift coefficient on the height above the screen,

b - dependence of the lift coefficient on the angle of attack

Fig. 5. Dependences of the lifting force coefficient of the Clark Y+ profile from the angle of attack:

a - with the flap not deflected $\delta_{\text{flap}} = 0$; *b* - with deflected flap $\delta_{\text{flap}} = 20^\circ$

Введение

Влияние близости земли на характеристики летательного аппарата привлекает внимание исследователей с начала двадцатого века. В России такие исследования проводились в основном в Центральном аэрогидродинамическом институте имени Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). В 1923 г. была опубликована первая работа по этой тематике — «Влияние земли на аэродинамические свойства крыла» Б.Н. Юрьева. Исследования показали зависимость аэродинамических и моментных характеристик от близости земли (экрана), а также увеличение аэродинамического качества при приближении к земле, главным образом за счет увеличения подъемной силы.

Одними из первых, в 1932 г., немецкие специалисты на гидросамолете Dornier Do-X выполнили полеты на высоте 10 м и показали, что расход топлива при этом оказывается существенно меньшим, чем при полетах на большей высоте.

В результате поисковых исследований было выделено несколько типов летательных аппаратов, движущихся без контакта с поверхностью [1, 2]:

- аппараты на динамической воздушной подушке, совершающие движение в основном режиме только в зоне действия экранного эффекта;
- экранопланы, движущиеся в непосредственной близости от поверхности и имеющие возможность кратковременного увеличения высоты полета;
- экранолеты, двухрежимные аппараты, движущиеся в непосредственной близости от поверхности и имеющие возможность совершать длительный полет в отрыве от экрана;
- аппараты с полной или частичной аэродинамической разгрузкой.

Влияние экрана тем больше, чем меньше высота расположения над ним задней кромки крыла, выраженная в долях хорды. При определенной площади крыла и заданном абсолютном расстоянии от экрана до задней кромки крыла, определяемом возможной высотой неровностей экрана, эффект экрана будет тем больше, чем меньше удлинение крыла. Это обстоятельство определяет компоновку экраноплана как летательного аппарата с крылом малого удлинения [3]. Некоторые особенности аэродинамических характеристик экраноплана обуславливают необходимость введения новых критериев устойчивости и, следовательно, появление связи с этим дополнительных требований к его аэродинамической компоновке [4]. В отличие от самолета, продольная статическая устойчивость которого при отсутствии влияния сжимаемости воздуха всегда, при любой аэродинамической

компоновке, может быть обеспечена выбором центровки, продольная апериодическая (статическая) устойчивость экраноплана в этих условиях может быть обеспечена только при определенном образом выбранной аэродинамической компоновке [4]. Возможно, этим объясняется широта области поиска оптимальных технических решений [5, 6].

Известно, что выбор схемы экраноплана может существенно повлиять на его аэродинамические характеристики. От выбора параметров аэродинамической компоновки экраноплана зависит его аэродинамическое качество, которое определяет эксплуатационную эффективность и экономичность. Так, например, в работе [7] при сравнении двух экранопланов, различающихся формой крыльев в плане, было показано, что экраноплан с треугольным крылом по схеме Липпиша обладает лучшими аэродинамическими характеристиками, чем экраноплан с прямоугольным крылом. Исследуются также различные варианты геометрии крыльев вблизи водной поверхности, различающихся углами отклонения концевых частей крыла и расположением концевых шайб с поплавками [8].

Создание экранопланов является актуальной задачей, так как они способны передвигаться как по воде, так по различным поверхностям, таким как земля, снег или лед, а также могут базироваться на этих поверхностях. При этом по сравнению с водным транспортом они обладают более высокой скоростью, а по сравнению с самолетами — большим аэродинамическим качеством [9]. Основной проблемой проектирования экранопланов обычно считается проблема обеспечения их устойчивости и управляемости [10–15].

При изучении экранопланов в аэродинамических трубах возникает ряд проблем, связанных с тем, что необходимо корректно описать эффект влияния близости земли с учетом движущегося экрана. Существует несколько способов экспериментального исследования движения профиля над экраном в аэродинамических трубах: моделирование экрана неподвижной стенкой, использование метода зеркального отображения, метода подвижной стенки. Возможен также отсос образующегося пограничного слоя с переменным или постоянным расходом по экрану [16].

Одним из путей совершенствования системы управления является математическое моделирование движения экраноплана. В настоящее время развитие компьютерных программ и численных методов исследования, используемых на этапе предварительного проектирования, дает новые возможности в решении задач по созданию экранопланов и их совершенствованию [17–22].

Методика, объект численных исследований и условия расчета

В данной статье с использованием метода зеркальных отображений проведено численное исследование влияния экрана (земли) на обтекание профиля крыла NACA 5312 в сравнении с результатами эксперимента, а также расчет профиля Clark Y^+ с неотклоненным $\delta_{\text{зак}} = 0$ и отклоненным на $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ закрылком (рис. 1).

Для расчетов в программе ANSYS ICEM были построены расчетные структурированные сетки с плоскостью симметрии на высоте экрана, содержащие около 1 млн ячеек, из которых 150 расположены по хорде крыла (рис. 2). Расчеты были выполнены в стационарной постановке задачи. Для разрешения пограничного слоя была создана специальная сетка типа *o-grid*, построенная по нормали к поверхности и содержащая по высоте 20 ячеек. При моделировании области пограничного слоя высота первой ячейки, вблизи поверхности крыла, выбиралась такой, чтобы пограничный слой вместил достаточное количество ячеек для расчета пристеночной функции. Значение параметра y^+ в первом пристеночном узле было $y^+ \leq 0,8$.

Валидация расчетных и экспериментальных данных проведена на профиле крыла NACA 5312 в соответствии с работой [23] (рис. 3).

В эксперименте, результаты которого сравнивались с результатами численных исследований, использовался метод зеркальных отображений. В рабочей части трубы зеркально были установлены две модели крыла: сверху основное (исследуемое) крыло и снизу вспомогательное. В численном исследовании была использована плоскость симметрии.

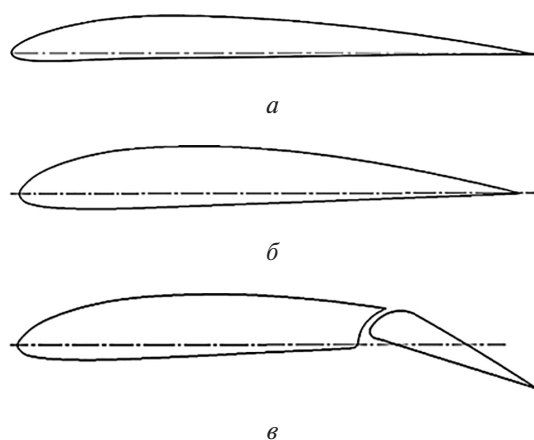


Рис. 1. Расчетные профили крыла:
а – профиль NACA 5312;
б – профиль Clark Y^+ , $\delta_{\text{зак}} = 0$;
в – профиль Clark Y^+ , $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$

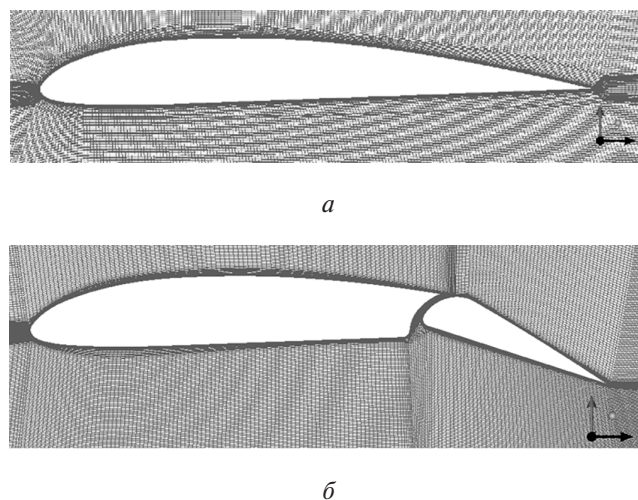


Рис. 2. Расчетная сетка вблизи профиля Clark Y^+ :
а – $\delta_{\text{зак}} = 0$; б – $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$

Численные исследования были проведены в программе ANSYS FLUENT с моделью турбулентности $k-\omega SST$. Расчеты были выполнены для профилей NACA 5312 и Clark Y^+ с одинаковой хордой профиля $b = 0,4826$ м, при температуре окружающей среды $T = 279$ К, атмосферном давлении $p = 85507$ Па, плотности $\rho = 1.068$ кг/м³, скорости

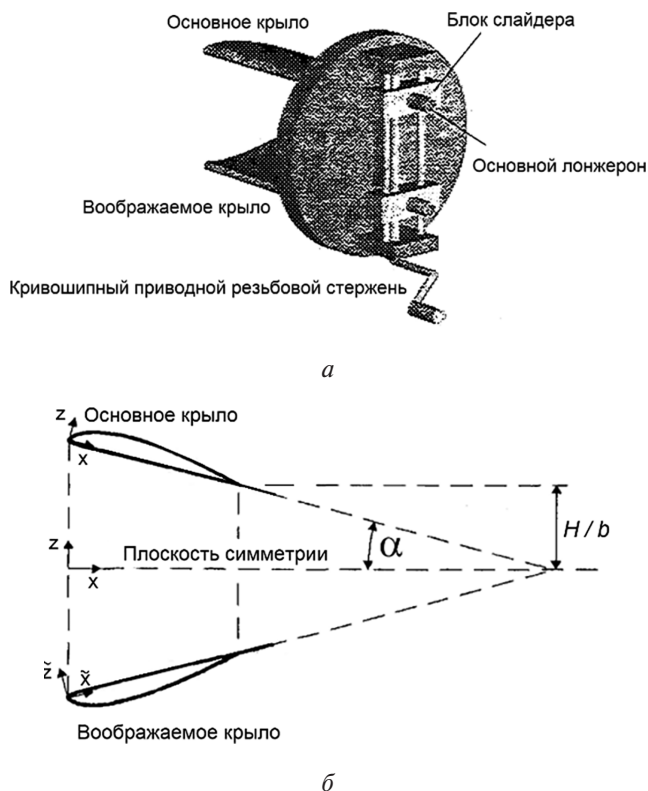


Рис. 3. Экспериментальные и расчетные исследования движения профиля крыла вблизи земли [18]:
а – экспериментальная модель;
б – расчетная модель

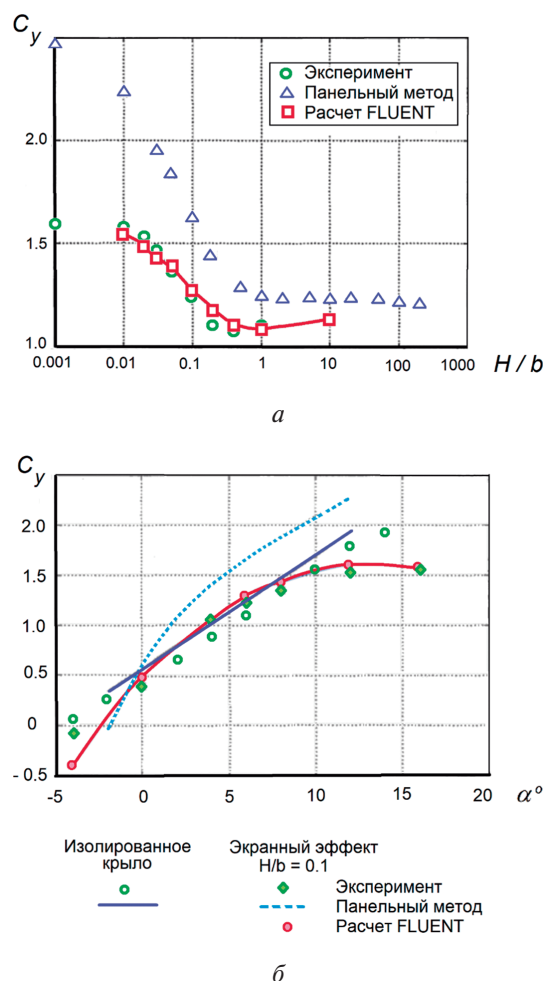


Рис. 4. Результаты валидации — зависимости коэффициента подъемной силы от: a — высоты над экраном; b — угла атаки

набегающего потока $V = 60,96$ м/с, числах Маха $M = 0,18$ и Рейнольдса $Re = 1,8 \cdot 10^6$.

Результаты расчета

Экспериментальные и расчетные зависимости коэффициента подъемной силы от высоты над экраном, выраженной как отношение высоты над землей к хорде профиля H/b , показаны на рис. 4. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки без влияния экрана в сравнении со случаем близкорасположенного экрана на расстоянии $H/b = 0,1$ показаны на рис. 4,б. По сравнению с данными расчета в программе Panel Code, расчет в программе ANSYS FLUENT показал лучшее соответствие эксперименту. Видно, что чем ближе к экрану движется профиль крыла и чем больше его угол атаки, тем больше его подъемная сила.

По данной методике расчета и с теми же граничными условиями был рассчитан профиль Clark Y+

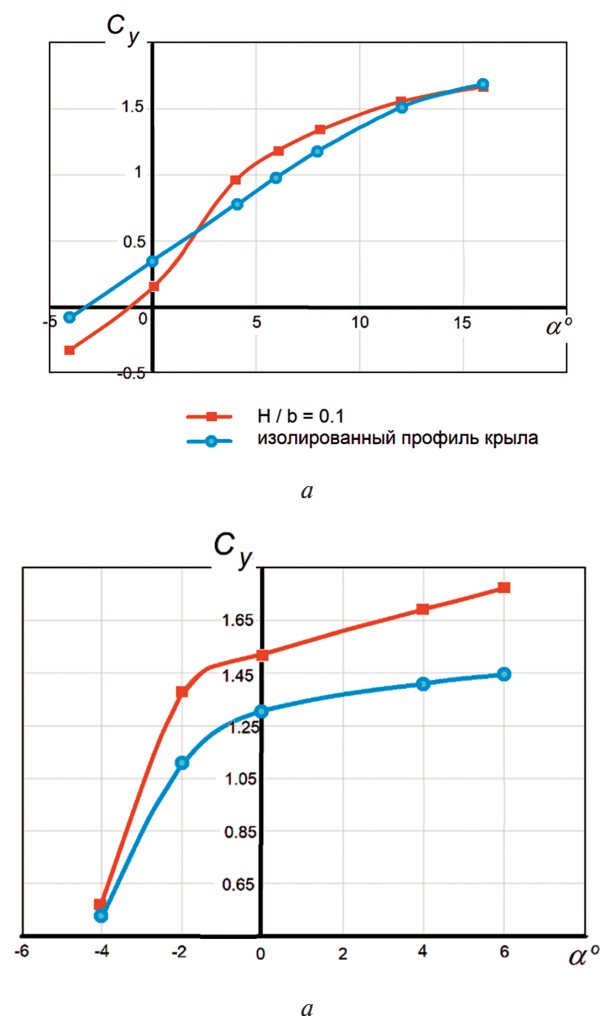


Рис. 5. Зависимости коэффициента подъемной силы профиля Clark Y+ от угла атаки:

a — с неотклоненным закрылком $\delta_{\text{зак}} = 0$;
 b — с отклоненным закрылком $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$

с неотклоненным и отклоненным во взлетное положение закрылком. Зависимости коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки показаны на рис. 5. Видно, что данные о влиянии экрана на подъемную силу профиля Clark Y+ с неотклоненным закрылком (рис. 5,а) подобны экспериментальным данным профиля NACA 5312 (рис. 4,б): на положительных углах атаки наиболее существенно подъемная сила увеличивается вблизи земли в диапазоне $4^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$: ее максимальное увеличение за счет близости экрана составляет около 16%.

Отклонение закрылка профиля Clark Y+ во взлетное положение $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ вблизи экрана и увеличение при этом угла атаки способствуют росту подъемной силы (рис. 5,б). Так, в диапазоне углов атаки $-2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ приращение подъемной силы из-за близости земли составляет около 19%.

Выводы

Численные исследования влияния близости земли на несущие свойства профилей NACA 5312 и Clark Y+, проведенные в программе ANSYS FLUENT, при хорошем согласовании с экспериментальными данными показали, что на подъемную силу профиля одновременно оказывают влияние такие факторы, как высота над землей, угол атаки, угол отклонения закрылка. Так, при движении вблизи экрана на расстоянии $0,1b$, для профиля Clark Y+ с неотклоненным закрылком $\delta_{\text{зак}} = 0$ подъемная сила увеличивается на 16% в диапазоне $4^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$. А при отклонении закрылка на $\delta_{\text{зак}} = 20^\circ$ вблизи экрана подъемная сила увеличивается в диапазоне углов атаки $-2^\circ \leq \alpha \leq 6^\circ$ и составляет около 19%.

Вследствие этого при проектировании экранопланов для нахождения оптимальных условий их движения нужно рассматривать интерференцию частей конструкции и экрана совместно с условиями полета.

Список источников

1. Ганин С.М. Создание экранопланов: от прошлого века до наших дней // Транспорт Российской Федерации. Журнал о науке, практике, экономике. 2014. № 6(55). С. 54-59.
2. Пустошный А.В., Аносов В.Н., Ганин С.М. и др. Перспективы развития высокоскоростного водного транспорта в России: монография. СПб.: Изд-во ЦНИИ им. акад. А. Н. Крылова, 2010. 124 с.
3. Белагин Н.И. Экранопланы. Л.: Судостроение, 1968. 176 с.
4. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана // Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т. 1. № 4. С. 63-72.
5. Белевин Н.И. Экранопланы (по данным зарубежной печати). 2-е изд., перераб. и доп. Л.: Судостроение, 1977. 230 с.
6. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С. Выбор параметров аэродинамического и динамического облика беспилотного планирующего летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 5-12.
7. Кривель С.М., Галушко Е.А. Влияние параметров компоновки экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики // Вестник инженерной школы ДВФУ. 2022. № 2(51). С. 3-16. DOI: 10.24866/2227-6858/2022-2/3-16
8. Сакорнсин Р., Попов С.А. Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=31133>
9. Qu Q., Wang W., Liu P., Agarwal R.K. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack // AIAA Journal. 2015. Vol. 53. No. 4, pp. 1048-1061. DOI: 10.2514/1.J053366
10. Жуков В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1997. 30 с.
11. Мецераков И.Н. Влияние конструктивных и режимных параметров на устойчивость экраноплана вблизи опорной поверхности // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 151. С. 175-180.
12. Суржик В.В., Санхорова А.А. Самостабилизирующиеся экранопланы схемы «Утка» с шасси на воздушной подушке // Вестник ИргТУ. 2014. № 6(89). С. 74-78.
13. Кудряшов А.А. Исследование адаптивной панели крыла и ее влияние на продольную устойчивость экраноплана // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т. 2. С. 470-473.
14. Чирков П.Р., Никушкин Н.В. Адаптивные крыльевые системы в приложении к обеспечению аperiodической продольной устойчивости экраноплана вблизи опорной поверхности // Сибирский аэрокосмический журнал. 2007. № 3. С. 82-84.
15. Назаров Д.В. Аэродинамика летательного аппарата вблизи земли: Учеб. пособие. Самара: Изд-во Самарского университета, 2019. 120 с.
16. Ливеринова М.А., Тряскин Н.В. Численное определение движения профиля над экраном и определение его аэродинамических характеристик // Морские интеллектуальные технологии. 2021. Т. 2. № 1-2(51). С. 44-50. DOI: 10.37220/MIT.2021.51.1.024
17. Болотин А.А. Математическое моделирование движения экраноплана при разгоне // Труды НГТУ им. Р.Е. Алексеева. 2013. № 5(102). С. 283-286.
18. Галушко Е.А., Кривель С.М. Оценка аэродинамических и летно-технических характеристик экраноплана с учетом поддува струи от воздушного винта // Вестник инженерной школы ДВФУ. 2021. № 1(46). С. 10-23. DOI: 10.24866/2227-6858/2021-1-2
19. Luchkov A.N. To the question of calculating the run distance of the lightweight WIG plan at the stage of preliminary design // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol. 1027, Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (16-17 October 2020; Moscow, Russia). DOI: 10.1088/1757-899X/1027/1/012016
20. Fevral'skikh A., Makhnev M. Determination and analysis of roll and yaw rotary derivatives of WIG craft vehicle using numerical simulation // Aerospace Systems. 2023. Vol. 6. No. 3, pp. 151-156. DOI: 10.1007/s42401-022-00176-4
21. Qu Q., Lu Z., Liu P., Agarwal R.K. Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Craft // Journal of Aircraft. 2014. Vol. 51. No. 3, pp. 913-924. DOI: 10.2514/1.C032531

22. Mohid Z., Kamdani K., Ibrahim M.R. et al. Aerodynamic Analysis of Wing-in-Ground (WIG) Effect Vehicle: Wing Profile and Orientation // *Advances in Science and Technology*. Vol. 136. 11th Asia Conference on Mechanical

and Materials Engineering (8-11 June 2023; Sapporo, Japan). DOI: 10.4028/p-EtST7m

23. Hiemcke C. NACA 5312 in ground effect: wind tunnel and panel code studies // *AIAA Journal*. 1997. AIAA-97-2320, pp. 829-838.

References

- Ganin SM. Designing wing-in-ground effect aircraft from the 20th century to today. *Transport Rossiiskoi Federatsii. Zhurnal o nauke, praktike, ekonomike*. 2014(6):54-59. (In Russ.).
- Pustoshnyi AV, Anosov VN, Ganin SM. et al. *Prospects for the development of high-speed water transport in Russia*. St. Petersburg: TsNII im. AN. Krylova; 2010. 124 p. (In Russ.).
- Belavin NI. *Ekranoplans*. Leningrad: Sudostroenie; 1968. 176 p. (In Russ.).
- Irodov RD. Criteria for longitudinal stability of an ekranoplane. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1970;1(4):63-72. (In Russ.).
- Belevin NI. *Ekranoplans, according to the foreign press*. 2nd ed. Leningrad: Sudostroenie; 1977. 230 p. (In Russ.).
- Grumondz VT, Polishchuk MA, Chertorizhskaya SS. The choice of the pilotless plane vehicle dynamic image. *Aerospace MAI Journal*. 2024;19(4):5-12. (In Russ.). 2nd ed. Leningrad: Sudostroenie; 1977. 230 p. (In Russ.).
- Krivel' SM, Galushko EA. Influence of the layout parameters of the Tandem ekranoplane on its aerodynamic characteristics. *Vestnik inzhenernoi shkoly DVFU*. 2022(2):3-16. (In Russ.). DOI: 10.24866/2227-6858/2022-2/3-16
- Sakornsin R, Popov SA. Optimization of the aerodynamics for the wing seaplane with floats on the end. *Trudy MAI*. 2012(57). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=31133>
- Qu Q, Wang W, Liu P, Agarwal RK. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack. *AIAA Journal*. 2015;53(4):1048-1061. DOI: 10.2514/1.J053366
- Zhukov VI. *Features of aerodynamics, stability and controllability of the ekranoplane*. Moscow: Izdatel'skii otdel TsAGI; 1997. 30 p. (In Russ.).
- Meshcheryakov IN. The design and operating conditions influence to stability of winged surface effect vehicle nearby supporting surface. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*. 2010(151):175-180. (In Russ.).
- Surzhik VV., Sankhorova AA. Self-stabilizing ekranoplanes of "DUCK" design with air cushion landing system. *Vestnik IrGTU*. 2014(6):74-78. (In Russ.).
- Kudryashov AA. The study of the influence of adaptive wing panel on the longitudinal stability of ekranoplan. *Aktual'nye problemy aviatsii i kosmonavтики*. 2017;2:470-473. (In Russ.).
- Chirkov PR, Nikushkin NV. Adaptive wing systems in the appendix to security of aperiodic longitudinal ekranoplane stability a near to a reference surface. *Sibirskii aerokosmicheskii zhurnal*. 2007(3):82-84. (In Russ.).
- Nazarov DV. *Aerodynamics of an aircraft near the earth*. Samara: Samarskii universitet; 2019. 120 p. (In Russ.).
- Liverinova MA, Tryaskin NV. Numerical determination of aerodynamic characteristics of an airfoil in a ground effect. *Morskie intellektual'nye tekhnologi*. 2021;2(1-2):44-50. (In Russ.). DOI: 10.37220/MIT.2021.51.1.024
- Bolotin AA. Mathematical modeling of WIG vehicle motion during its take-off run. *Trudy NGTU im. RE. Alekseeva*. 2013(5):283-286. (In Russ.).
- Galushko EA, Krivel' SM. Evaluation of aerodynamic and flight performance characteristics of WIG with due consideration of the jet blowing from the propeller. *Vestnik inzhenernoi shkoly DVFU*. 2021;46(1):10-23. (In Russ.). DOI: 10.24866/2227-6858/2021-1-2
- Luchkov AN. To the question of calculating the run distance of the lightweight WIG plan at the stage of preliminary design. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol. 1027. Workshop on Materials and Engineering in Aeronautics (October 16-17, 2020; Moscow, Russia)*. DOI: 10.1088/1757-899X/1027/1/012016
- Fevral'skikh A, Makhnev M. Determination and analysis of roll and yaw rotary derivatives of WIG craft vehicle using numerical simulation. *Aerospace Systems*. 2023;6(3):151-156. DOI: 10.1007/s42401-022-00176-4
- Qu Q, Lu Z, Liu P, Agarwal RK. Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Craft. *Journal of Aircraft*. 2014;51(3):913-924. DOI: 10.2514/1.C032531
- Mohid Z, Kamdani K, Ibrahim MR. et al. Aerodynamic Analysis of Wing-in-Ground (WIG) Effect Vehicle: Wing Profile and Orientation. *Advances in Science and Technology*. Vol. 136. 11th Asia Conference on Mechanical and Materials Engineering (June 8-11, 2023; Sapporo, Japan). DOI: 10.4028/p-EtST7m
- Hiemcke C. NACA 5312 in ground effect: wind tunnel and panel code studies. *AIAA Journal*. 1997. AIAA-97-2320, p. 829-838.

Статья поступила в редакцию / Received 23.05.2024
Одобрена после рецензирования / Revised 06.06.2024
Принята к публикации / Accepted 10.06.2024