

УДК 629.7.025.84

П.А. Глущенко

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

## АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ РІЗНИХ ТИПІВ КІНЦЕВИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ ТА ЇХ ВПЛИВУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛА ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

*Представлено аналіз кінцевих аеродинамічних поверхонь і характеру впливу геометричних параметрів кінцевих аеродинамічних поверхонь на аеродинамічні характеристики крил. Наведені особливості структури течії потоку поблизу закінцівок крила з кінцевими аеродинамічними поверхнями різних типів. Зроблено висновок про актуальність дослідження впливу кінцевих аеродинамічних поверхонь на аеродинамічні характеристики крил при малих числах Рейнольдса польоту малогабаритних безпілотних літальних апаратів.*

**Ключові слова:** кінцеві аеродинамічні поверхні, кінцеві вихори, індуктивний опір, аеродинамічні характеристики.

### Вступ

**Аналіз літератури.** Підвищення аеродинамічної якості сучасних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) з метою зменшення витрат енергії і, як наслідок, збільшення дальності та тривалості польоту залишається актуальною задачею. Одним із способів покращення аеродинамічної якості літальних апаратів, в тому числі безпілотних, є встановлення кінцевих аеродинамічних поверхонь (КАП) на крилі для збільшення ефективного подовження крила і зниження індуктивного опору.

Ідея встановлення КАП не є новою. Так у роботі Ф. Ланчестера [1] описуються кінцеві вихори і вказується на можливість застосування спеціальних вертикальних поверхонь, як засобу контролю вихрових шнурів, патент на які він отримав ще в 1897 році. Згодом, з розвитком теорії індуктивного опору, у роботі Ф.Нагеля [2] розроблена теорія потоку, що обтікає крило з кінцевими шайбами. Експериментальні дослідження впливу кінцевих поверхонь такого типу проводились у лабораторіях Центрального аерогідродинамічного інституту та Гетінгену в 1920–1930 роках. Застосування шайб з великою відносною площею для збільшення аеродинамічної якості літальних апаратів не дало позитивних результатів, оскільки додавання власного опору шайб переважало над зменшенням індуктивного опору системи, частка якого на крейсерських режимах польоту була не значною в наслідок малих значень коефіцієнту підйомної сили ( $C_{y_a}$ ) польоту [3–4]. Такі шайби застосовувались в аеродинамічних трубах для відтворення умов, що наближаються до плоского обтікання і на літаках з двохкілевою схемою оперення, де функції кіля і шайби поєднуються [4]. Результати теоретичних і експериментальних досліджень з кінцевими поверхнями такого типу наведені у роботах [5–8].

Як зазначено в [4], з розвитком авіації відбулося значне зростання крейсерського значення коефіцієнту підйомної сили  $C_{y_a} = 0,5–0,6$  та вище. Відомо, що зі збільшенням коефіцієнту підйомної сили  $C_{y_a}$  зростає роль індуктивного опору [8]. Тому ідея застосування кінцевих поверхонь для зменшення впливу цього індуктивного явища залишається актуальною.

За наявності підйомної сили обтікання крила являє собою складну просторову течію, що супроводжується утворенням інтенсивних кінцевих вихорів. Застосування КАП призводить до ослаблення інтенсивності кінцевого вихору і відповідно до зниження індуктивного опору. При цьому важливу роль відіграє тип сполучення крила з КАП, власний опір КАП, а також зміна профільного опору прилягаючої частини крила до КАП. Всі ці чинники в 1970-х роках зумовили розробку КАП, що має малу площу відносно площі крила [4]. Ідея використання зазначених поверхонь отримала широке розповсюдження в світі, і як наслідок, різні варіанти їх реалізації. Але, в літературі фактично відсутні матеріали щодо результатів досліджень крил з КАП малогабаритних та мало швидкісних БПЛА, політ яких характеризується малими числами Рейнольдса  $Re$  та мають місце суттєві відмінності течії навколо закінцівок крил.

**Метою статті** є обґрунтування напрямів подальших досліджень аеродинамічних характеристик крил з КАП для малогабаритних безпілотних літальних апаратів.

### Основні матеріали досліджень

Одними із поширених на даний час є «крильця (шайби) Уіткомба», або winglets, (рис. 1, А) результати досліджень яких наведено в [4; 9]. В роботі [9] зазначається, що за певних умов застосування і швидкості польоту, що відповідає числу Маха = 0,78 індуктивний опір зменшується приблизно на 20 %

при збільшенні коефіцієнта аеродинамічної якості на 9%. Зазначені КАП вперше були встановлені на серійних Boeing 747-400 в 1985 році та, згодом, на Gulfstream III, IV, V business jets, McDonnell Douglas MD-11. Наступними отримали розповсюдження кінцеві щитки (wingtip fence) (рис. 1, B) на літаках Airbus: A300, A310, A319, A320, A380. Можна розглядати, як частковий випадок шайб Уйткомба наклонний кінцевий пристрій (canted wingtip) (рис. 1, C) та вихровий диффузор (vortex diffuser) (рис. 1, D). Отримують розповсюдження гребеневі закінцівки (raked tip) (рис. 1, E), що встановлені на літаках Boeing: 747-8F, 747-8 Intercontinental, B-767-400ER, B-787 Dreamliner. Також слід звернути увагу на спряжене крильце (blended winglet) (рис. 1, F), яке представляє собою крило, що плавно згинається до верху по окружності великого радіусу і має велике подовження [10]. Вони отримали поширення на літаках Boeing: B-757-200, 737NG-600, 737NG-700, 737NG-800, 737NG-900, Gulfstream II та інші.

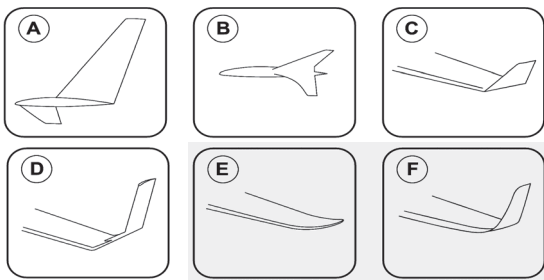


Рис. 1. Кінцеві аеродинамічні пристрої на основі шайб Уйткомба

В роботі [4] показано, що вплив кінцевих поверхонь залежить від геометричних параметрів КАП (відносна площа, форма в плані, крутка, форма профілей в перерізі «шайб»), положення відносно крила (кут розвалу, кут встановлення, положення відносно кінця крила, зміщення по хорді крила), форми кінцевої частини крила, що примикає до КАП. Також слід враховувати, що при застосуванні такого типу КАП, збільшення згинаючих моментів є меншим, ніж при простому збільшенні подовження крила для відповідного приросту аеродинамічної якості. Представляють інтерес результати розрахункових досліджень впливу геометричних параметрів крила на ефективність встановлення КАП, аналіз яких дозволяє зробити висновок, що чим менше подовження, звуження і від'ємна крутка на кінцях крила та більше стрілоподібність вихідного крила, тобто чим вище значення циркуляції на кінцях крила, тим більший ефект можна досягнути від установки КАП з точки зору отримання максимального виграшу в зменшенні індуктивного опору [4]. Аналіз результатів робіт [4–10] вказує також на те, що даний тип КАП розроблявся виключно із потреб аеродинаміки транспортних (пасажирських) літаків для умов ве-

ликих дозвукових швидкостей польоту (число Маха  $M \geq 0,5-0,8$ ) і не враховує особливостей застосування КАП на сучасних малорозмірних БПЛА.

Використання кінцевих шайб Уйткомба має і певні недоліки, а саме: збільшення ваги крила, подовжнього моменту на пікірування, згинаючого моменту вздовж розмаху крила та ін. Це зумовило дослідження можливостей застосування інших кінцевих пристроїв. Одними із перших є багатоелементні (пір'єві) кінцеві поверхні (крильця) (multi-winglets, wing tip sails) – ряд невеликих аеродинамічних поверхонь великого подовження, що встановлюється на кінцевій хорді. Даний тип кінцевих поверхонь також розглядають як один із варіантів реалізації концепції додаткових несучих поверхонь [11]. Наряду із зменшенням загального опору несучої системи, багатоелементні КАП можливо застосовувати для покращення сталості і керованості літального апарату (ЛА), а також зміни розподілу циркуляції в спутному сліді за крилом. В окремих випадках багатоелементні КАП можуть використовуватись як керуючі поверхні або як засоби активного подавлення флатера [11].

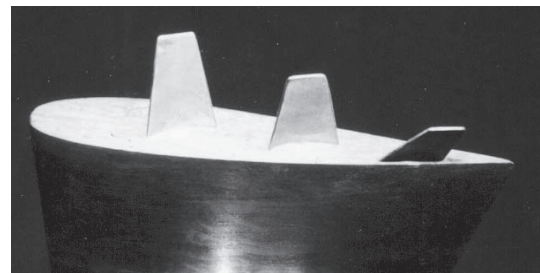


Рис. 2. Багатоелементні КАП

В роботах [11–16] наведено результати експериментальних досліджень моделей з різними варіантами кінцевих багатоелементних поверхонь. Результат аналізу даних робіт вказує на те, що ефект від застосування таких поверхонь суттєво залежить від кількості аеродинамічних елементів, їх геометричних параметрів, положення по хорді крила, кутів розвалу, встановлення і крутки кожного з елементів. Так встановлення багатоелементних КАП збільшує опір тертя пропорційно площі встановлених елементів, тому при малих значеннях коефіцієнта  $C_{y_a} \leq 0,3$  спостерігається більше значення коефіцієнту опору у порівнянні з крилом без КАП [11–15]. Але зі збільшенням  $C_{y_a}$  відбувається збільшення частки індуктивного опору і покращення несучих властивостей. Це пояснюється збільшенням ефективного подовження крила. Для умов досліджень, описаних в роботі [14] при певній конфігурації трьохелементних КАП збільшення ефективного подовження крила склало 55%, а максимальний приріст аеродинамічної якості сягав до 20% при  $C_{y_a} = 0,8$ . В роботі [12; 16] при прове-

дені льотних випробувань трьохелементних КАП, встановлених на кінцевому паливному баку навчально-тренувального літака Paris MS 760, було отримано 25 % максимального приросту аеродинамічної якості. Також у роботах [12; 16] зазначається, що найбільш ефективним є трьохелементні КАП. Проте в [11] при порівнянні критерія ефективності використання КАП, як відношення приросту аеродинамічної якості до приросту згинаючого моменту при заданому  $C_{y_a}$  вказується на більшу ефективність двох елементних КАП у порівнянні з трьохелементними.

В роботі [17] наведено результати візуалізації в гідродинамічній трубі структури потоку поблизу кінцевих перерізів крила з різними варіантами закінцівок (прямою і заокругленою), як показано на рис. 3. Аналіз цих результатів дозволяє зробити висновок, що тип закінцівки крила суттєво впливає на структуру кінцевого вихору, і як наслідок, умови роботи кінцевих елементів.

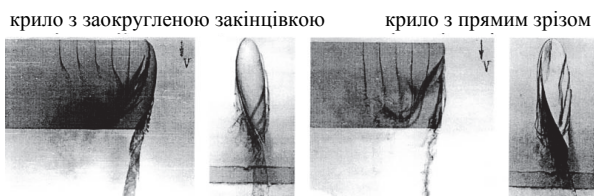


Рис. 3. Структура течії навколо закінцівок крила, кут атаки  $10^\circ$

Встановлення кінцевого крильця в оптимальному положенні викликає зміни в структурі течії. Так з матеріалів, що показані на рис. 4, видно, що відсутній чітко виражений кінцевий вихор крила, але наявний вихор, менш інтенсивний, ніж вихор крила без КАП. При чому, зі зменшенням кута встановлення крильця  $\varphi$ , інтенсивність кінцевого вихора крильця зменшується, а при  $\varphi \leq -10^\circ$  знову починає формуватись кінцевий вихор крила. Також видно, що на крилі з заокругленою закінцівкою, кінцевий вихор, що сходиться з крильця, більш концентрований [17].

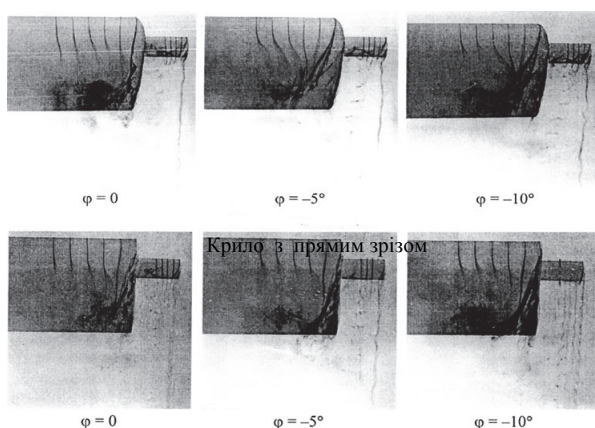


Рис. 4 Структура течії навколо законцовок крила з встановленим кінцевим крильцем, кут атаки  $10^\circ$

Виходячи з вивчення структури течії навколо кінцевих перерізів крила, в роботах [11–14] вказується, що для більшої ефективності багатоелементних КАП, крильця необхідно встановлювати «по спіралі», з кутами розвалу приблизно у  $15^\circ$ . Для досягнення більшої ефективності застосування багатоелементних КАП при різних режимах польоту пропонується застосовувати адаптивні КАП [14]. Ідея полягає у зміні кутів встановлення окремих елементів в залежності від режиму польоту ЛА. Але такий шлях для малорозмірних БПЛА є складним для практичної реалізації.

Поряд із перевагами, що надають багатоелементні КАП для умов з числами Рейнольдса  $Re \geq 3 \times 10^5$ , при менших числах Рейнольдса  $1,6 \times 10^5 \leq Re \leq 3 \times 10^5$ , якими характеризується обтікання малорозмірних та малошвидкісних БПЛА, багатоелементні КАП погіршують несучі властивості відносно властивостей прямого крила без КАП [15]. Тому застосування багатоелементних КАП потребують подальшого вивчення, особливо для умов малих швидкостей польоту (або малих чисел Рейнольдса).

Відносно новим перспективним напрямом розвитку КАП є «спіроїди» (рис. 5). Цей винахід був запатентований Л.Гратцером у 1992 році [18] та встановлені на дослідному зразку літака Falcon 50. Також початкові випробування проводились на літаку Gulfstream II, при цьому скорочення витрат палива склало більше 10% [19].

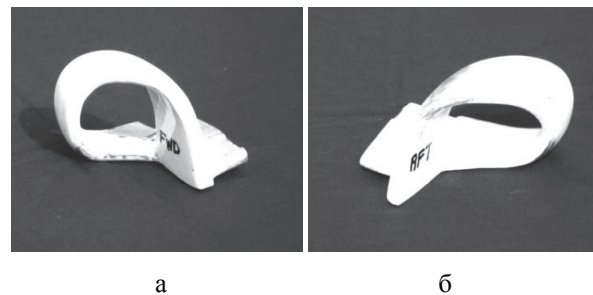
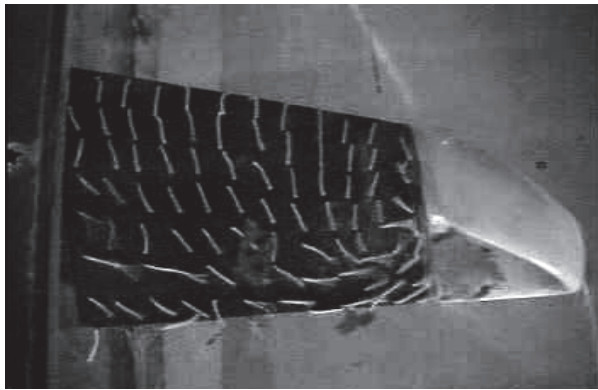


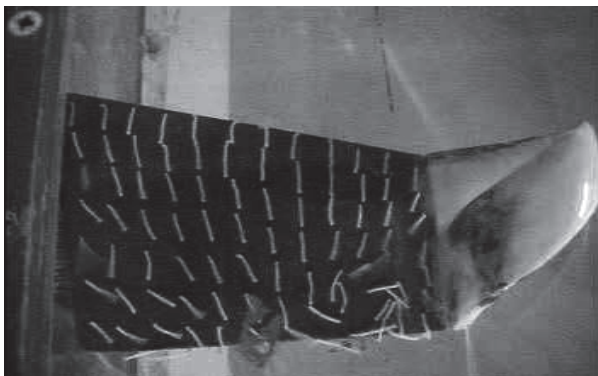
Рис. 5. Типи спіроїдів:  
а – FWD спіроїда; б – AWT спіроїда

Спіроїди являють собою кільцеву або прямокутну поверхню замкнутого типу. Існує 2 типи спіроїдів: FWD (forward spiroid winglet – направлені вперед по потоку повітря спіроїдні закінцівки) (рис. 5, а) та AFT (Aft spiroid winglet – направлені назад по потоку повітря спіроїдні закінцівки) (рис. 5, б).

Аналіз робіт [20–22] вказує на певні особливості в структурі потоку, що обумовлені застосуванням спіроїдів. На рис. 6 наведено результати візуалізації течії на крилі встановленому під кутом атаки  $10^\circ$  обладнаному спіроїдами типу FWD та AWT [20]. Видно, що на верхній частині крила має місце течія потоку від кореневих до кінцевих перерізів крила (особливо у випадку FWD спіроїди), що не є характерним для обтікання крил.



а – FWD спіроїда



б – AWT спіроїда

Рис. 6. Структура течії на верхній частині крила з встановленими різними типами спіроїдів

В результатах теоретичних [21–22] та експериментальних досліджень [20] показано, що інтенсивність кінцевого вихору крила зі спіроїдою більша ніж у крила обладнаного іншими видами КАП, але менше ніж у крила без КАП. Особливістю є те, що для крила зі спіроїдною КАП інтенсивність кінцевого вихору швидко зменшується у порівнянні з іншими видами КАП, і має найменший час і відстань до затухання вихору.

В роботі [19] наведено пояснення роботи спіроїдних КАП на прикладі крила, що рухається зі швидкістю  $V$  в середовищі під кутом атаки  $\alpha$  (рис. 7, а). Навантаження розподілене за еліптичним законом  $E$ . Вихрова пелена (слід)  $S$ , що сходиться з вихідної кромки, утворена сукупністю поздовжніх вихорів  $T$ . На деякій відстані поздовжні вихори концентруються у два кінцеві вихори  $W$ . На рис. 7, б наведена схема обтікання крила обладнаного спіроїдами. Вихрова пелена розподілена більш рівномірно на більшій відстані від крила, і як результат відсутні концентровані вихори. Процес згортання вихрової пелени суттєво сповільнюється.

В роботі [21] вказується на багато-параметричну залежність ефективності застосування спіроїдних КАП від геометричних параметрів закінцівки крила, а саме від форми спіроїди (циліндрична, прямокутна, напівциліндрична, паралелоградна), форми, товщини і кру-

тки профілю стінок спіроїди, геометричних розмірів та кута стрілоподібності спіроїди.

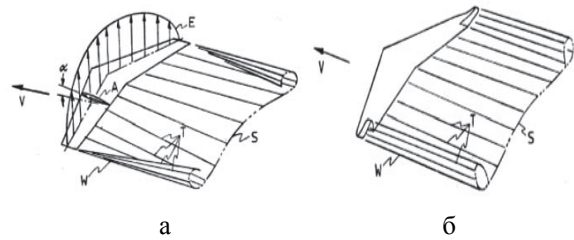


Рис. 7. Вихровий слід за крилом без КАП і з спіроїдою ( $E$  – еюра розподілення навантаження по розмаху крила;  $T$  – поздовжній вихор з кінця крила;  $S$  – вихрова пелена;  $W$  – кінцевий вихор): а – без КАП; б – спіроїдна КАП

Аналіз робіт [19–21] дозволяє зробити висновок, що є необхідність у вивченні особливостей застосування спіроїдних КАП, особливо при застосуванні на БПЛА при різних значеннях числа Рейнольдса.

Необхідно відмітити, що проаналізовані в даній роботі кінцеві аеродинамічні пристрої відносяться до пасивних засобів зменшення індуктивного опору [14]. Існують також і активні (енергетичні) засоби, такі як: видув повітря через щілини в кінцях крила [14], встановлення кінцевої турбіни [19], тощо. Оскільки їх реалізація на малорозмірних БПЛА є ускладненою, тому в даній роботі вони не розглядаються.

## Висновки

На основі проведеного аналізу зроблено наступні висновки:

- КАП мають найкращий позитивний вплив при великих значеннях коефіцієнта підйомної сили;
- застосування КАП можливо на існуючих зразках малорозмірних БПЛА для підвищення дальності і тривалості польоту;
- використання КАП на основі шайб Уіткомба для існуючих зразків БПЛА має наслідком збільшення згинаючого моменту і моменту на пікірування, що накладає обмеження на можливості їх застосування на малогабаритних БПЛА;
- багатоеlementні КАП при малих значеннях коефіцієнта підйомної сили погіршують несучі властивості системи;
- відносно новим і не достатньо вивченим типом КАП є спіроїди;
- теоретико-експериментальних методик визначення залежностей дальності і тривалості польоту від геометричних параметрів КАП не існує;
- переважна більшість досліджень проводиться з урахуванням потреб транспортної і пасажирської авіації, що характеризується великими значеннями чисел Рейнольдса польоту.

Дослідження впливу застосування спіроїдних КАП для крил БПЛА, що характеризуються течією повітря з малими числами Рейнольдса в польоті, та



виявлення залежностей дальності і тривалості польоту малогабаритних БПЛА від геометричних параметрів КАП, є перспективним напрямом досліджень з визначення ефективних шляхів покращення аеродинамічних характеристик малогабаритних та малошвидкісних БПЛА.

### Список літератури

1. Lanchester F.W. *Aerodynamics constituting the first volume of a complete work on aerial flight* / F.W. Lanchester – London: Constable & Co, 1907. – 472 с.
2. Nagel F. *Wings With End Plates* / F. Nagel // *Memo. Rep.* – L.: Eng. Div. McCook Field, 1924 – Rep. 130. – 25 с.
3. Юрьев Б.Н. Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана / Б.Н. Юрьев // *Труды ЦАГИ.* – М.: Изд. НТО В.С.Н.Х., 1926. – Вып. 20. – 124 с.
4. Чичеров Н.А. Некоторые результаты параметрических исследований крыльев с концевыми шайбами / Н.А. Чичеров // *Труды ЦАГИ.* – М.: Изд. отд. ЦАГИ, 1991. – Вып. 2504. – С. 22-49.
5. Красильщиков П.П. Влияние шайб на аэродинамические характеристики крыла / П.П. Красильщиков // *Труды ЦАГИ.* – М.: Изд. ЦАГИ, 1930. – Вып. 58. – 31 с.
6. Глинкина А.М. Влияние формы концов крыла на его аэродинамические характеристики / А.М. Глинкина // *Труды ЦАГИ.* – М.: Изд. ЦАГИ, 1940. – Вып. 474. – 20 с.
7. Weber J. *Theoretical load distribution on a wing with vertical plates* / J. Weber // *Reports and Memoranda.* – L.: Her Majesty's stationary office, 1956. – Rep. 2960. – 44 с.
8. Юрьев Б.Н. Экспериментальная аэродинамика / Б.Н. Юрьев. – Ч. II. Индуктивное сопротивление. – М.: НКОП, 1938. – 275 с.
9. Whitcomb R.T. *A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets* / R.T. Whitcomb // *NASA technical note.* – W.: NASA, 1976. – NASA TN D-8260. – 30 с.
10. Blended winglet. Patent: (патенту Google) [Електронний ресурс]. – Режим доступу <https://www.google.com/patents/US5348253.html>.
11. Кравченко С.А. Исследования эффективности многоэлементных («перьевых») законцовок на прямом крыле при малых скоростях / С.А. Кравченко, Н.А. Чичеров // *Труды ЦАГИ.* – М.: Изд. отд. ЦАГИ, 1991. – Вып. 2504. – С. 50-58.
12. Spillman J.J. *The use of wing tip sails to reduce vortex drag* / J.J. Spillman // *Aeronautical Journal.* – 1978. – Vol. 82(813). – С. 387-395.
13. Al-Atabi M. *Aerodynamics of wing tip sails* / M. Al-Atabi // *Journal of Engineering Science and Technology.* – 2006. – Vol. 1(1). – С. 89-98.
14. *Experimental investigation of wing-tip devices on the reduction of induced drag* / [Ceron-Munoz H.D., Cosin R., Coimbra R.F.F. та ін.]. – *Journal of Aircraft.* – 2013. – Vol. 2(50). – С. 441-449.
15. *Aerodynamic analysis of blended winglet for low speed aircraft: proceedings of the World Congress on Engineering 2015 [WCE 2015], (London, 1–3 July 2015).* – London: WCE 2015. – Vol. II.
16. Spillman J.J. *Flight Experiments to Evaluate the Effect of Wing-Tip Sails on Fuel Consumption and Handling Characteristics* / J.J. Spillman, H.Y., Ratcliffe A. McVitie – *Aeronautical Journal.* – 1979 – Vol. 83 (823) – С. 279-281.
17. Влияние на аэродинамику крыла и несущего винта установки небольших концевых крыльишек / [Бурцев Б.Н., Вожаев Е.С., Головкин М.А. и др.]. – М.: Учёные записки ЦАГИ. – 2005. – Вып. 3-4 (36). – С. 51-58.
18. Pat. 5.102.068 United States, B64C 3/10 244/35 R, 244/19, 244/45 R. *Spiroid-tipped wing / invent. Gratzler Louis B.* – Appl. 25.02.91; Date of pat. 7.04.92, cod. US005102068A.
19. Djodjodhardjo H. *Review on development and recent patents on trailing vortices alleviation* / H. Djodjodhardjo // *Recent patents on Mechanical Engineering.* – 2011. – Vol. 4. – С. 41-48.
20. *Experimental investigation of the effect of various winglet shapes on the total pressure distribution behind a wing: paper 24-th International council of the aeronautical sciences [ICAS 2004-2.11.3], (Yokohama, 28 Aug.–3 Sept. 2004)* – Yokohama: ICAS 2004. – Vol. 293. – 11 с.
21. *A parametric investigation of non-circular spiroid winglets: issue Experimental Fluid Mechanics 2013 [EFM13], (Kutná Hora, 19-22 Nov, 2013)* – Kutná Hora: Polypress s.r.o. 2014. – Vol. 67. – 6 с.
22. Guerrero Joel E. *Biomimetic spiroid winglets for lift and drag control* / Guerrero Joel E, Maestro Dario, Bottaro Alessandro. – Genoa: DICAT, 2014. – 22 с.

Надійшла до редколегії 22.12.2016

**Рецензент:** д-р техн. наук проф. О.Б. Леонтьев, Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

### АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ И ИХ ВЛИЯНИЯ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

П.А. Глущенко

Представлено анализ концевых аэродинамических поверхностей и характера влияния геометрических параметров концевых аэродинамических поверхностей на аэродинамические характеристики крыльев. Приведены особенности структуры потока вблизи законцовок крыла с концевыми аэродинамическими поверхностями разных типов. Сделано вывод про актуальность исследования влияния концевых аэродинамических поверхностей на аэродинамические характеристики крыльев при малых числах Рейнольдса полёта малогабаритных беспилотных летательных аппаратов.

**Ключевые слова:** концевые аэродинамические поверхности, концевые вихри, индуктивное сопротивление, аэродинамические характеристики.

### THE ANALYSIS OF FEATURES OF DIFFERNT TYPES OF WINGTIP DEVICES AND THEIR INFLUENCE ON THE AERODYNAMICS CHARACTERISTICS OF AN AIRCRAFT WING

P. Gluschenko

The analysis of wingtip devices and nature of the influence of the geometrical parameters of wingtip devices for the aerodynamic characteristics is presented. The features of a flow structure nearest wingtips with different types of wingtip devices are represented. The conclusion about the urgency of investigation influence of wingtip devices for the aerodynamic characteristics of wings is made for a small-sized unmanned aircraft vehicle flight at low Reynolds numbers.

**Keywords:** wingtip devices, tips vortices, induced drag, aerodynamic characteristic.