

Научная статья

УДК 533.6.04, 533.694

DOI 10.25205/2541-9447-2025-20-1-20-27

Управление аэродинамическими характеристиками вариоформного секционного крыла

Алексей Владимирович Крюков^{a,1,2}, Илья Дмитриевич Зверков^{b,1,2}
Вячеслав Павлович Чехов^{c,1}, Даниил Александрович Матвеев^{d,2}
Александр Андреевич Мешков^{f,2}

¹Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
Новосибирск, Россия

²Новосибирский государственный технический университет
Новосибирск, Россия

^akryukov@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0003-4874-9152>

^bzverkov@itam.nsc.ru

^cchekhov_vp@itam.nsc.ru

^ddanya.matveev.00@yandex.ru

^falexandermeshkov@mail.ru

Аннотация

В рамках работы представлена концепция использования специальной системы в качестве несущей поверхности летательных аппаратов новых типов. В основе концепции лежит использование разработанного и запатентованного авторами устройства – вариоформно-секционного крыла (ВФС-крыла). Эта несущая поверхность состоит из жесткого несущего каркаса и с гибкими силовыми элементами и эластичной обшивкой. С одной стороны, конструкция устройства позволяет организовать управление как течением на поверхности крыла, благодаря чему значительно улучшаются аэродинамические характеристики области критических углов атаки. С другой стороны, система позволяет управлять отклонением траектории аппарата путем изменения распределения давления на несущей поверхности. При этом летательный аппарат не нуждается в классических шарнирно-секционных рулевых элементах и сопряженных с ними системах приводов и агрегатов. В данной публикации продемонстрированы теоретические и экспериментальные данные, подтверждающие эффективность предложенных методов.

Ключевые слова

самолет, адаптивное крыло, несущая поверхность, волнистое крыло, вариоформно-секционное крыло, ВФС-крыло, ламинарно-турбулентный переход, управление полетом, срыв потока, морфное крыло

Финансирование

Работа поддержана грантом РНФ 24-29-00329.

Для цитирования

Крюков А. В., Зверков И. Д., Чехов В. П., Матвеев Д. А., Мешков А. А. Управление аэродинамическими характеристиками вариоформного секционного крыла // Сибирский физический журнал. 2025. Т. 20, № 1. С. 20–27. DOI 10.25205/2541-9447-2025-20-1-20-27

© Крюков А. В., Зверков И. Д., Чехов В. П., Матвеев Д. А., Мешков А. А., 2025

ISSN 2541-9447

Сибирский физический журнал. 2025. Том 20, № 1

Siberian Journal of Physics, 2025, vol. 20, no. 1

Control of Aerodynamic Characteristics of a Varioform Sectional Wing

Alexey V. Kryukov^{a,1,2}, Ilya D. Zverkov^{b,1,2}, Vycheslav P. Chekhov^{c,1}
Daniil A. Matveev^{d,2}, Alexander A. Meshkov^{f,2}

¹Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
Novosibirsk, Russian Federation

²Novosibirsk State Technical University,
Novosibirsk, Russian Federation

^akryukov@itam.nsc.ru, <https://orcid.org/0000-0003-4874-9152>

^bzverkov@itam.nsc.ru

^cchekhov_vp@itam.nsc.ru

^ddanya.matveev.00@yandex.ru

^falexandermeshkov@mail.ru

Abstract

Within the framework of this work the concept of using a special system as a bearing surface of new types of aircraft is presented. The concept is based on the use of the varioform-sectional wing (VFS wing) device developed and patented by the authors. This bearing surface consists of a rigid bearing frame and with flexible force elements and elastic cladding. On the one hand, the design of the device allows you to organize the control as a current on the surface of the wing due to what significantly improves aerodynamic performance in the area of critical angles of attack. On the other hand, the system allows to control the deflection of the vehicle trajectory by changing the pressure distribution on the carrier surface. In this case, the aircraft does not need classical articulated-section steering elements and associated drive systems and units. This publication demonstrates theoretical and experimental data confirming the effectiveness of the proposed methods.

Keywords

Airplane, adaptive wing, bearing surface; undulating wing, varioform-sectional wing, VFS wing, laminar-turbulent transition, flight control, flow stall, morphing wing

Acknowledgements

The work was carried out with financial support from the Russian Science Foundation RSF 24-29-00329

For citation

Kryukov A. V., Zverkov I. D., Chekhov V. P., Matveev D. A., Meshkov A. A. Control of aerodynamic characteristics of a varioform sectional wing. *Siberian Journal of Physics*, 2025, vol. 20, no. 1, p. 20–27. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2025-20-1-20-27

В настоящее время достаточно динамично развивается концепция создания адаптивных и морфных летательных аппаратов [1]. Наиболее актуально это для аппаратов длительного нахождения в воздухе, предназначенных для мониторинга и ретрансляции сигналов так называемой концепции высотных псевдоспутников HAPS [2]. Прежде всего это вызвано необходимостью уменьшения аэродинамического сопротивления, а также сохранения работоспособности органов управления в условиях изменяемой геометрии несущих поверхностей. В данной работе предлагается своя концепция адаптивного летательного аппарата на основе разработанного ВФС-крыла [3–5]. Кроме общего изменения формы, на такой поверхности используются также эффекты волнистого крыла, значительно улучшающие характеристики в области критических углов атаки и, как следствие, безопасность полета [6–10]. В основе концепции ВФС-крыла лежит использование специальной конструкции, состоящей из жесткого несущего каркаса и герметичных секторов с эластичной обшивкой. При этом управление аэродинамическими характеристиками такого аппарата происходит за счет общего изменения внешней формы и, как следствие, распределения давления на поверхности. Данный тип несущей поверхности состоит из жесткого основания «1», формообразующих упругих нервюр «2» с ограничивающими гибкими проницаемыми вставками «3» и эластичной обшивки «4», способной растягиваться в межсекционных областях с образованием горбов и впадин (рис. 1). При создании внутри изолированной секции избыточного к атмосферному давлению P_1 по-

верхность принимает форму, близкую геометрии образующих нервюр (рис. 1, *a*). При дальнейшем увеличении давления до P_2 на поверхности образуются продольные потоку горбы (рис. 1, *b*), изменяющие не только само распределение давления на поверхности, но и развитие отрывных и переходных процессов течения. Создание недостаточного к атмосферному давления P_3 внутри секции вынуждает обшивку вместе с гибкими нервюрами примыкать к жесткому основанию «1», принимая его форму (рис. 1, *c*). Таким образом, создавая необходимое изменение формы в определенном месте, можно осуществлять управление летательным аппаратом в целом. Работа состояла из двух частей. Первым этапом была выполнена оценочная часть работы, предназначенная для оптимизации геометрии элементов экспериментальной модели ВФС-крыла для последующего его изготовления. В качестве инструмента оптимизации формы профиля жесткого основания «1» и формообразующих нервюр «2» (см. рис. 1.) была использована программа X-foil [11]. Целью оптимизации было достижение наибольшей разницы в коэффициенте подъемной силы в предельных случаях изменения геометрии «а», «b» и «с» (рис. 1). В результате оптимизации были получены параметры формы жестких и упругих элементов ВФС-крыла (рис. 2). Следующим этапом работ был выполнен аэродинамический эксперимент в трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. Данные собирались с помощью АЦП с 6-компонентных тензометрических аэродинамических весов (рис. 3, 4) с вантовым креплением модели с накоплением и последующей обработкой на ПК.

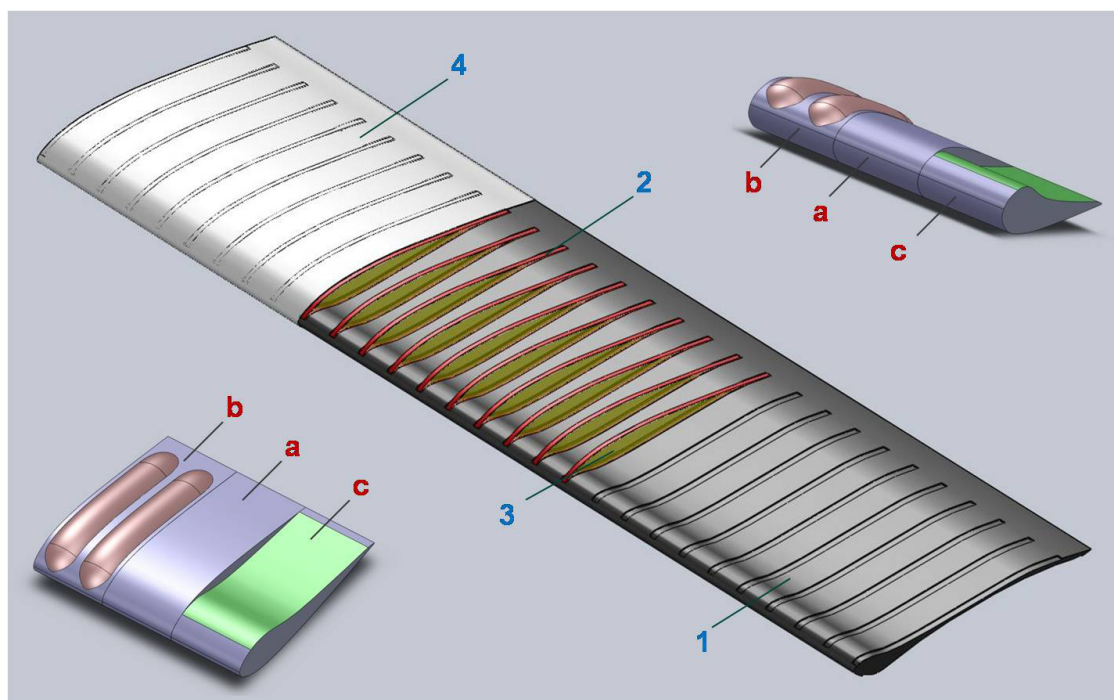


Рис. 1. ВФС-крыло: 1 – жесткое основание; 2 – наружные части нервюр; 3 – гибкая формообразующая вставка; 4 – эластичная обшивка.

Различные случаи формирования обшивки в зависимости от внутрисекционного давления: *a* – формирование обшивки в пределах ограничивающих нервюр с помощью избыточного давления $P_1 = 200$ Па; *b* – формирование обшивки с внешними горбами с помощью избыточного давления $P_2 = 1000$ Па; *c* – формирование обшивки на жестком основании путем создания недостаточного давления $P_3 = -5000$ Па

Fig. 1. VFS wing: 1 – rigid base; 2 – outer parts of ribs; 3 – flexible forming insert; 4 – flexible skin.

Different cases of skin formation depending on the in-section pressure:

a – forming of the skin within the confining nervures by means of overpressure $P_1 = 200$ Pa; *b* – formation of the skin with external humps by means of overpressure $P_2 = 1000$ Pa; *c* – formation of the skin on a rigid base by means of creating insufficient pressure $P_3 = -5000$ Pa

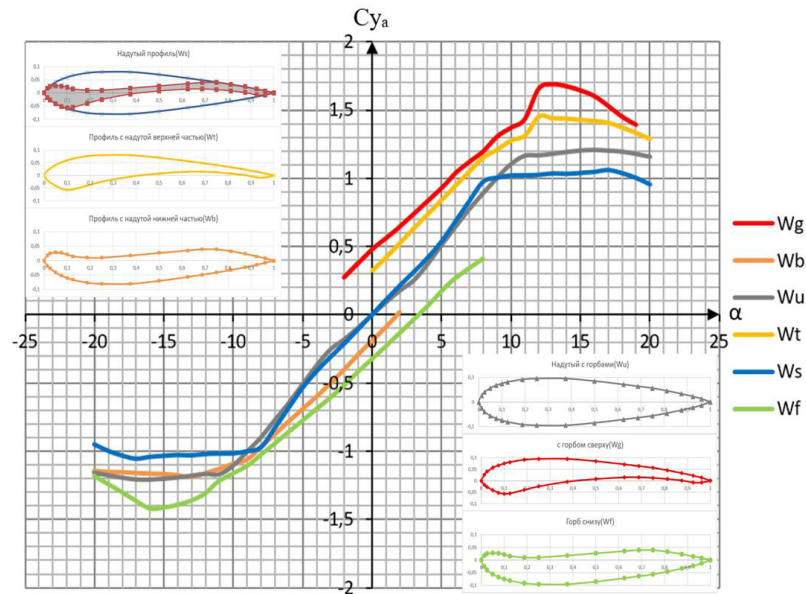


Рис. 2. Характеристики профилей для оптимизированной формы при различных конфигурациях управления геометрией ВФС-крыла, полученные в X-foil. Расчетные случаи «а», «b» и «с» соответствуют рис 1. Ws – верх (a), низ (a); Wt – верх (a), низ (c); Wb – верх (c), низ (a); Wu – верх (b), низ (b); Wg – верх (b), низ (c); Wf – верх (c), низ (b)

Fig. 2. Characteristics of profiles for the optimized shape at different configurations of control of VFS wing geometry obtained in X-foil. The calculated cases “a”, “b” and “c” correspond to Fig. 1. Ws – top (a) bottom (a); Wt – top (a) bottom (c); Wb – top (c) bottom (a); Wu – top (b) bottom (b); Wg – top (b) bottom (c); Wf – top (c) bottom (b)

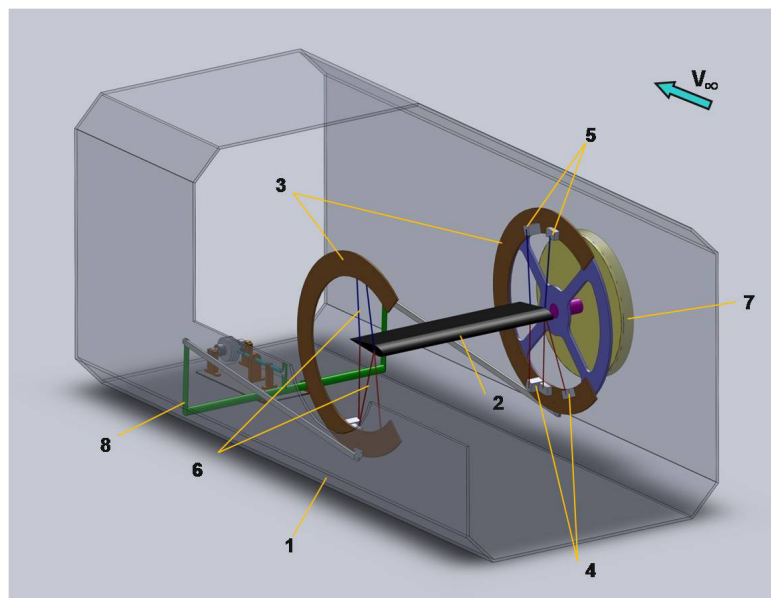


Рис. 3. Схема экспериментальной установки:

1 – рабочая часть трубы; 2 – модель крыла; 3 – подвижные подвесы; 4 – основные измерительные тензодатчики; 5 – компенсирующие измерительные тензодатчики; 6 – ванты крепления модели; 7 – заглушка смотрового окна с элементами крепления подвижного основания; 8 – механизм управления углом атаки

Fig. 3. Schematic diagram of the experimental setup:

1 – working part of the tube; 2 – wing model; 3 – movable hangers; 4 – main measuring strain gauges; 5 – compensating measuring strain gauges; 6 – model fastening cables; 7 – observation window plug with elements for fastening the movable base; 8 – angle of attack control mechanism

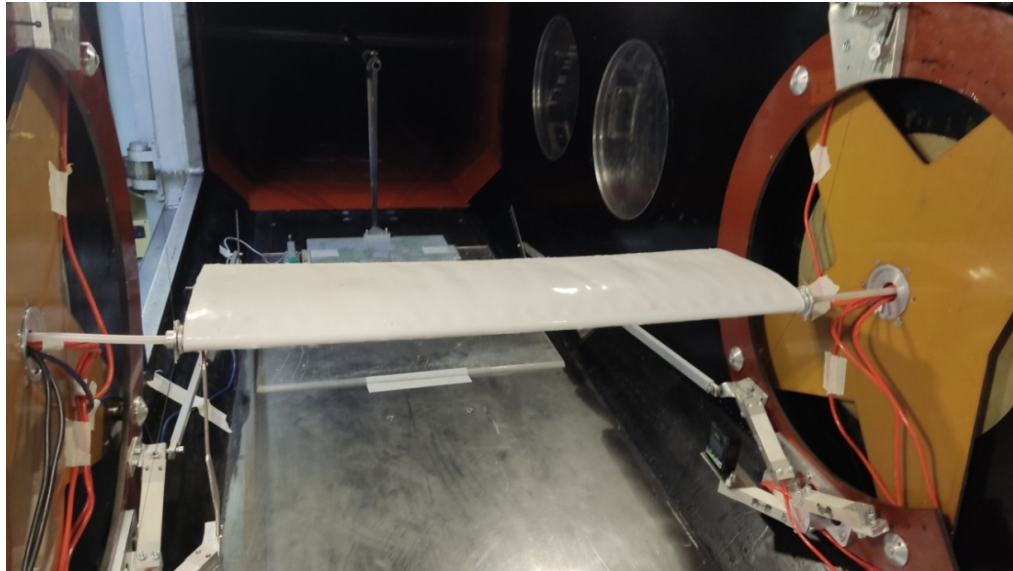


Рис. 4. Модель ВФС-крыла в рабочей части трубы. Рабочая часть трубы Т-324 ИТПМ СО РАН. Слева и справа подходят пневматические трассы для управления перепадом давления в нижнем и верхнем секторах
 Fig. 4. Model of the VFS wing in the working part of the tube. The working part of the tube T-324 of ITPM SB RAS. On the left and right are suitable pneumatic traces for controlling the pressure drop in the lower and upper sectors

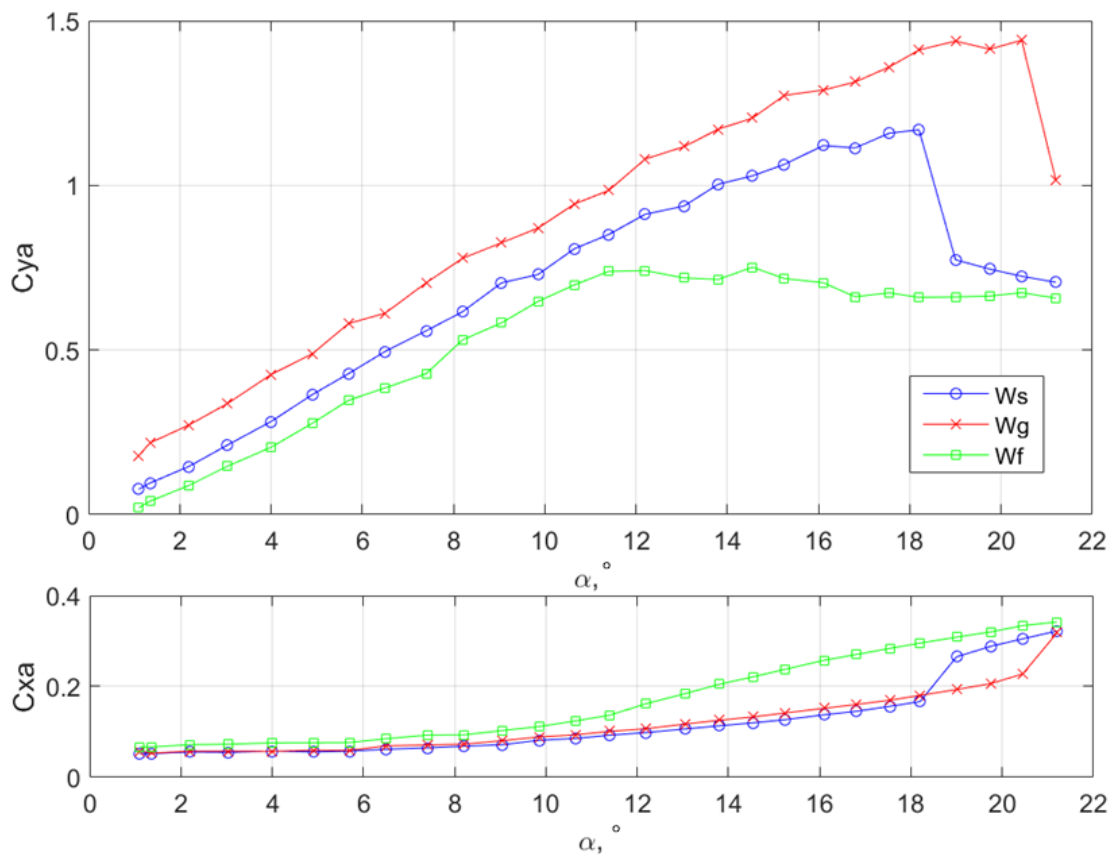


Рис. 5. График зависимости коэффициентов Cy_a и Cx_a от угла атаки α , $V = 20$ м/с, $Re = 250\,000$, степень турбулентности потока $Tu = 0,04\%$
 Fig. 5. Graph of the dependence of the coefficients Cy_a and Cx_a on the angel of attack α , $V = 20$ м/с, $Re = 250,000$, the level of flow turbulence $Tu = 0,04\%$.

Измерения проводились при скорости набегающего потока 20 м/с, степени турбулентности $Tu = 0,04\%$ при углах атаки α от 0 до $+21^\circ$. При этом избыточное к атмосферному давление $P_1 = 200$ Па и $P_2 = 1000$ Па создавалось с помощью компрессора, а недостаточное $P_3 = -5000$ Па при помощи вакуумного насоса. После установления необходимой комбинации давлений в секторах ВФС-крыла производился автоматизированный сбор данных с помощью АЦП L-Card E14-440 и записи на ПК в заданном диапазоне изменения угла атаки.

Данные собирались в связанной с весами системе координат с дальнейшей обработкой и получением аэродинамических коэффициентов подъемной силы C_{y_a} и силы сопротивления C_{x_a} в скоростной системе координат (рис. 5).

На рис. 5 конфигурация Ws соответствует надуву давлением P_1 верхнего и нижнего сектора при этом обшивка принимает форму ограничивающей нервюры. Wg соответствует надуву верхнего сектора давлением P_2 , и созданию разрежению до P_3 в нижнем секторе, при этом на верхней поверхности образуются выпуклые горбы. Wf соответствует надуву нижнего сектора давлением P_2 , и разрежению верхнего сектора до P_3 , при этом на нижней поверхности образуются выпуклые горбы (см. рис. 1).

На рис. 5 можно наблюдать, что при конфигурации Wg в области докритических углов атаки прирост коэффициента C_{y_a} составляет $0,12 \pm 0,02$ по сравнению с изначальной конфигурацией Ws . В конфигурации Wf происходит уменьшение подъемной силы на величину $0,08 \pm 0,02$ по отношению к исходной конфигурации. Таким образом, в области докритических углов атаки общая разница в C_{y_a} между предельными конфигурациями составляет $0,2 \pm 0,02$. Также по графикам можно наблюдать значительное изменение критических углов атаки в зависимости от конфигурации ВФС-крыла. В конфигурации Wg происходит рост критического угла атаки на 3° и коэффициента максимальной подъемной силы на 20 % от изначальной конфигурации. В случае Wf критический угол атаки уменьшается на 6° а коэффициент максимальной подъемной силы C_{y_a} падает на 40 %. В области докритических углов атаки сопротивление крыла значительно не меняется. Так как для случая Wf срыв потока начинается с $\alpha = 12^\circ$, то и с этого угла атаки наблюдается значительный рост сопротивления. Для конфигурации Wg значительный рост сопротивления начинается после $\alpha = 21^\circ$, что соответствует критическому углу атаки.

Заключение

Оптимизация формы профиля модели позволила получить максимальные перепады коэффициента подъемной силы в рамках физически осуществимой геометрии. Однако совпадение прогнозируемого прироста подъемной силы по сравнению с экспериментом наблюдается только на качественном уровне. Более точную оценку изменения аэродинамических коэффициентов может дать моделирование обтекания в трехмерной постановке с учетом всей геометрии.

С точки зрения управления летательным аппаратом перепада коэффициента подъемной силы достаточно для управления по крену. Конфигурация при надутой верхней поверхности на обеих консолях крыла может выполнять роль закрылков во взлетной и посадочной конфигурациях полета. А сдутая на обеих консолях верхняя поверхность может выполнять функцию воздушного тормоза. Управляя разрежением верхней и нижней поверхности, можно изменять аэродинамическое сопротивление консолей крыла, осуществляя управление аппаратом по рысканию.

Эффективности данной опробованной конфигурации будет достаточно для управления полетом маломаневренного аппарата. В особенности это актуально для аппаратов мониторинга, патрулирования и ретрансляторов связи. Использование ВФС-крыла позволит создавать стратосферные самолеты с изменяемой геометрией.

Список литературы

1. **Valasek J.** Morphing Aerospace Vehicles and Structures // *Morphing Aerospace Vehicles and Structures*. 2012. doi:10.1002/9781119964032
2. **Dantsker O. D., Haviland S. T., Allford R., Daley D., Danowsky B. P., Haplin D., Kendall G., Lisoski D. L., Liu Z. T., Mukherjee J., Peltz A., Price B., Sano G., Warner R. B. and Bershadsk, D.** Flight Testing of Tailless Subs-scale HAPS Aircraft, AIAA Paper 2023–3780, AIAA Aviation Forum, Virtual Event, Jun. 2023.
3. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность. Патент № 2412864C1 (RU) приоритет RU2009127202/11A от 14.07.2009.
4. **Zverkov I. D., Kryukov A. V. Evtushok G. Yu.** Methods of determining the boundary layer characteristics of the varioform section wing // *AIP Conference Proceedings*. 2027. 030097 (2018). DOI: 10.1063/1.5065191
5. **Kryukov A. V., Zverkov I. D., Chubrikov A. E., Kulikov V. V.** Morphine wing as the basis of the aircraft of the future // *AIP Conference Proceedings*. 2020. 2288. 030059. <https://doi.org/10.1063/5.0028416>.
6. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Исследование отрыва пограничного слоя на классическом и «волнистом» крыльях с помощью тепловизора // *Вестник НГУ. Серия: Физика*. 2010. Т. 5, вып. 3. С. 20–28.
7. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Влияние волнистости поверхности на структуру пограничного слоя и аэродинамические характеристики крыла конечного размаха // *Вестник НГУ. Серия: Физика*. 2011. Т. 6, вып. 2. С. 28–42.
8. **Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В.** Особенности обтекания прямого и скользящего крыла конечного размаха с гладкой и волнистой поверхностью в области критических углов атаки // *Вестник НГУ. Серия: Физика*. 2012. Т. 7, вып. 4. С. 57–67.
9. **Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V.** Prospects for research in the field of small-sized aircraft // *NSU Bulletin, Series: Physics*. 2014. Vol. 9, iss.2. P. 95–115.
10. **Zverkov I. D., Kryukov A. V.** Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicle with the use of a wavy surface. Problems and prospects (review) // *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 2021. Vol. 62. No. 3. P. 180–198.
11. **Drela M.** XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils // *Conference on Low Reynolds Number Aerodynamics*. 1989. P. 1–12/ 1989. DOI:10.1007/978-3-642-84010-4_1, Corpus ID: 118364012.

References

1. **Valasek J.** Morphing Aerospace Vehicles and Structures. *Morphing Aerospace Vehicles and Structures*, 2012. doi:10.1002/9781119964032
2. **Dantsker O. D., Haviland S. T., Allford R., Daley D., Danowsky B. P., Haplin D., Kendall G., Lisoski D. L., Liu Z. T., Mukherjee J., Peltz A., Price B., Sano G., Warner R. B., and Bershadsky D.** Flight Testing of Tailless Subs-scale HAPS Aircraft. *AIAA Paper 2023-3780*, AIAA Aviation Forum, Virtual Event, Jun. 2023
3. **Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V.** Method of control of aerodynamic characteristics of the bearing surface and the bearing surface. Patent No. 2412864C1 (RU) priority RU2009127202/11A from 14.07.2009.
4. **Zverkov I. D., Kryukov A. V. Evtushok G. Yu.** Methods of determining the boundary layer characteristics of the varioform section wing. *AIP Conference Proceedings* 2027, 030097 (2018); doi: 10.1063/1.5065191.
5. **Kryukov A. V., Zverkov I. D., Chubrikov A. E., Kulikov V. V.** Morphine wing as the basis of the aircraft of the future. *AIP Conference Proceedings* 2288, 030059 (2020); <https://doi.org/10.1063/5.0028416>.

6. **Zverkov I. D.; Kozlov V. V.; Kryukov A. V.** Investigation of the boundary layer detachment on the classical and “wavy” wings with the help of a thermal imager (in Rus.). *Vestnik NSU. Ser. Physics*, 2010, vol. 5, no. 3, pp. 20–28.
7. **Zverkov I. D.; Kozlov V. V.; Kryukov A. V.** Influence of a surface waviness on the boundary layer structure and aerodynamic characteristics of a finite-size wing (in Russian). *Vestnik of NSU. NSU. Ser. Physics*, 2011, vol. 6, no. 2, pp. 28–42.
8. **Zverkov I. D.; Kozlov V. V.; Kryukov A. V.** Streamline features of a straight and sliding wing of finite span with a smooth and wavy surface in the region of critical angles of attack (in Rus.). *NSU Vestnik. Ser. Physics*, 2012, vol. 7, no. 4, pp. 57–67.
9. **Zverkov I. D., Kozlov V. V., Kryukov A. V.** Prospects for research in the field of small-sized aircraft. *NSU Bulletin, Series: Physics*, 2014, vol. 9, iss.2, pp. 95–115.
10. **Zverkov I. D., Kryukov A. V.** Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicle with the use of a wavy surface. Problems and prospects (review). *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2021, vol. 62, no. 3, pp. 180–198.
11. **Drela M.** XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. *Conference on Low Reynolds Number Aerodynamics*, 1989, pp. 1–12. DOI:10.1007/978-3-642-84010-4_1, Corpus ID: 118364012

Сведения об авторах

Крюков Алексей Владимирович, кандидат технических наук, научный сотрудник

Зверков Илья Дмитриевич, доктор технических наук, старший научный сотрудник

Чехов Вячеслав Павлович, младший научный сотрудник

Матвеев Даниил Александрович, аспирант

Мешков Александр Андреевич, аспирант

Information about the Authors

Alexey V. Kryukov, Candidate of Technical Sciences, Researcher

Ilya D. Zverkov, Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher

Vyacheslav P. Chekhov, Junior Researcher

Daniil A. Matveev, Postgraduate Student

Alexander A. Meshkov, Postgraduate Student

*Статья поступила в редакцию 02.12.2024;
одобрена после рецензирования 11.12.2024; принята к публикации 18.12.2024*

*The article was submitted 02.12.2024;
approved after reviewing 11.12.2024; accepted for publication 18.12.2024*