

Исследование влияния стреловидности несущих поверхностей и законцовок на аэродинамические характеристики перспективного беспилотного летательного аппарата

© В.О. Москаленко, А.А. Косырев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Во многих промышленно развитых странах ведутся разработки беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Особое внимание уделяется таким летательным аппаратам военного назначения. Улучшить аэродинамические характеристики существующих БПЛА можно, как показано в материалах данной статьи, за счет изменения стреловидности стабилизаторов и установки законцовок на крыло. Для изучения влияния стреловидности стабилизаторов и законцовок на изменение аэродинамических характеристик перспективного БПЛА проведено моделирование обтекания модели БПЛА при дозвуковой скорости набегающего потока ($M = 0,3$). В результате численного расчета в пакете ANSYS CFX получены аэродинамические характеристики БПЛА с обратной стреловидностью стабилизаторов и наиболее эффективными законцовками, установленными на крыльях. Приведены зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки и картины интенсивности вихрей в окрестности различных законцовок. Выявлено преимущество БПЛА со стабилизаторами обратной стреловидности и классической законцовкой на крыле перед БПЛА со стабилизаторами без стреловидности и без законцовок.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, программный комплекс ANSYS CFX, стабилизаторы обратной стреловидности, классическая законцовка, крылышко Уиткомба

Введение. В воздушное пространство различных стран поднимаются БПЛА различного назначения, разнообразных аэродинамических схем и тактико-технических характеристик (ТТХ). Успех их применения связан прежде всего с бурным развитием микропроцессорной вычислительной техники, систем управления, навигации и совершенствованием аэродинамических схем. Достижения в этой области дают возможность осуществлять полет в автоматическом режиме от взлета до посадки, решать задачи мониторинга земной поверхности, а БПЛА военного назначения позволяют обеспечивать разведку, поиск, выбор и уничтожение цели в сложных условиях [1]. Поэтому в большинстве развитых стран широким фронтом ведутся разработки БПЛА. Успешное применение БПЛА Predator активизировало работы в США по созданию БПЛА нового поколения, способных вести воздушный бой [2–4]. Конструкция Predator схожа с обычными пилотируемыми самолетами. Наиболее близок к нему по аэродинамическому облику и ТТХ отечественный ударный БПЛА «Орион-Э» [5], показанный на рис. 1.



Рис. 1. Российский БПЛА «Орион-Э»

Улучшение аэродинамических характеристик (АДХ) перспективно-го БПЛА возможно за счет изменения угла стреловидности χ крыла (стабилизаторов), а также установки винглетов (законцовок) на крыло. Различают крылья (стабилизаторы) прямой и обратной стреловидности соответственно с положительным и отрицательным углом стреловидности χ [6]. Особый интерес представляет применение на летательных аппаратах (ЛА) крыльев (стабилизаторов) с обратной стреловидностью, особенности обтекания которых изучены в работах [6–8].

Применение законцовок позволяет снизить индуктивное сопротивление, создаваемое срывающимся с концевой хорды вихрем, что увеличивает подъемную силу на конце крыла. Известны следующие виды законцовок: крылышко Уиткомба (КУ), классические законцовки (КЗ), шарклеты, гребневые, гибридные, спиралевидные и складывающиеся законцовки [9]. В настоящее время наибольшее распространение в авиации получили КЗ и КУ (рис. 2).

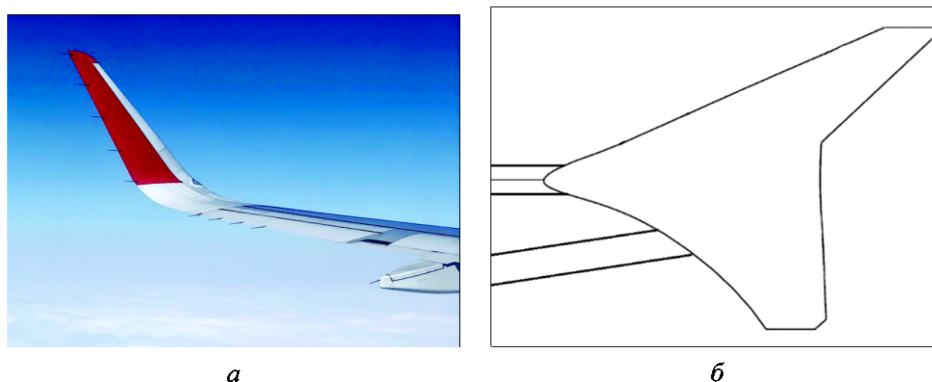


Рис. 2. Виды исследуемых законцовок:
 a — КЗ; b — КУ

В данной работе были исследованы коэффициенты подъемной силы c_{ya} , лобового сопротивления c_{xa} , момента тангажа m_z , а также аэродинамическое качество K перспективного БПЛА со стабилизаторами обратной стреловидности и наиболее распространенными видами законцовок: КЗ и КУ. Приведен анализ результатов для БПЛА со стабилизаторами обратной стреловидности (ОС) с установленными на крыле КЗ и КУ и для БПЛА без законцовок (БЗ) и без стреловидности (БС) стабилизаторов.

Одной из основных целей работы являлось изучение влияния ОС стабилизаторов и различных видов законцовок на АДХ перспективного БПЛА с помощью программного комплекса ANSYS CFX.

Решение тестовой задачи. Прежде чем проводить численный эксперимент по изучению влияния ОС стабилизаторов и различных видов законцовок на АДХ перспективного БПЛА, была решена тестовая задача по расчету АДХ самолета Ту-204. На примере этой задачи была проведена оценка границ расчетной области, выбраны сетка, модель турбулентности и определены погрешности расчета АДХ по сравнению с известными АДХ Ту-204 [10].

На базе пакета ANSYS CFX были определены аэродинамические коэффициенты Ту-204: сопротивления c_{xa} и подъемной силы c_{ya} при различных углах атаки для $M = 0,6$. При этом проводилось сгущение сетки в области тела с помощью параметра Growth Rate. Таким образом, тетраэдральные ячейки сетки дробились в областях с особенностями течения. При моделировании дозвукового обтекания требуется задавать границы, обеспечивающие обтекание ЛА невозмущенным потоком, поэтому размеры расчетной области брались в следующем соотношении: по оси Y — 20 длин самолета, по оси X — 21 длина, по оси Z — 10 длин. В качестве модели турбулентности была выбрана Shear Stress Transport (SST). Суммарное количество ячеек в пакете ANSYS для обеспечения достаточной сходимости результатов составило порядка 3,5 млн. Фрагмент расчетной области в окрестности ЛА представлен на рис. 3.

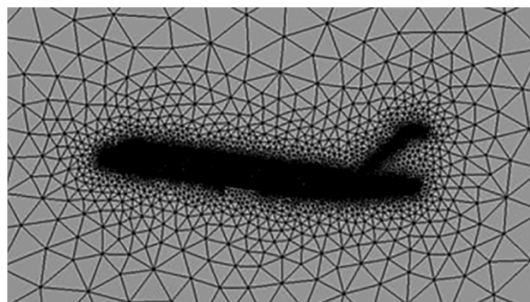


Рис. 3. Фрагмент расчетной области с сеткой

По результатам эксперимента [10] и численного расчета построены зависимости коэффициентов подъемной силы c_{ya} (рис. 4, *a*) и силы лобового сопротивления c_{xa} (рис. 4, *б*) от угла атаки α для Ту-204.

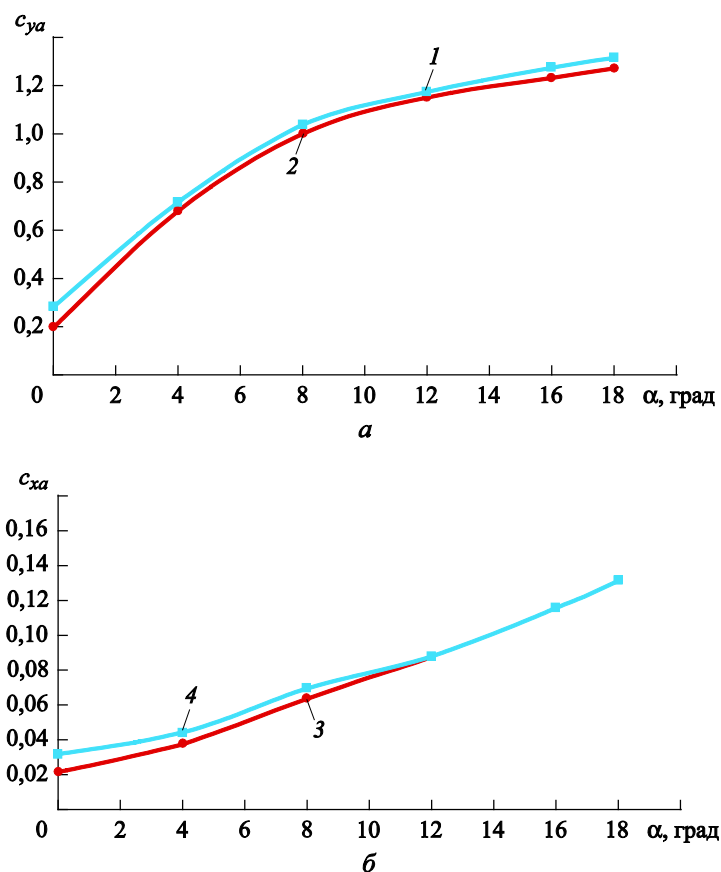


Рис. 4. Зависимость коэффициентов подъемной силы c_{ya} (*a*) и силы лобового сопротивления c_{xa} (*б*) от угла атаки α :
1, 3 — расчет; 2, 4 — эксперимент [10]

Результаты расчета и эксперимента [10] совпадают с ошибкой по c_{xa} около 7 %, по c_{ya} около 4 %, при этом окрестность нуля не оценивалась.

Таким образом, на основе тестовой задачи по расчету АДХ самолета Ту-204 в пакете ANSYS CFX были выбраны оптимальные границы расчетной области, количество и форма ячеек, модель турбулентности. Затем был проведен численный эксперимент по оценке влияния законцовок, установленных на крыло перспективного БПЛА с ОС стабилизаторов, на АДХ БПЛА.

Расчет АДХ перспективного БПЛА со стабилизаторами ОС и различными видами законцовок. Был рассмотрен БПЛА с уста-

новленными на крыле КЗ и КУ, а также ОС стабилизаторов, который имел следующие размеры: длина $L = 7,5$ м, размах крыла $l = 14,84$ м. Модели БПЛА с различными видами законцовок показаны на рис. 5.

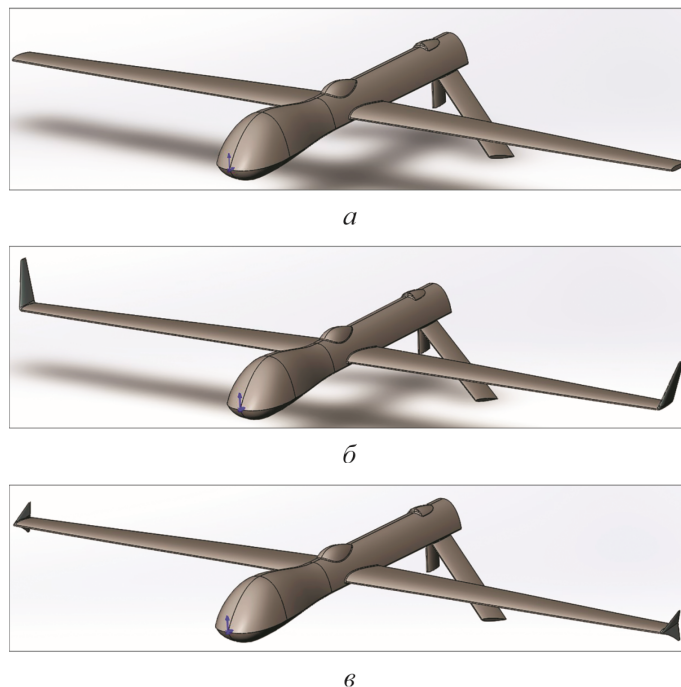


Рис. 5. Модель БПЛА с ОС стабилизаторов:
а — БЗ на крыле; б — с КЗ на крыле; в — с КУ на крыле

Угол стреловидности стабилизаторов составлял $\chi = -30^\circ$, так как, согласно работе [11], при этом угле достигается максимальное приращение аэродинамического качества. Расчеты АДХ БПЛА проводились в пакете ANSYS CFX с использованием модели турбулентности SST при углах атаки $\alpha = 0 \dots 20^\circ$. В процессе моделирования были приняты параметры атмосферы: давление $p_{\text{атм}} = 101\,325$ Па и температура $T_{\text{атм}} = 288$ К при скорости набегающего потока $V = 100$ м/с ($M = 0,3$).

Результаты численного расчета АДХ для БПЛА с ОС стабилизаторов и различными видами законцовок. Были рассчитаны аэродинамические коэффициенты c_{ya} , c_{xa} , а также аэродинамическое качество K для БПЛА со стабилизаторами ОС и установленными на крыло КЗ и КУ. На основе рассчитанных АДХ получены зависимости приращения коэффициентов подъемной силы Δc_{ya} и аэродинамического качества ΔK и построены их зависимости от угла атаки, которые представлены на рис. 6.

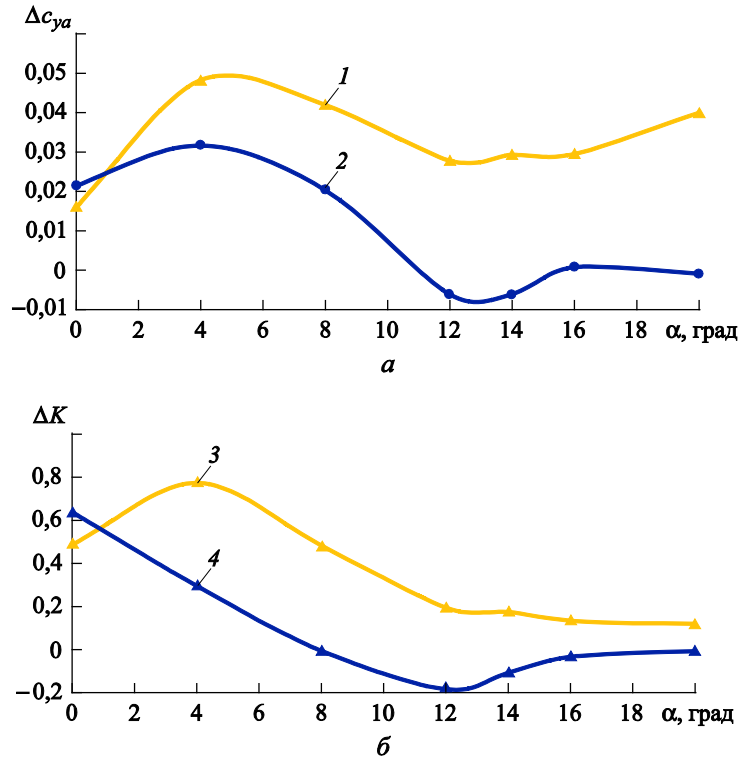


Рис. 6. Зависимость Δc_{ya} (а) и ΔK (б) БПЛА со стабилизаторами ОС от угла атаки α :

1 — $\Delta c_{ya(KZ-BZ)}$; 2 — $\Delta c_{ya(KY-BZ)}$; 3 — $\Delta K_{(KZ-BZ)}$; 4 — $\Delta K_{(KY-BZ)}$

Приращения коэффициентов вычислены с помощью приведенных ниже формул:

для КЗ

$$c_{ya(KZ-BZ)} = c_{ya(KZ)} - c_{ya(BZ)}; \quad (1)$$

$$\Delta K_{(KZ-BZ)} = K_{(KZ)} - K_{(BZ)}, \quad (2)$$

для КУ

$$\Delta c_{ya(KY-BZ)} = c_{ya(KY)} - c_{ya(BZ)}; \quad (3)$$

$$\Delta K_{(KY-BZ)} = K_{(KY)} - K_{(BZ)}. \quad (4)$$

В (1)–(4) обозначены: $c_{ya(KZ)}$ — коэффициент подъемной силы БПЛА с КЗ; $c_{ya(KY)}$ — коэффициент подъемной силы БПЛА с КУ; $c_{ya(BZ)}$ — коэффициент подъемной силы БПЛА БЗ; $K_{(KZ)}$ — аэродинамическое качество БПЛА с КЗ; $K_{(KY)}$ — аэродинамическое качество БПЛА с КУ; $K_{(BZ)}$ — аэродинамическое качество БПЛА БЗ.

Наблюдается положительное приращение коэффициента подъемной силы Δc_{ya} и аэродинамического качества БПЛА ΔK с КЗ по сравнению с БПЛА с БЗ во всем исследуемом диапазоне углов атаки

(см. рис. 6). Для БПЛА с КУ наблюдается отрицательное приращение коэффициента подъемной силы при $\alpha = 11...16^\circ$ и аэродинамического качества при $\alpha = 8...18^\circ$ по сравнению с БПЛА с БЗ. Максимальное приращение аэродинамического качества составляет примерно 0,8, коэффициента подъемной силы — примерно 0,05 при $\alpha = 4^\circ$ для БПЛА с КЗ.

В результате численного расчета были получены картины течения в окрестности законцовок крыла БПЛА с БЗ, КЗ и КУ на расстоянии половины хорды крыла b по потоку (рис. 7). Анализ картин показал, что наибольшее ослабление вихрей достигается при использовании КЗ. Таким образом, лучшие АДХ по ΔK и Δc_{ya} достигаются во всем диапазоне углов атаки для БПЛА с КЗ.

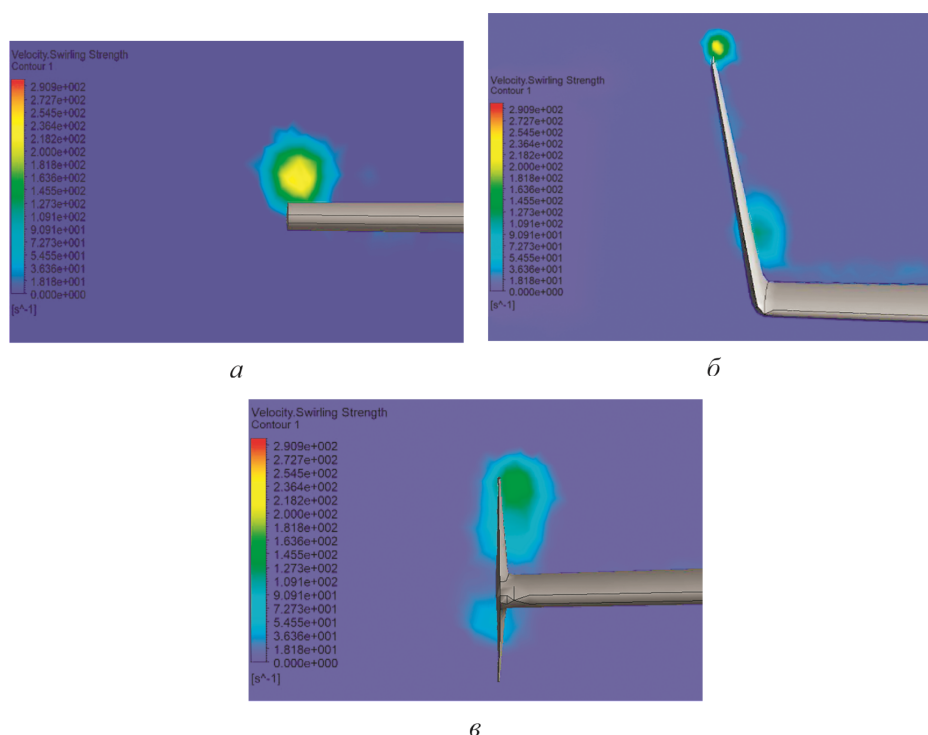


Рис. 7. Картины течения в окрестности законцовок на расстоянии $b/2$ вниз по потоку: a — БЗ; b — с КЗ; c — с КУ

Результаты моделирования обтекания перспективного БПЛА представлены на рис. 8–10.

На рис. 8 и 9 видно, что коэффициент подъемной силы и аэродинамическое качество для БПЛА с КЗ на крыле и ОС стабилизаторов больше во всем исследуемом диапазоне углов атаки, чем для БПЛА БЗ и БС стабилизаторов. При этом наибольшее приращение коэффициента подъемной силы БПЛА с КЗ и ОС по сравнению

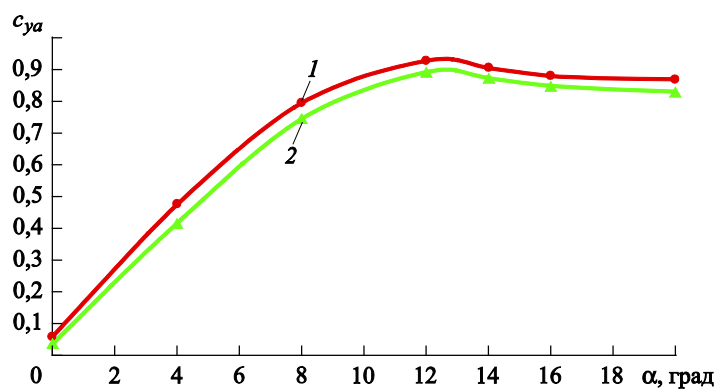


Рис. 8. Зависимость коэффициентов подъемной силы c_{ya} БПЛА с КЗ и ОС (1) и БПЛА с БЗ и БС (2) от угла атаки

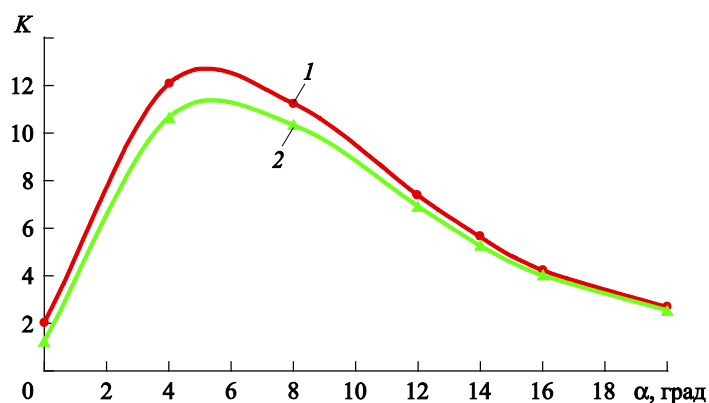


Рис. 9. Зависимость аэродинамического качества K БПЛА с КЗ и ОС (1) и БПЛА с БЗ и БС (2) от угла атаки

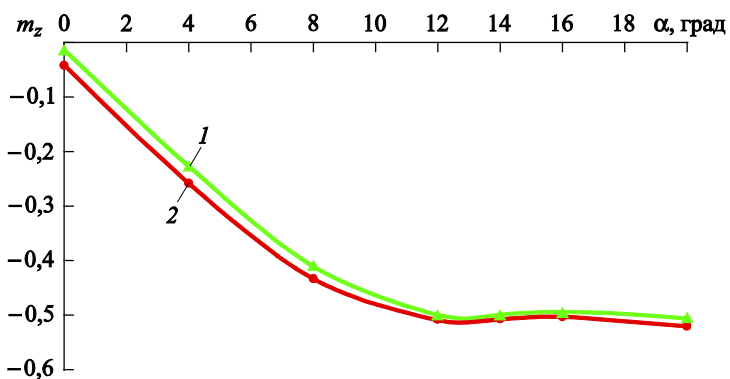


Рис. 10. Зависимость коэффициентов момента тангажа m_z БПЛА с КЗ и ОС (1) и БПЛА с БЗ и БС (2) от угла атаки

с БПЛА с БЗ и БС составляет 0,06 (14 %) при $\alpha = 4^\circ$, а аэродинамического качества 1,4 (13 %) при $\alpha = 4^\circ$. Коэффициент момента тангажа m_z , как видно на рис. 10, для БПЛА со стабилизаторами ОС и КЗ по модулю больше, чем m_z для стабилизаторов БС и БЗ во всем исследуемом диапазоне углов атаки. Следовательно, применение стабилизаторов ОС в совокупности с КЗ способствует увеличению статической устойчивости БПЛА во всем исследуемом диапазоне углов атаки.

Заключение. Проведенные исследования позволили установить, что применение КЗ на крыле и стабилизаторов ОС с углом стреловидности $\chi = -30^\circ$ по сравнению с крылом БЗ и со стабилизаторами БС позволяет увеличить коэффициент подъемной силы, аэродинамическое качество и статическую устойчивость перспективного БПЛА на всем исследуемом диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 20^\circ$. Поэтому можно сделать вывод о целесообразности совместного использования ОС стабилизаторов, а также КЗ на крыле БПЛА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кочегаров А.В., Петров А.В., Плаксицкий А.Б, Конорев Д.В. Актуальность применения беспилотных летательных аппаратов для мониторинга, предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций природного и технического характера. *Современные технологии обеспечения гражданской обороны и ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций*, 2016, № 1 (7), с. 445–447.
- [2] Семенов С.С. Американская стратегия развития боевых беспилотных самолетов. *Аэрокосмическое обозрение*, 2008, № 3, с. 21–23.
- [3] Романов И.В. Беспилотные летательные аппараты в XXI веке. *Наука среди нас*, 2018, № 4 (8), с. 1–2.
- [4] Полтавский А.В., Бородуля В.М. Развитие беспилотной авиации в армиях зарубежных стран. *Стратегическая стабильность*, 2007, № 1, с. 45–53.
- [5] Щербаков В. В бой рвется русский «Орион-Э». *Независимая газета*, 2017. URL: http://www.ng.ru/armies/2017-07-25/7_7036_orion.html (дата обращения 11.05.2019).
- [6] Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние угла стреловидности на аэродинамические характеристики крыла. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 2. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1735
- [7] Потапова Л.А., Штейнберг Р.И. Волновое сопротивление крыльев с прямой и обратной стреловидностью при околозвуковых скоростях. *Ученые записки ЦАГИ XI*, 1980, № 3, с. 1–3.
- [8] Chambers J.R. *Modeling Flight*. Washington, US National Aeronautics and Space, 2010, 202 p.
- [9] Montoya L.C. *KC-135 Winglet Flight Results*. NASA Dryden Flight Research Center, 1979/1980, pp. 145–156.
- [10] Кощеев А.Б., Платонов А.А., Хабров А.В. *Аэродинамика самолетов семейства Ту-204/214*. Москва, ОАО «Туполев»; ООО «ИИГ «ПОЛИГОН-ПРЕСС», 2009, 304 с.

- [11] Москаленко В.О., Косырев А.А. Влияние стреловидности стабилизаторов на аэродинамические характеристики беспилотного летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 1.
DOI: 10.18698/2308-6033-2019-1-1838

Статья поступила в редакцию 20.06.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Москаленко В.О., Косырев А.А. Исследование влияния стреловидности несущих поверхностей и законцовок на аэродинамические характеристики перспективного беспилотного летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-7-1896>

Москаленко Валерий Осипович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 170 научных работ в области аэрогазодинамики и управления движением летательных аппаратов. e-mail: valera.moskalenko2014@yandex.ru

Косырев Антон Александрович — студент 6-го курса кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antoon.anton@yandex.ru

Study of sweep effect of load-bearing surfaces and wing tips on the aerodynamic characteristics of a prospective unmanned aerial vehicle

© V.O. Moskalenko, A.A. Kosyrev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The development of unmanned aerial vehicles (UAVs) is in progress in many industrialized countries; with particular attention being paid to military UAVs. Findings of research show that it is possible to improve the aerodynamic characteristics of existing unmanned aerial vehicles by changing the sweep of stabilizers and installing the wing tips. To study the sweep effect of the stabilizers and tips on the change in the aerodynamic characteristics of a prospective UAV, we simulated the flow around a model of an unmanned aircraft at a subsonic speed of an incident flow ($M = 0.3$). As a result of numerical calculation in the ANSYS CFX package, we obtained the aerodynamic characteristics of the UAV with the swept-forward stabilizers and the most effective tips installed on the wings. The paper introduces graphs showing the dependence of the aerodynamic coefficients on the angle of attack and the pattern of the vortex strength near different tips. As a result, we found the advantage of a UAV with the swept-forward stabilizers and a classic wingtip over a UAV with stabilizers without a sweep and without tips.

Keywords: *unmanned aerial vehicle, aerodynamic characteristics, ANSYS CFX software package, swept-forward stabilizers, classic wingtip, Whitcomb winglet*

REFERENCES

- [1] Kochegarov A.V., Petrov A.V., Plaksitskiy A.B, Konorev D. V. *Sovremennye tekhnologii obespecheniya grazhdanskoj oborony i likvidatsii posledstviy chrezvychaynykh situatsiy (Modern technologies for civil defense and emergency response)*, 2016, no. 1 (7), pp. 445–447.
- [2] Semenov S.S. *Aerokosmicheskoe obozrenie — Aerospace Review*, 2008, no. 3, pp. 21–23.
- [3] Romanov I.V. *Nauka sredi nas (Science is among us)*, 2018, no. 4 (8), pp. 1–2.
- [4] Poltavskiy A.V., Borodulya V.M. *Strategicheskaya stabilnost (Strategic stability)*, 2007, no. 1, pp. 45–53.
- [5] Shcherbakov V. *Nezavisimaya gazeta, (The Independent Gazette)*, 2017. Available at: http://www.ng.ru/armies/2017-07-25/7_7036_orion.html (accessed May 11, 2019).
- [6] Moskalenko V.O., Kosyrev A.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 2. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-2-1735
- [7] Potapova L.A., Shteynberg R.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1980, no. 3, pp. 1–3.
- [8] Chambers J. R. *Modeling Flight*. Washington, US National Aeronautics and Space, 2010, 202 p.
- [9] Montoya L.C. *KC-135 Winglet Flight Results*. NASA Dryden Flight Research Center, 1979/1980, pp. 145–156.
- [10] Koshcheev A.B., Platonov A.A., Khabrov A.V. *Aerodinamika samoletov semeystva Tu-204/214 [Aerodynamics of Tu-204/214 family of aircraft]*. Moscow, PJSC Tupolev, PJSC IIG POLIGON-PRESS Publ., 2009, 304 p.

- [11] Moskalenko V.O., Kosyrev A.A. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 1.
DOI: 10.18698/2308-6033-2019-1-1838

Moskalenko V.O., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 170 scientific publications in the field of aerogasdynamics and aircraft flight control. e-mail: valera.moskalenko2014@yandex.ru

Kosyrev A.A., 6th year student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: antoon.anton@yandex.ru