

УДК 629.735.33.025.35:533.65.015.1/2

doi: 10.32620/aktt.2023.6.06

Л. А. ЗАВОРОТИНСЬКИЙ, Д. І. КОНОТОП

Державне підприємство «Антонов», Київ, Україна

ПОРІВНЯННЯ ЗЛІТНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВОХ ТИПІВ КРИЛА ДЛЯ ЛІТАКА З МОЖЛИВІСТЮ КОРОТКОГО ЗЛЬОТУ ТА ПОСАДКИ

Предметом вивчення в статті є вплив механізації задньої кромки крила, що розміщена вздовж 95% консолі крила, на коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт лобового опору та аеродинамічну якість крила на злітних режимах роботи для крила з профілем великої кривизни. **Метою** даного дослідження є визначення ефективності застосування закрилка вздовж 95% задньої кромки консолі крила для профілів з великою кривизною під час зльоту для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки. **Завдання:** задати геометричні характеристики крила, створити математичну модель крила для двох розрахункових випадків, визначити керуючі дані для розрахунку та порівняти отримані дані. **Методом** для визначення ефективності є проведення аналізу за допомогою порівняння аеродинамічних характеристик крил з однаковою механізацією, а саме, одноцилінний закрилок Фаулера, але закрилок має різну довжину, у першому розрахунковому випадку керування по крену відбувається за допомогою елерона, що зменшує довжину закрилку, у другому розрахунковому випадку закрилок розміщується вздовж 95% задньої кромки консолі крила, а керування по крену відбувається за допомогою інтерцепторів. Дослідження проводиться у програмному забезпеченні PANSYM. Важливим фактором є те, що під час розрахунку елементи конструкції, що відповідають за керування по крену не використовуються, тобто знаходяться у невідхиленому положенні. Вплив екранного ефекту не враховується. Розрахунок відбувається на кутах атаки від -5° до $+15^\circ$, в'язкість враховується і кількість розрахункових операцій в'язкості становить 8. **Висновки.** У статті проведені додаткові дослідження впливу закрилку вздовж 95% кромки консолі крила на його аеродинамічні характеристики. Наукова новизна полягає у наступному: доведено ефективність використання закрилків вздовж 95% задньої кромки крила для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки на режимі польоту – зліт. Після проведення порівняння отриманих результатів розрахунку двох математичних моделей отримано наступні висновки: приріст коефіцієнту підйомної сили становить 30...50 відсотків, приріст коефіцієнту лобового опору становить 35...45 відсотків, але це призводить до зменшення аеродинамічної якості на 11...21 відсотків. Таким чином, значний приріст коефіцієнту підйомної сили дає можливість зменшити необхідну відстань для зльоту, що є важливим для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки.

Ключові слова: крило; літак короткого зльоту та посадки; злітно-посадкові характеристики; підйомна сила; аеродинамічна якість, профіль великої кривизни.

Вступ

Літаки з можливістю короткого зльоту та посадки набирають популярність у зв'язку з їх маневреністю та можливістю використання на аеродромах з обмеженою площею або на невідготовлених злітно-посадкових смуг. Для забезпечення можливості короткого зльоту та посадки можна використовувати різні фактори, такі як: профіль крила з великою кривизною, потужний двигун, велика площа крила, складна механізація крила, міцна конструкція шасі та ефективна гальмівна система. Дані фактори впливають на збільшення підйомної сили апарату під час зльоту, збільшення лобового опору під час посадки та можливість швидкої зупинки літака під час посадки.

Злітно-посадкові характеристики завжди були та залишаються актуальною темою під час проектування літака [1], особливо для літаків з

можливістю короткого зльоту та посадки. Теоретичні та практичні методи [2, 3] їх проектування розроблені та мають дуже великий спектр методик для їхнього розрахунку.

На дані характеристики мають особливий вплив геометрія та механізація крила. Таким чином, правильно підібраний профіль та обраний оптимальний закрилок [4, 5] відіграватимуть значну роль у збільшенні коефіцієнтів підйомної сили та лобового опору крила. Вивченню впливу механізації на аеродинамічні характеристики [6,7] приділяється особлива увага, оскільки за допомогою неї значно покращуються показники крила. За допомогою правильно обраної механізації збільшується ефективна площа крила під час зльоту та посадки, тим самим зменшуючи необхідну дистанцію для зльоту та посадки літального апарату [8], що є важливим для літаків короткого зльоту та посадки.

Мотивація для проведення дослідження. Оскільки на разі стрімко зростає попит на авіацію для регіональних авіаліній, через можливість використання злітно-посадкових смуг меншої довжини. Для виконання даних перельотів найкраще за все підходять літаки з можливістю короткого зльоту та посадки. Для забезпечення даної характеристики є різні варіанти покращення характеристик літака, що були наведені вище. Одними з них є використання потужної механізації та профілів з великою кривизною. У даній роботі поєднані цих два фактори і розглядається вплив механізації задньої кромки крила, що розміщена вздовж 95% відсотків консолі крила, на коефіцієнт підйомної сили, коефіцієнт лобового опору та аеродинамічну якість крила на злітних режимах роботи для профіля з великою кривизною та проводиться порівняння їх з звичним крилом де закрилок розміщений поруч з елероном.

Постановка задачі

Метою даного дослідження є визначення ефективності застосування закрилка вздовж 95% відсотків задньої кромки консолі крила під час зльоту для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки. Визначення ефективності буде проводитись за допомогою порівняння аеродинамічних характеристик крил з однаковою механізацією, а саме однощилин-

ний закрилок Фаулера, але різною довжиною закрилка, у першому розрахунковому випадку керування по крену відбувається за допомогою елерона, що зменшує довжину закрилка, у другому розрахунковому випадку закрилок розміщується вздовж 95% задньої кромки консолі крила, а керування по крену відбувається за допомогою інтерцепторів. Дослідження проводиться у програмному забезпеченні PANSYM.

Геометричні параметри крила, розрахункова модель, швидкісні режими розрахунку, керуючі дані для розрахунку

Для розрахунку буде використовуватись прямокутне крило, тобто звуження крила $\eta_{кр}=1$.

Значення геометричних характеристик крила:

Середня аеродинамічна хорда $b_{(сах\ кр)}=1880$ мм;

Площа крила $S_{кр} = 25,77 \text{ м}^2$;

Довжина крила $l_{кр} = 13,72 \text{ м}$;

Довжина консолі крила $l_{кк} = 6,01 \text{ м}$;

Довжина центроплану крила $l_{цп} = 1,7 \text{ м}$.

Профіль крила було обрано з великою кривизною, що є звичним для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки EPPLER 664 (EXTENDED) (рис. 1).

Елерон (рис. 2) присутній лише у першому розрахунковому варіанті.



Рис. 1. Зображення аеродинамічного профіля EPPLER 664 (EXTENDED)

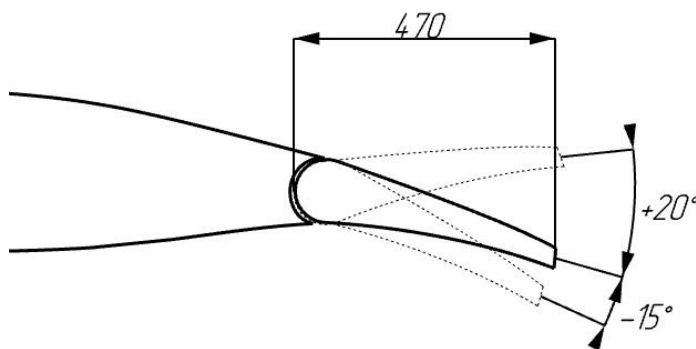


Рис. 2. Зображення профіля елерону

Значення геометричних характеристик елерона:

Хорда елерона: $b_e = 0,47$ м;

Довжина елерона: $l_e = 2,104$ м;

Площа елерона: $S_e = 2,255$ м²;

Відстань від краю зовнішнього першого елерона до зовнішнього краю другого елерона: $Z_e = 13,04$ м.

Кути відхилення елерону вгору $+20^\circ$ та вниз -15° .

Профіль закрилка для двох випадків буде однаковим відрізняється лише довжина закрилку вздовж задньої кромки крила.

Геометричні характеристики закрилка:

Для першого випадку довжина закрилка становить

$$l_{зк1} = 3,566 \text{ м.}$$

Для другого випадку довжина закрилку становить 95% розмаху консолю крила

$$l_{зк2} = 5,71 \text{ м.}$$

Середня хорда закрилка становить

$$b_{зк} = 0,751 \text{ м.}$$

Найкраще положення для закрилка Фаулера у робочому положенні:

$x = 1880$ мм – зміщення відносно носика профіля;

$y = -47$ мм – зміщення відносно нижньої частини задньої кромки крила.

Кут відхилення закрилку на розрахунковому режимі польоту -30° .

Профіль закрилка (рис. 3) будують, відштовхуючись від того, що нижня кромка профіля закрилка повинна повністю бути ідентичною до нижньої кривої хвостової частини профілю крила. Верхню кромку робимо симетричною нижній. Та формуємо носик профіля за допомогою дуги кола.

Спираючись на геометричні дані, будують тривимірні та розрахункові моделі для двох розрахункових варіантів. У розрахункових моделях будується сітка, на базі якої буде проводитись розрахунок. Сітка будується, базуючись на тому, щоб до кінців крила та

закрилків вона густішала. На рисунку 4 представлені тривимірні моделі для розрахункових варіантів (верхні зображення) та тривимірні моделі з побудованою сіткою (нижні зображення).

Розрахунок буде проводитись на злітних швидкостях 16,67; 19,44; 22,22 м/с.

Знайдемо числа Рейнольдса для наших швидкостей за формулою:

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} \quad (1)$$

де Re – число Рейнольдса;

v – злітна швидкість;

$l = 1,88$ м – характерна довжина, у даному випадку середня аеродинамічна хорда;

$\nu = 1,46 \cdot 10^{-5} \frac{\text{м}^2}{\text{с}}$ – кінематична в'язкість газу на висоті 0 м.

Після обчислень отримуємо наступні числа Рейнольдса: $2,14 \cdot 10^6$; $2,5 \cdot 10^6$; $2,86 \cdot 10^6$.

Розрахункова модель розраховується з врахуванням того, що вона є симетричною, екранний ефект під час розрахунку не враховувався, в'язкість враховується, кількість розрахункових ітерацій – 8. Кути атаки на яких проводиться розрахунок $-5^\circ \dots 15^\circ$. Важливим фактором є те, що під час розрахунку елементи конструкції, що відповідають за керування по крену не використовуються, тобто знаходяться у невідхиленому положенні.

Результати розрахунку

Під час розрахунку було отримано результати, за допомогою яких, були побудовані зведені графіки для трьох розрахункових швидкостей, на яких показано залежності: коефіцієнту підйомної сили відносно кута атаки $C_y(\alpha)$ (рис. 5), коефіцієнту підйомної

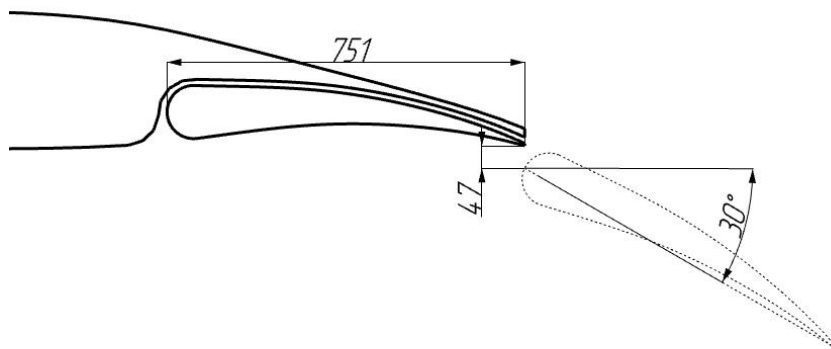


Рис. 3. Профіль закрилка та його зображення його робочого положення

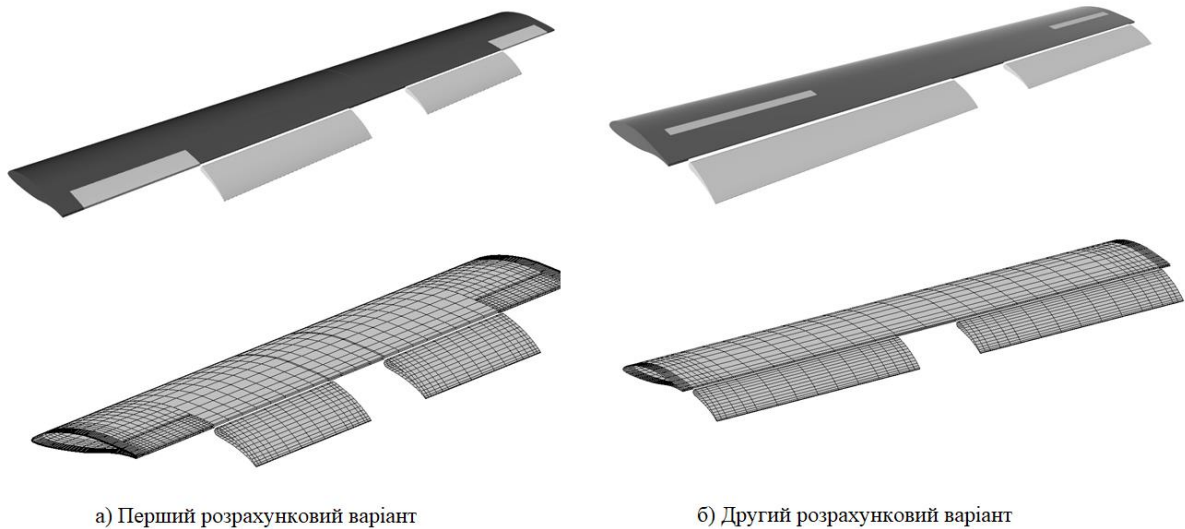


Рис. 4. Зображення тривимірної та розрахункової моделей:
а) перший розрахунковий варіант б) другий розрахунковий варіант

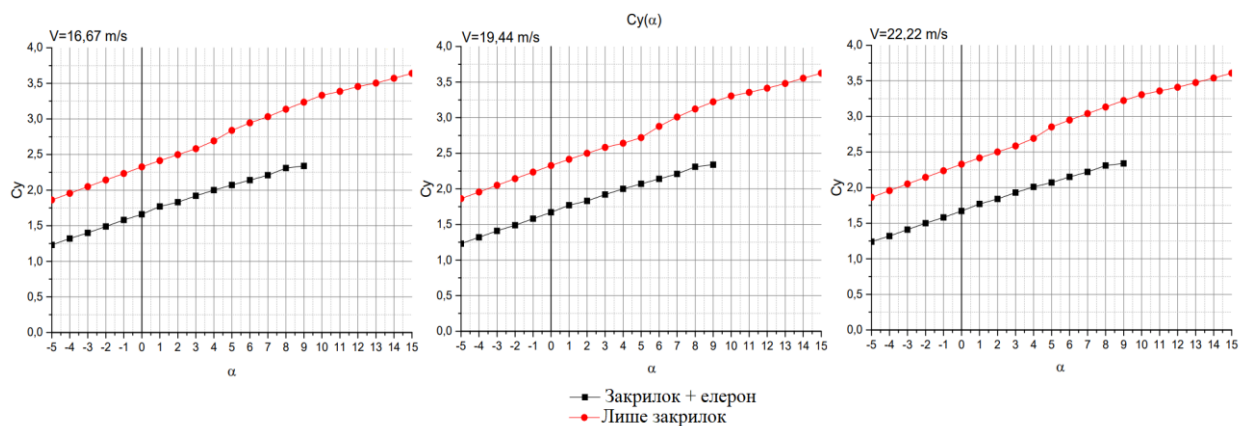


Рис. 5. Графіки залежності коефіцієнту підйомної сили відносно кута атаки по швидкостях

сили відносно коефіцієнту лобового опору C_x (рис. 6) та аеродинамічної якості відносно коефіцієнту підйомної сили $K(C_y)$ (рис. 7) за швидкостями.

Обговорення

Після розрахунку було помічено, що у випадку першого розрахункового варіанту відбувався зрив потоку на куті атаки 9° . У другому розрахунковому випадку зрив потоку вздовж розрахованих кутів атаки був відсутній. Дана характеристика свідчить, що у випадку другого розрахункового варіанту літак, що використовує дану конфігурацію крила, зможе злітати на більших кутах атаки.

За отриманими результатами можна визначити наступне: приріст у коефіцієнті підйомної сили становить 30...50%, приріст у коефіцієнті лобового

опору становить 35...45% але є зменшення аеродинамічної якості на 11...21% в залежності від кута атаки. Звідси ми можемо дійти висновку, що відбувається значний приріст коефіцієнта підйомної сили, що допомагає зменшити необхідну відстань для зльоту літака, а приріст коефіцієнту лобового опору можливо компенсувати за допомогою потужнішого двигуна. Отже на основі отриманих даних можна дійти висновку, що використання закрилку вздовж 95% консолі крила з профілем великої кривизни для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки є доцільним.

Результати розрахунку

У статі проведені додаткові дослідження впливу закрилку вздовж 95% кромки консолі крила з профілем великої кривизни на його аеродинамічні характеристики. Порівняно аеродинамічні характеристики

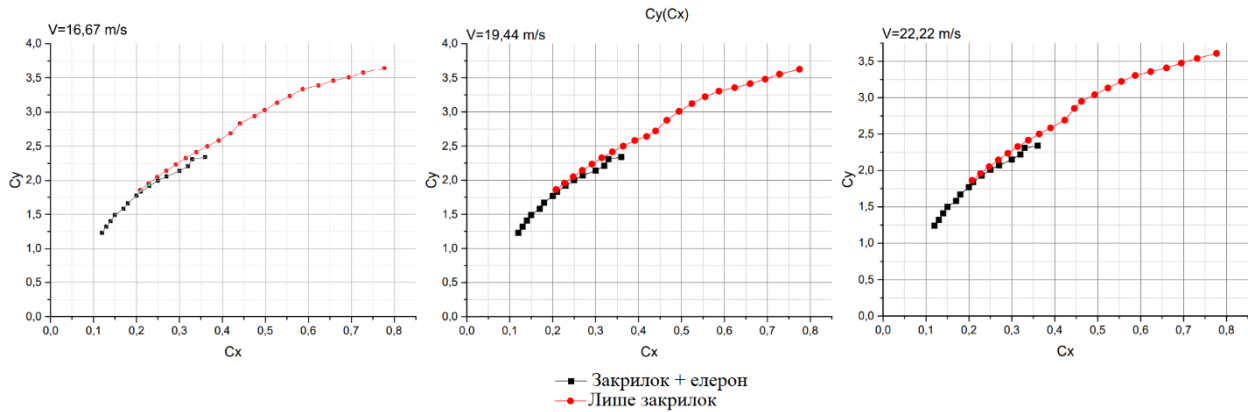


Рис. 6. Графіки залежності коефіцієнту підйомної сили відносно коефіцієнту лобового опору по швидкостях

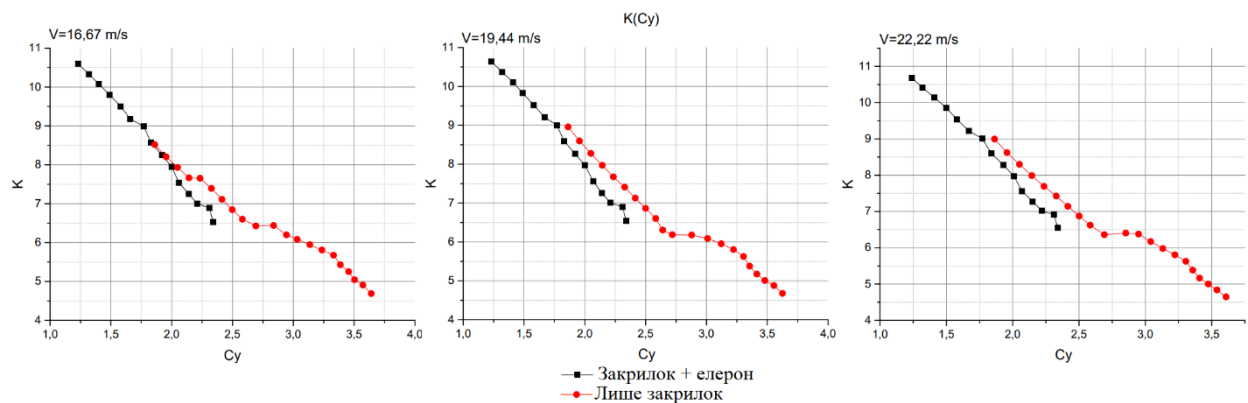


Рис. 7. Графіки залежності аеродинамічної якості відносно коефіцієнту підйомної сили по швидкостях

двох крил: крило з закрилком та елероном – перший тип крила та крила з закрилком вздовж 95% задньої кромки крила – другий. Під час порівняння аеродинамічних характеристик було отримано, що приріст C_y становить 30...50 відсотків, але C_x збільшується на 35...45 відсотків, що призводить до зменшення K на 11...21 відсотків. Доведено раціональність використання закрилку вздовж 95% відсотків задньої кромки крила з профілем великої кривизни для літаків з можливістю короткого зльоту та посадки на режимі польоту – зліт, оскільки приріст коефіцієнту підйомної сили є значним. На крилі з закрилком, що розміщується вздовж 95% задньої кромки крила, зрив потоку відбувається на більших кутах атаки, ніж на крилі з елероном та закрилком. Отже, це надає літаку можливість злітати на агресивніших кутах атаки, що є важливим для літаків короткого зльоту та посадки. Дане дослідження нашоухує на нові дослідження з приводу можливості заміни керування по крену за допомогою елерона.

Внесок авторів: вступ, огляд та аналіз інформаційних джерел – **Л. А. Заворотинський**; постановка задачі – **Л. А. Заворотинський, Д. І. Конотоп**; задання геометричних параметрів, створення тривимірної та розрахункової моделі, визначення параметрів розрахунку – **Л. А. Заворотинський**; аналіз результатів розрахунку – **Л. А. Заворотинський, Д. І. Конотоп**. Загальне керівництво роботою, коригування описової частини – **Д. І. Конотоп**.

Усі автори прочитали та погодились з опублікованою версією рукопису.

Література

1. Torenbeek, E. *Synthesis of subsonic airplane design [Text]* / Egbert Torenbeek. – Springer Dordrecht, 1982. – 598 p.
2. Kundu, A. K. *Aircraft design [Text]* / Ajoy Kumar Kundu. – Cambridge University Press, 2010. – 606 p.
3. Raymer, D. *Aircraft design: A conceptual approach [Text]* / D. Raymer. – 2d edition. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. – 869 p.

4. Morgan, H. L. High-lift flaps for natural laminar flow airfoils [Text] / H. L. Morgan // *Laminar flow aircraft certification* – Hampton, VA : NASA Langley Research Center, 15-16 April 1985. – P. 31-65. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19880014355>. – 17.10.2023

5. Dal Monte, A. A retrospective of high-lift device technology [Text] / A. Dal Monte, M. R. Castelli, E. Benini // *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. – 2012. – Vol. 6, no. 11. – P. 2561–2566. Available at: https://www.researchgate.net/publication/236678225_A_Retrospective_of_High-Lift_Device_Technology. – 17.10.2023

6. Krashanitsa, Y. Numerical study of the aerodynamic characteristics of airfoil with high-lift devices [Text] / Y. Krashanitsa, D. Zhyriakov // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2023. – №. 1 (185). – С. 55-66. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.06.

7. Aerodynamic characteristics of co-flow jet wing with simple high-lift devices [Text] / Z. Zhu, T. Xiao, H. Zhi, S. Deng, Y. Lu // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2022. – Vol. 35, Iss. 10. – P. 67-83. DOI: 10.1016/j.cja.2022.03.008.

8. Капитанова, Л. Взлетно-посадочная конфигурация крыла и ее влияние на взлетно-посадочные параметры самолета [Текст] / Л. Капитанова // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2015. – № 7 (124). – С. 24–28. Available at: <http://195.88.72.95:57772/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2015/AKTT715/Kapitanova.pdf>. – 17.10.2023.

2. Kundu, A. K. *Aircraft design*. Cambridge University Press Publ., 2010. 606 p.

3. Raymer D. *Aircraft design: A conceptual approach*, 2d edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics Publ., 2006. 869 p.

4. Morgan, H. L. High-lift flaps for natural laminar flow airfoils. *Laminar flow aircraft certification*, Hampton, VA, NASA Langley Research Center., 15-16 April 1985, pp. 31-65. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19880014355>. (accessed 17.10.2023).

5. Dal Monte, A., Castelli, M. R., & Benini, E. A retrospective of high-lift device technology. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 2012, vol. 6, no. 11, pp. 2561–2566. Available at: https://www.researchgate.net/publication/236678225_A_Retrospective_of_High-Lift_Device_Technology. (accessed 17.10.2023).

6. Krashanitsa, Y., Zhyriakov, D. Numerical study of the aerodynamic characteristics of airfoil with high-lift devices. *Авіаційно-космічна техніка і технологія – Aerospace technic and technology*, 2023, no. 1 (185), pp. 55-66. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.06.

7. Zhu, Z., Xiao, T., Zhi, H., Deng, S., & Lu, Y. Aerodynamic characteristics of co-flow jet wing with simple high-lift devices. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, vol. 35, iss. 10, pp. 67-83. DOI: 10.1016/j.cja.2022.03.008.

8. Kapitanova, L. Vzletno-posadochnaya konfiguratsiya kryla i ee vliyanie na vzletno-posadochnye parametry samoleta [Takeoff and landing configuration of the wing and its influence on the takeoff and landing parameters of the airplane]. *Авіаційно-космічна техніка і технологія – Aerospace technic and technology*, 2015, no. 7 (124), pp. 24-28. <http://195.88.72.95:57772/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2015/AKTT715/Kapitanova.pdf> (in Russian). (accessed 17.10.2023)

References

1. Torenbeek, E. *Synthesis of subsonic airplane design*. Springer Dordrecht Publ., 1982. 598 p.

Надійшла до редакції 26.09.2023, розглянута на редколегії 20.11.2023

COMPARISON OF THE TAKEOFF PERFORMANCE OF TWO WING TYPES FOR AN AIRPLANE WITH SHORT TAKEOFF AND LANDING CAPABILITY

Leonid Zavorotynskyi, Dmytro Konotop

The subject of study in this article is the effect of mechanization of the trailing edge of the wing, located along 95% of the wing console, on the lift coefficient, drag coefficient, and aerodynamic quality of the wing during takeoff operation for a wing with a high curvature profile. **The purpose** of this study was to determine the effectiveness of using a flap along 95% of the trailing edge of the wing console for profiles with high curvature during takeoff for aircraft with short takeoff and landing capabilities. **Objectives**: to set the geometric characteristics of the wing, create a mathematical model of the wing for two design cases, determine the control data for the calculation, and compare the data obtained. **The method** for determining the efficiency is to conduct an analysis by comparing the aerodynamic characteristics of wings with the same mechanization, namely, a single-slot Fowler flap, but the flap has a different length. In the first design case, roll control is performed using an aileron that reduces the length of the flap. In the

second design case, the flap is placed along 95% of the trailing edge of the wing cantilever, and roll control is performed using interceptors. The study was conducted using the PANSYM software. A key factor is that during the calculation, the structural elements responsible for roll control are not used, i.e., they are in a non-deflected position. The influence of the screen effect is not considered. The calculation is performed at angles of attack from -5° to $+15^\circ$, viscosity is considered, and the number of viscosity calculation operations is 8. **Conclusions.** This paper presents additional studies of the influence of the flap along 95% of the wing console edge on its aerodynamic characteristics. The scientific novelty is that the efficiency of using flaps along 95% of the trailing edge of the wing for aircraft with the possibility of short takeoff and landing in the takeoff flight mode has been proved. After comparing the obtained results of the calculation of the two mathematical models, the following conclusions were drawn: the increase in lift coefficient is 30%–50% and the increase in drag coefficient is 35%–45%, but this leads to a decrease in aerodynamic quality by 11%–21%. Thus, a significant increase in the lift coefficient makes it possible to reduce the required distance for takeoff, which is important for aircraft with the capability of short takeoff and landing.

Keywords: wing; short takeoff and landing aircraft; takeoff and landing characteristics; lift; aerodynamic quality; high curvature profile.

Заворотинський Леонід Андрійович – магістр другого року навчання каф. авіа- та ракетобудування НН ІАТ КПІ ім. Ігоря Сікорського; інженер-конструктор Державного підприємства «Антонов», Київ, Україна.

Конотоп Дмитро Ігорович – канд. техн. наук, старш. викл. каф. авіа- та ракетобудування НН ІАТ КПІ ім. Ігоря Сікорського (за сумісництвом); провідний інженер-конструктор Державного підприємства «Антонов», Київ, Україна.

Leonid Zavorotynskyi – second year Master's Student of the Department of Aviation and Rocket Engineering of ES IAT of National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute»; Design Engineer of “Antonov” company, Kyiv, Ukraine, e-mail: zavorot80@gmail.com, ORCID: 0009-0008-5741-8789.

Dmytro Konotop – Senior Lecturer at the Department of Aviation and Rocket Engineering of ES IAT of National Technical University of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute» (part-time); Senior Design Engineer of “Antonov” company, Kyiv, Ukraine, e-mail: konotop.dmitriy@gmail.com, ORCID: 0000-0001-6989-5277, Scopus Author ID: 55635484800.