

5. *Rogério F. F.* AN EXPERIMENTAL STUDY ON WINGTIP DEVICES FOR AGRICULTURAL AIRCRAFT / F. F. Rogério, M. Fernando. // ICAS 2000 CONGRESS.
6. A Numerical and Experimental Aerodynamic Analysis of an Inboard-Wing/Twin-Fuselage Configuration / [Z. Wang, S. Magill, S. Preidikman та ін.]. // 19th Applied Aerodynamics Conference-Anaheim, CA. June 11-14, 2001.
7. *Rolston Dr Stephen* High Reynolds Number Tools and Techniques for Civil Aircraft Design / D. Rolston, Airbus UK, Bristol UK. // 19th Applied Aerodynamics Conference. Anaheim, California. – 11-14 June 2001.
8. *Волков К. Н.* Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений / К. Н. Волков, В. Н. Емельянов // М.: Физматлит. – 2008. – С. 368.
9. John B. Mcdevitt, Arthur F. Okuno, Static and Dynamic Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility // NASA Technical Paper 2485, 1985.

УДК 629.7.025.11

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201560714>

Д. І. Жданов²⁰, технік 1 категорії, Д. М. Зінченко²¹, доцент

АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ АДАПТИВНОГО КРИЛА ЛІТАКА ГІБРИДНОЇ КОНСТРУКЦІЇ

En

This article seeks to design a light aircraft wing of short take-off and landing, which deforms during the flight. The authors first conduct an analysis of the impact of deformation on the wing's aerodynamic characteristics.

The results of research can be used to choose a right airfoil that improve properties of wing's adaptiveness and it's plan shape. The adaptive partly inflatable wing perform the counteraction to stall on high angles of attack by deformation of it's inflatable part due to air pressure difference between upper and lower surfaces of the wing. This phenomenon prevents the disruption of the airflow, quantitative indicators which are presented in the article.

²⁰ ДП “Антонов”

²¹ Національний технічний університет України “КПІ”,
кафедра приладів і систем керування літальними апаратами

Ru

В статье ставится задача проектирования крыла легкого самолета короткого взлета и посадки, которое деформируется во время полета. Авторы впервые проводят анализ влияния деформаций крыла на его аэродинамические характеристики.

Вступ

Літальний апарат (ЛА) у певний момент польоту може втратити в зону турбулентного повітряного середовища. За даних умов його конструкція сприйматиме навантаження спричинені невірноваженими коливаннями, іншими словами його буде трясти [1]. Тряска літака негативно впливає на здатність ефективно дотримуватися курсу польоту, аеродинамічні характеристики та зменшує ресурс конструкції, не кажучи про комфорт пасажирів та екіпажу. Основною мірою це спричинено низькими пружними властивостями жорстких крил.

Гнучка надувна несуча поверхня може поліпшити польотні характеристики ЛА в умовах турбулентності, проте для надання форми необхідні додаткові конструктивні елементи, які збільшують вагу та аеродинамічний опір.

Оптимальним рішенням є запровадження гібридності в конструкції крила, котра полягає у поєднанні жорсткої передньої кромки крила та середньої і хвостової частин, виконаних з м'якого матеріалу, об'єм яких заповнений повітрям.

На теперішній час використання ЛА з надувним крилом знаходиться на стадії досліджень та розробки прототипів. Такими дослідженнями займаються NASA [2] та студенти-ентузіасти з проектом безпілотного літального апарата (БпЛА) для дослідження атмосфери Марсу *BigBlue* [3], [4]. Перспективні розробки були виконані компаніями *Woopyfly* [5] та *Goodyear* [6], створивши легкі ЛА з надувними крилами, хвостовим оперенням та оболонки фюзеляжу для евакуації збитих льотчиків з ворожої території.

До переваг використання технології надувних конструкцій відносяться мала вага та компактність під час транспортування. Проте для ЛА життєво необхідна підтримка фіксованої форми, яка у випадку надувних конструкцій вимагає використання додаткових елементів фіксації форми, які суттєво збільшують величини опору ЛА і погіршують показники льотних технічних характеристик, зокрема, дальності польоту, аеродинамічної якості тощо.

Постановка задачі

Для аеродинамічного проектування гібридного крила необхідно визначити необхідний профіль та форму в плані, провести аналіз впливу деформації профілю на його аеродинамічні характеристики.

Для аналізу впливу деформації профілю на його аеродинамічні характеристики необхідно: побудувати математичні моделі профілю та його деформованих станів, кожен з яких експериментально дослідити та оцінити зміну аеродинамічних характеристик по мірі збільшення деформації профілю.

Для виробу необхідного профілю слід експериментально дослідити математичні моделі типових профілів та обрати той, що характеризується кращими аеродинамічними властивостями.

Для вибору необхідної форми крила в плані необхідно: побудувати математичні моделі типових форм та експериментально дослідити їхні аеродинамічні характеристики. Форма з найкращими показниками аеродинамічної якості і є необхідною.

Аналіз впливу деформації профілю на його аеродинамічні характеристики

Побудувавши розрахункові моделі в середовищі програми PANSYM[7], отримані результати у вигляді графіків залежностей коефіцієнту підйомної сили від кута атаки та коефіцієнту сили опору $C_y(\alpha)$, $C_y(C_x)$ та коефіцієнту моменту від кута атаки $C_m(\alpha)$ без впливу деформації та з різними степенями впливу (рис. 1).

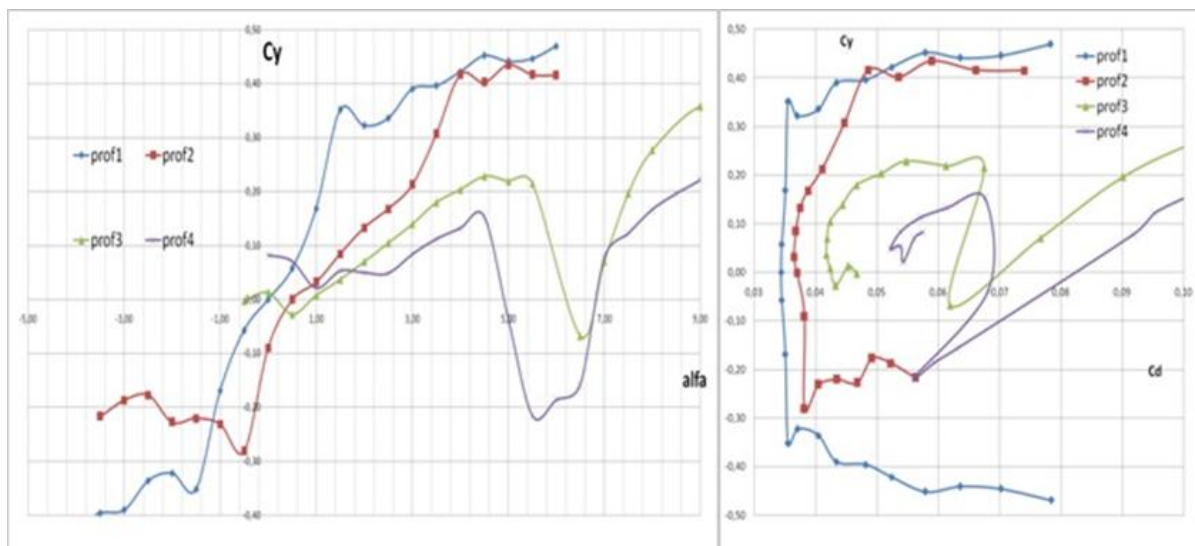


Рис. 1. Графіки залежностей коефіцієнту підйомної сили від кута атаки та коефіцієнту сили опору

Загалом фізичний вплив деформацій описується відхиленням задньої кромки крила (рис. 2) по мірі збільшення кута атаки в напрямку осі ординат зв'язаної системи координат під впливом крутного моменту, спричиненого різницею тисків між верхньою та нижньою поверхнями крила. Це явище спричиняє збільшення крутного моменту (рис. 3), який тепер прагне відновити попереднє положення задньої кромки крила. В цьому полягає ефект адаптивності в умовах турбулентного повітряного середовища.

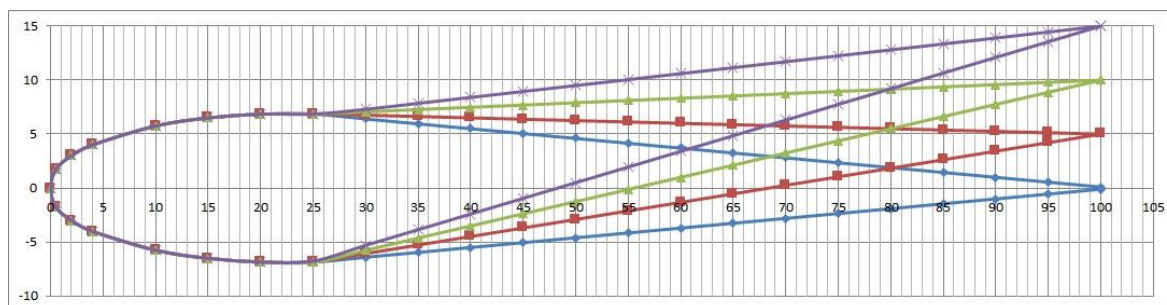


Рис. 2. Відхилення задньої кромки крила

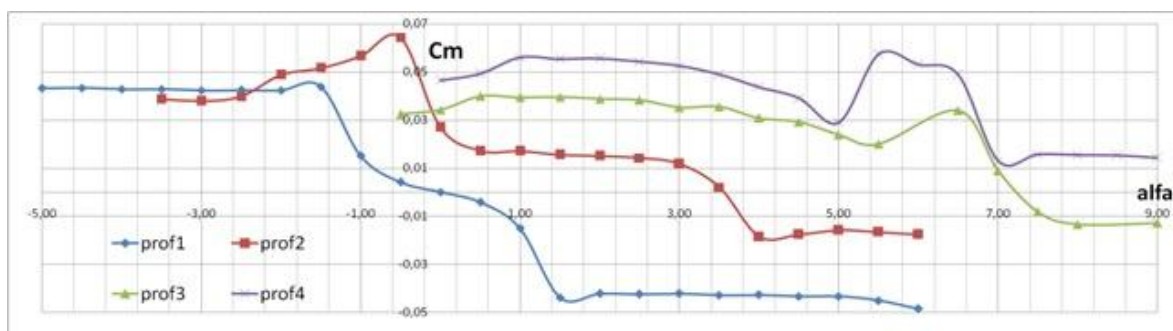


Рис. 3. Графіки залежностей крутного моменту від кута атаки

Підбір оптимального аеродинамічного профілю

Провівши розрахунки типових аеродинамічних профілів, що відповідають основним категоріям [8]: ламінарні, високонесучі, симетричні та надкритичні (рис. 4-8), в середовищі програми *Profili 2.0*, отримані результати у вигляді графіків залежностей коефіцієнту підйомної сили та аеродинамічної якості від кута атаки та коефіцієнту сили опору, що наведені нижче (рис. 9-11).

За критеріями відбору, котрі складаються з залежностей $C_y(a)$, $K(a)$, (a) (рис. 9-11), обраний найбільш придатний профіль, а саме еліптичний (рис. 4).

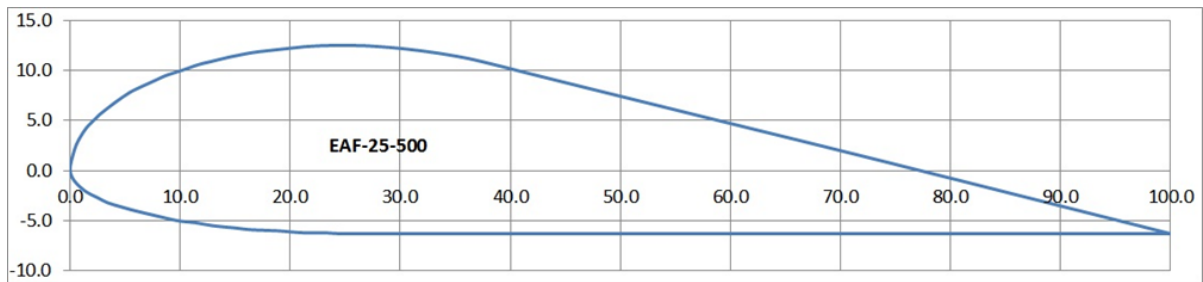


Рис. 4. Еліптичний профіль

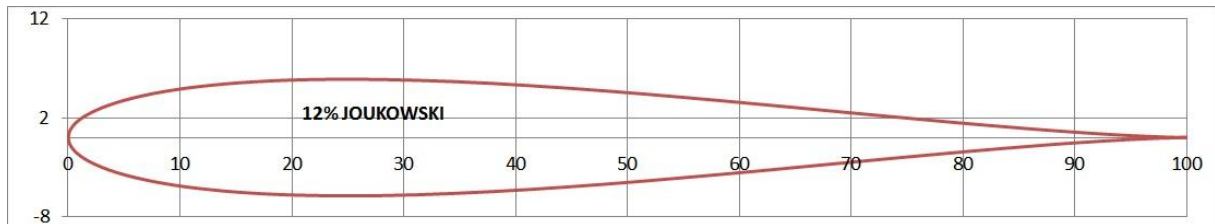


Рис. 5. Симетричний профіль

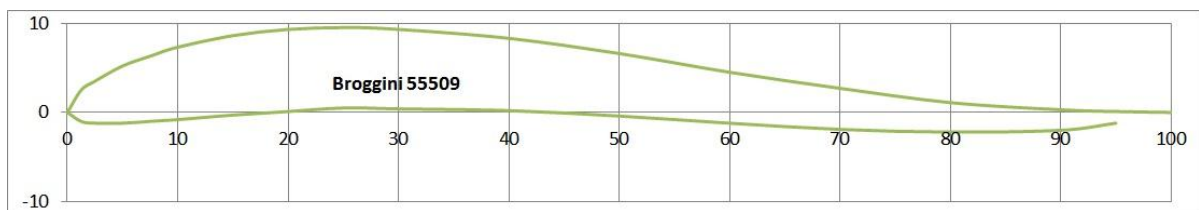


Рис. 6. Надкритичний профіль

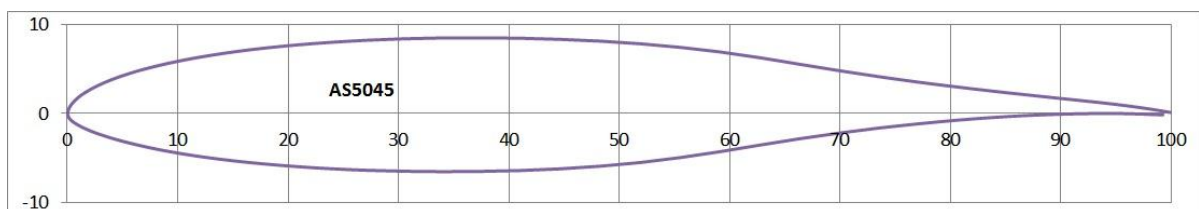


Рис. 7. Ламінарний профіль

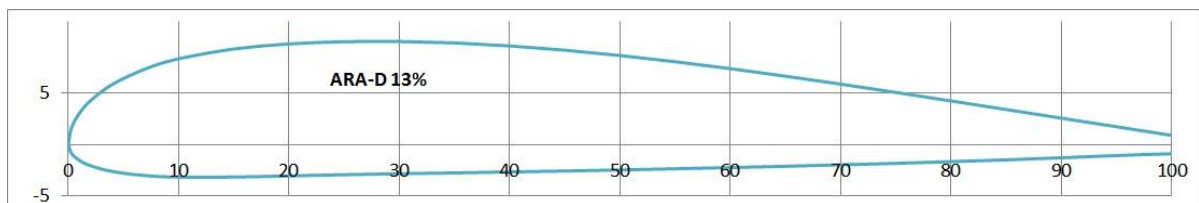


Рис. 8. Високонесучий профіль

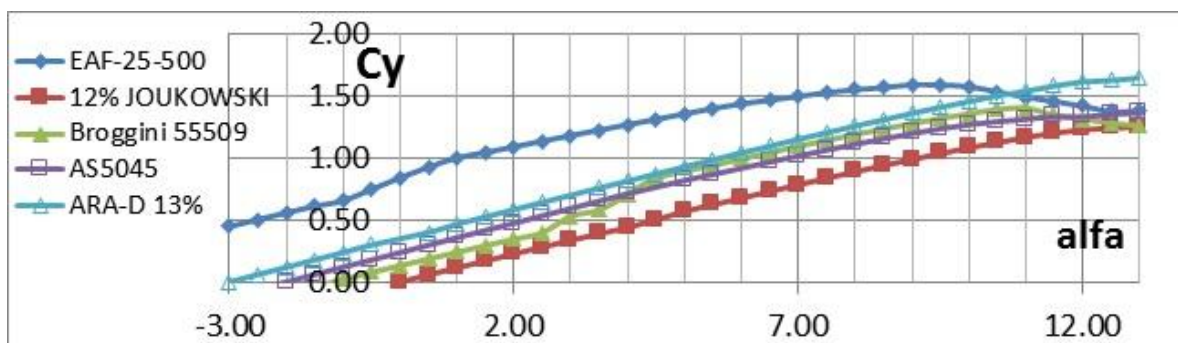


Рис. 9. Графіки залежності коефіцієнту підйомної сили від кута атаки

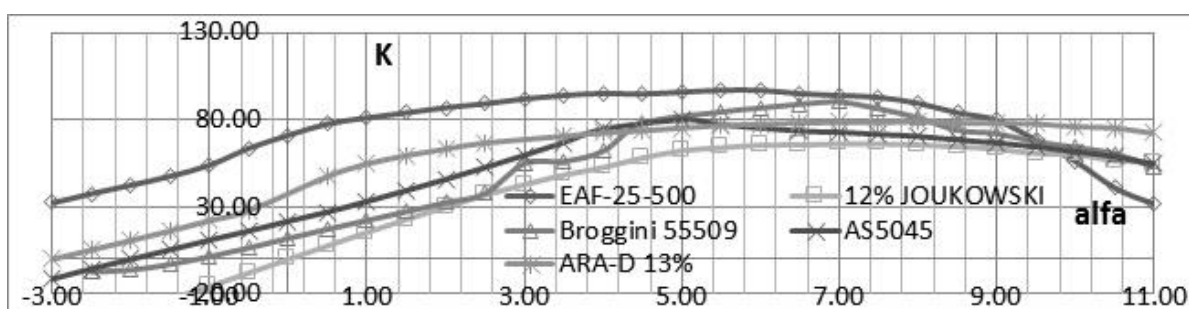


Рис. 10. Графіки залежності аеродинамічної якості сили від кута атаки

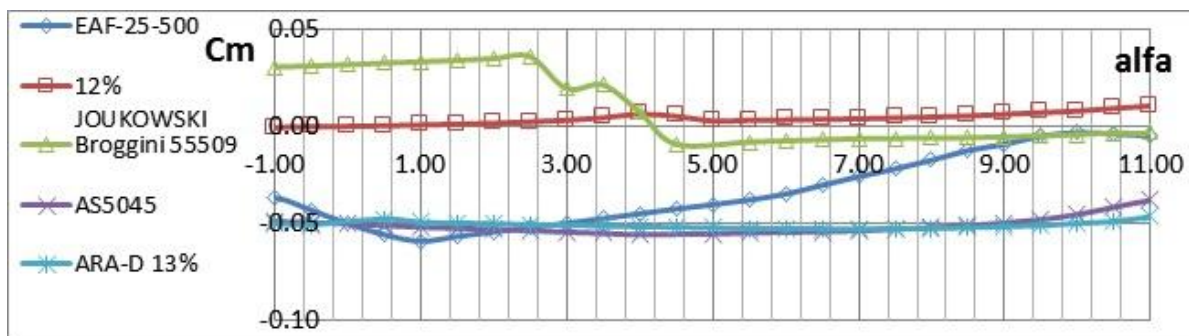


Рис. 11. Графіки залежності крутного моменту від кута атаки

Еліптичний профіль характеризується високими несучими властивостями, найбільшою можливою дальністю польоту в порівнянні з іншими типовими профілями та простою формою, котра забезпечує легкість виготовлення шаблону.

Підбір оптимальної форми крила в плані

Проведені розрахунки впливу основних форм крила в плані [9]: прямокутної, трапецієвидної та еліптичної однакової площі та подовження (рис. 12). Критеріями відбору є залежності $C_y(a)$, $K(a)$ та крутного моменту M_z (рис. 13).

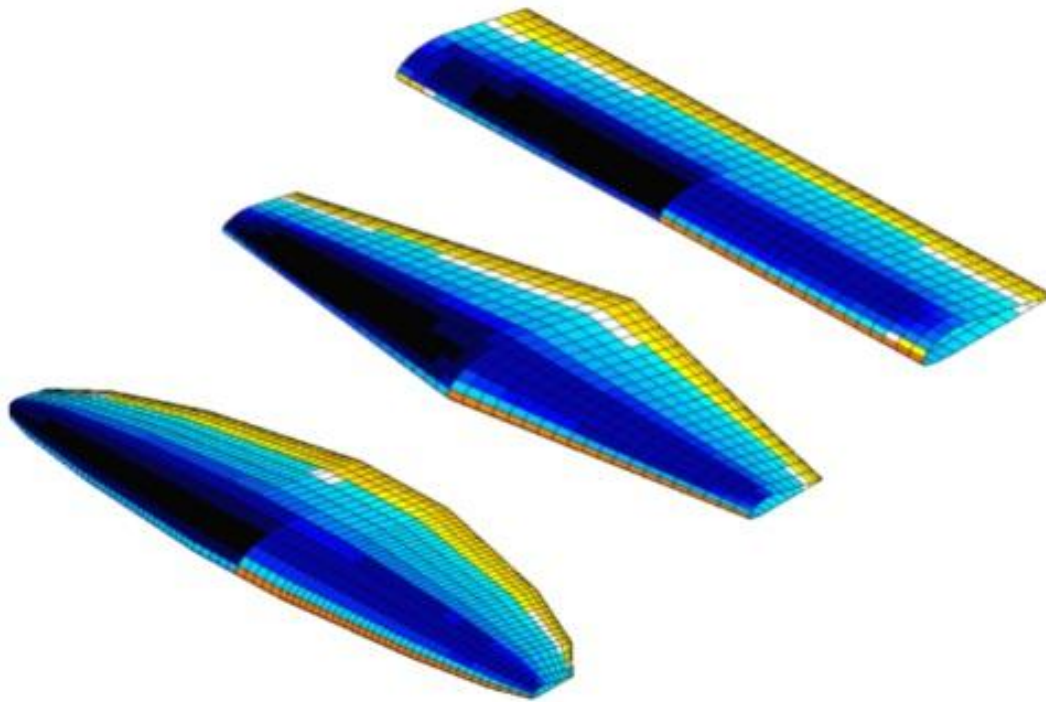


Рис. 12. Форми крил в плані, що досліджуються

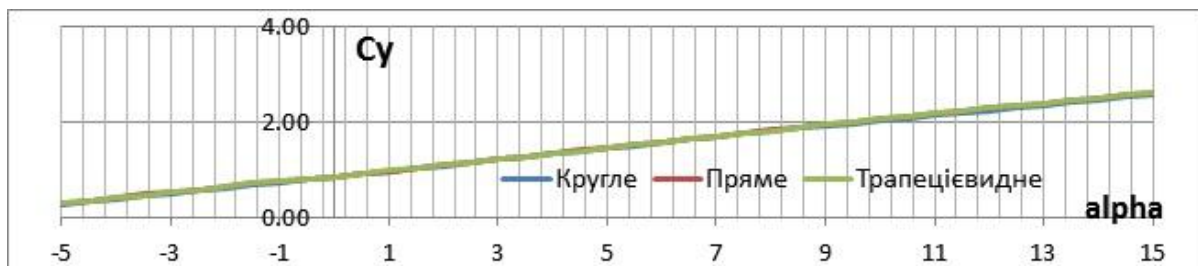


Рис. 13. Графіки залежності коефіцієнту підйомної сили крил від кута атаки

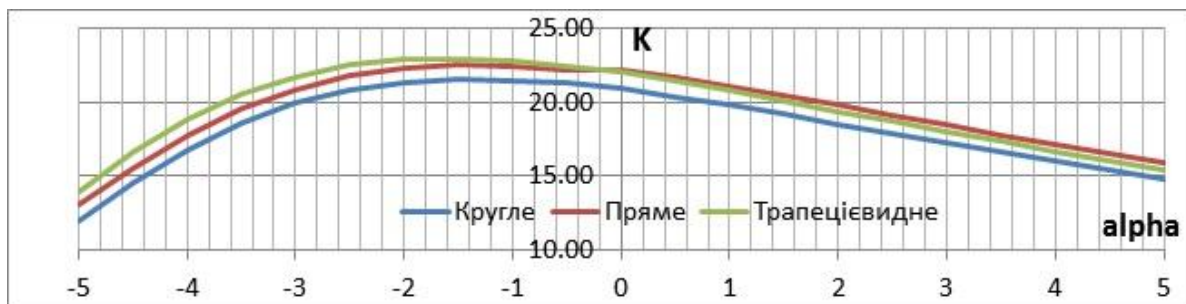


Рис. 14. Графіки залежності аеродинамічної якості крил від кута атаки

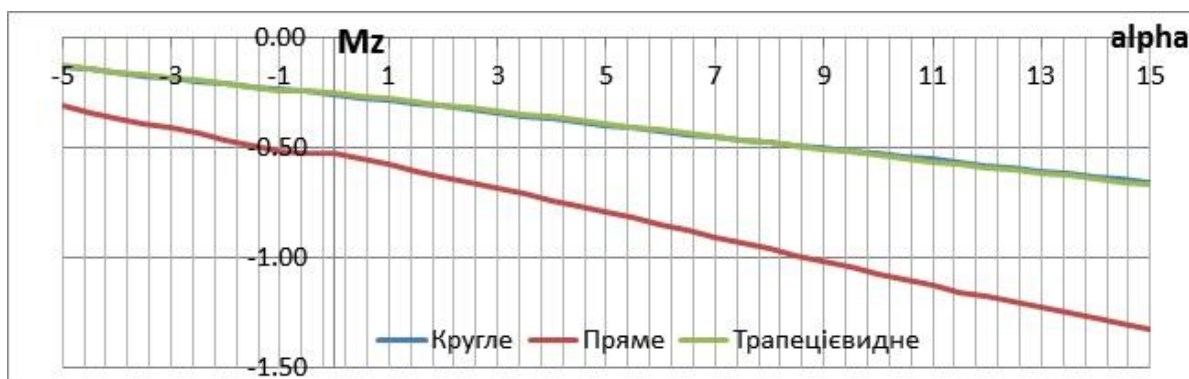


Рис. 15. Графіки залежності крутного моменту крил від кута атаки

За аеродинамічними характеристиками форми є подібними та суттєво відрізняються лише по величинах крутного моменту, показники якого для прямого крила перевищують показники аналогів в середньому в два рази. За цих обставин конструкція поперечного силового набору прямого крила має бути відносно більш жорсткою, а, як наслідок, й більш важкою, ніж в аналогічних варіантів форм крила в плані.

Трапецієвидна форма крила, як і еліптична, має необхідні аеродинамічні характеристики та обриси, які враховують конструктивні особливості БПЛА, що робить її оптимальним вибором форми крила в плані.

Висновки

Гібридний варіант конструкції адаптивного крила забезпечує належну жорсткість несучої поверхні щодо осі симетрії портативного БПЛА, не використовуючи додаткові елементи для фіксації форми середньої і хвостової частин крила, які виготовляються з м'якого матеріалу.

Ефект адаптивності крила забезпечується явищем самодемпферування крила, яке супроводжується деформацією надувної частини крила.

Використання еліптичного профілю надає високі значення коефіцієнту підйомної сили, аеродинамічної якості та простоту виготовлення.

Формі крила в плані подібній до трапецієвидної з урахуванням конструктивних особливостей, властиві необхідні аеродинамічні характеристики для короткого злету "з рук" на малих числах Рейнольдса.

Літальні апарати з адаптивним крилом гібридної конструкції можуть бути використані для виконання сільсько-господарських робіт, доставки вантажу, військової розвідки тощо.

Список використаної літератури

1. Ландау Л. Д. Гідродинаміка / Л. Д. Ландау, Е. М. Лифшиц., 1986. – 736 с.

2. Jacob J. D. Design and Flight Testing of Inflatable Wings with Wing Warping / J. D. Jacob, A. Simpson, S. Smith.
3. Simpson A. D. BIG BLUE: A High-Altitude UAV Demonstrator of Mars Airplane Technology / A. D. Simpson. // IEEE Aerospace Conference. – 2005.
4. BIG BLUE II: Mars Aircraft Prototype with Inflatable-Rigidizable Wings / [A. D. Simpson, J. D. Jacob, S. W. Smith та ін.]. // AIAA Aerospace Sciences Meeting. – 2005.
5. Définition du Woopy-Fly [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: <http://fly.woopyjump.com/index.php/fr/definition-du-woopy-fly.html>.
6. Goodyear Inflatorplane [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: https://en.wikipedia.org/wiki/Goodyear_Inflatorplane.
7. Зінченко. Д. М. 7. Моделювання обтікання ЛА панельно-вихровим методом програмування. Метод. вказівки по створенню розрахункових моделей для панельно-вихрового методу для спеціалістів та магістрів напряму 6.051101 "Авіа- та ракетобудування" / Дмитро Миколайович Зінченко.. – Київ: НТУУ "КПІ", 2013. – 23 с.
8. Справочник Авиационных Профилей [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: http://kipla.kai.ru/liter/Spravochnic_avia_profiley.pdf.
9. Житомирський Г. І. Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. / Г. І. Житомирський. – Москва: Машиностроение, 1991. – 400 с.

УДК 629.735.33

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-377129201557356>

І. С. Кривохатько²², старший викладач

ПІДВИЩЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЯКОСТІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ» ПІДБОРОМ ПРОФІЛІВ КРИЛ

En

In the last decade folding tube launch UAV became common, for which aerodynamic scheme "tandem" is reasonable. By the time tandem-wing aerodynamic characteristics are researched much less than ones of traditional scheme.

In present work comparison of different UAV geometries lift-drag ratio and longitudinal stability was performed with help of analytic and CFD methods. Geometries with negative and zero differences of forward and rear wings inclination an-

²² Національний технічний університет України "КПІ",
кафедра приладів і систем керування літальними апаратами