УДК 629.735.33

І. С. Кривохатько, О. М. Масько, Є. О нечепоренко, П. О. Яковенко

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТУРБУЛІЗАТОРІВНА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФІЛЮ КРИЛА БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НЕТРАДИЦІЙНОЇ СХЕМИ

Вступ

На початку XXI століття на тлі стрімкого розвитку безпілотних літальних апаратів (БПЛА), зокре5ма малого класу, стає більш актуальним напрямок пошуку раціональних аеродинамічних схем. Значна частка досліджень зосереджена на удосконаленні нетрадиційних аеродинамічних схем, таких як «літаюче крило», «тандем», безхвістка, конвертоплан тощо [12].

Особливістю літальних апаратів схем «тандем» і «літаюче крило» є необхідність використання профілів несучої поверхні з $m_{Z0} \geq 0$ (тобто без зміщення або зі зміщенням центра тиску назад при зростанні кута атаки) для забезпечення стійкості в повздовжньому каналі [4]. Для схеми «тандем», що розглядається надалі, в широкому діапазоні кутів атаки необхідним є початок відриву на передньому крилі (при виході на великі кути атаки переднє крило втрачає підйомну силу раніше, що зменшує кут атаки) [8].

При числах Рейнольдса, що відповідають польоту БПЛА малого класу, зміщення точки ламінарно-турбулентного переходу на профілі крила вперед зменшує аеродинамічний опір. При розгляді польоту літака з хордою крила b = 100…110 мм на швидкості V = 25…30 м/с число Рейнольдса становить Re=170 000…200 000. Обтікання профілю, який не є ламінаризованим або суперкритичним, з відносною товщиною c≈10% при кутах атаки α=0…5? в такому режимі є безвідривним, а точка ламінарно-турбулентного переходу приграничного шару знаходиться за точкою максимальної товщини профілю. Підвищення числа Рейнольдса до величини ~10^6, що еквівалентно зміщенню точки переходу аж до точки максимальної товщини профілю, призводить до зниження аеродинамічного опору на крейсерському режимі та підвищенню максимального коефіцієнта підйомної сили [7]. Фіксація точки переходу відбувається за допомогою різних варіантів турбулізаторів [1], які створюють додатковий опір внаслідок своєї появи в потоці (чисельні методи дозволяють отримати коефіцієнти опору для турбулізаторів та відсіку крила окремо). Якщо для менших чисел Рейнольдса (Re~80 000), а також для профілів великої товщини використання турбулізаторів давно

відоме [1], то для *Re*~200 000 та специфічних профілів зі зміщенням центру тиску назад розглядуване питання повною мірою не розкрито.

Відповідно, *метою дослідження* є визначення геометрії (розмірів та розташування) турбулізаторів, яка дозволяє максимізувати в крейсерському режимі аеродинамічну якість відсіку крила з турбулізаторами, причому підвищити її відносно відсіку крила без турбулізаторів.

Методика дослідження

Чисельний розрахунок проводився за допомогою програмного пакета Ansys 13.0 для аеродинамічного профілю МН 32, що задовольняє вимогам схем «тандем» та «літаюче крило» і має високі аеродинамічні характеристики при числі Рейнольдса ~200 000 [10, 11]. Турбулізатори розташовувались в один ряд за розмахом відсіку та виконувались у вигляді зрізаних конусів з осями, що збігаються з місцевими нормалями до поверхні. Геометрія відсіку крила з турбулізаторами наведена на рис. 1. Висота турбулізаторів варіювалась від 0,1 мм до 0,4 мм. В усіх випадках розрахункова сітка створювалась з близькими параметрами: максимальний лінійний розмір двовимірного елемента відсіку 2 мм (передня кромка – 0,1 мм, задня – 0,5 мм), турбулізаторів – 0,05 мм, об'ємного елементу – 4…6 мм. Приграничний шар моделювався за допомогою призматичних об’ємних елементів товщиною від 0,04 мм біля поверхні, зі зростанням товщини кожного наступного шару в 1,2 рази порівняно з попереднім.

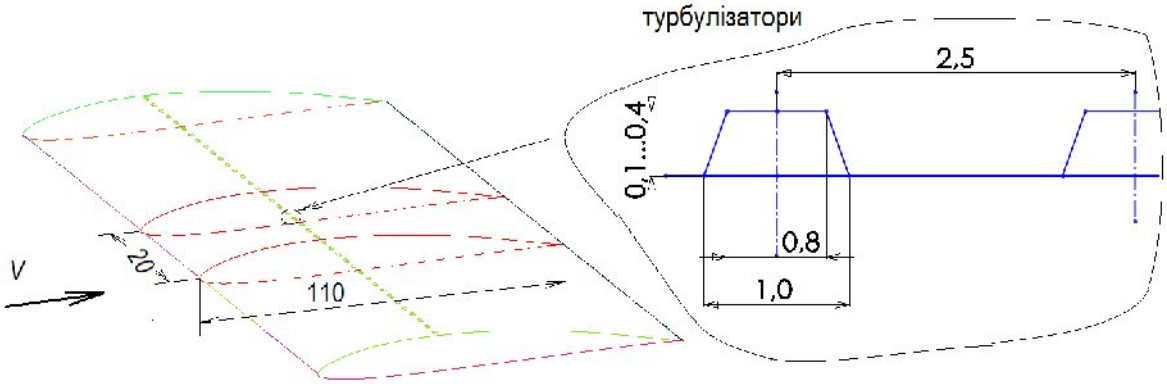

Рис. 1. Турбулізатори висотою 0,3 мм на 30% хорди відсіку крила

Перший етап дослідження полягав у визначенні впливу розташування турбулізаторів за хордою крила на його аеродинамічні характеристики. Для турбулізаторів висотою 0,1 мм було розраховано положення 15, 20, 25, 30 і 35% хорди від носка крила. Суттєвого впливу на графік $C_Y(\alpha)$ не зафіксовано (рис. 2), окрім переднього розміщення турбулізаторів (15%), при якому підйомна сила дещо зменшується внаслідок обтікання турбулентним потоком 85% крила.

При цьому максимальне значення аеродинамічної якості в крейсерському режимі (приблизно за умови C_Y=0,5) досягнуто при розміщенні турбулізаторів на 30% хорди (рис. 3), тобто в точці максимальної товщини профілю. Отриманий результат узгоджується з дослідженнями профілів для літальних апаратів нормальної схеми при різних числах Рейнольдса [7].

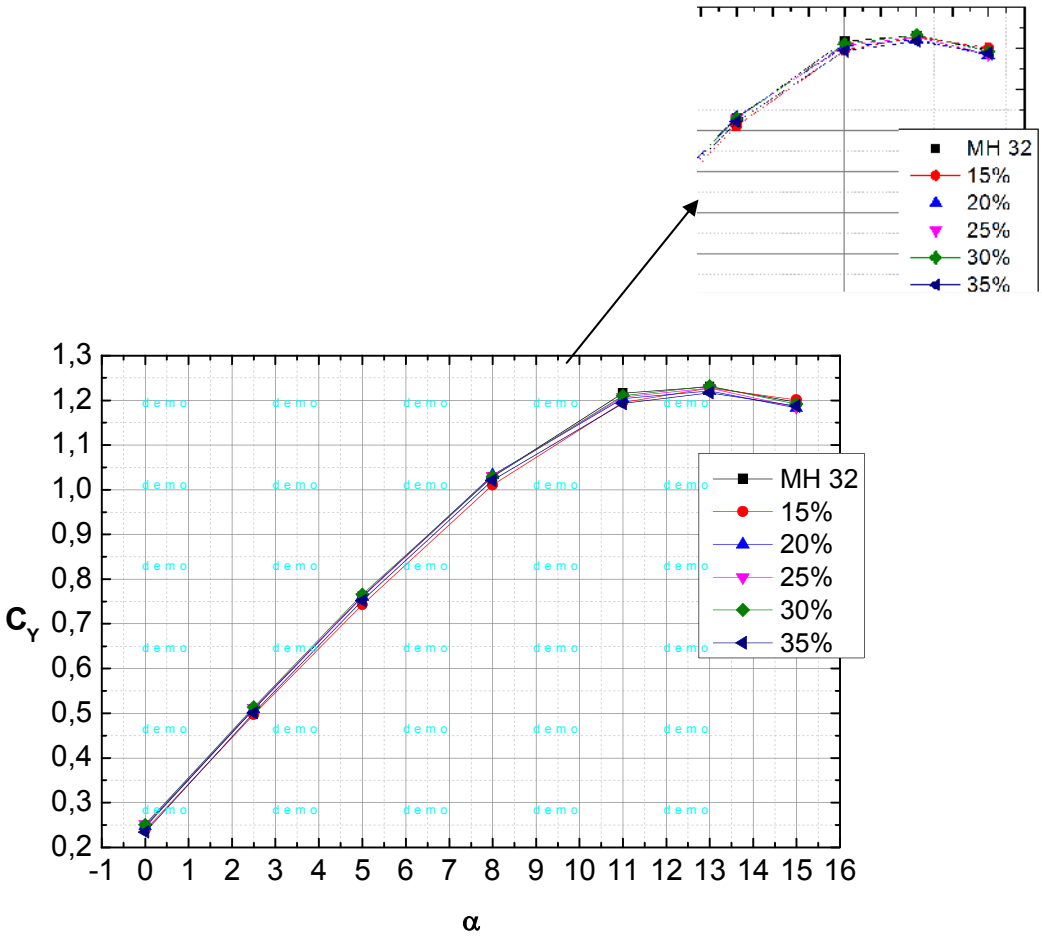

Рис. 2. Залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для різного розташування турбулізаторів висотою 0,1 мм

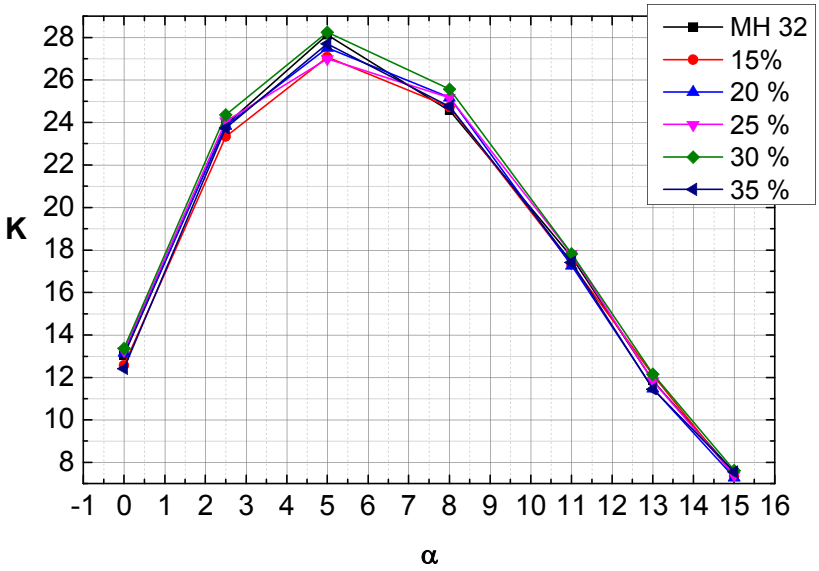

Рис. 3. Залежності аеродинамічної якості від кута атаки для різного розташування турбулізаторів висотою 0,1 мм

Другий етап досліджень проводився для турбулізаторів висотою 0,1, 0,2, 0,3, 0,4 мм при розташуванні їх на 30% хорди. Максимальна аеродинамічна якість при C_Y=0,5 досягається з турбулізаторами висотою 0,2 мм (рис. 4). Виграш в якості в крейсерському режимі порівняно з «чистим» відсіком становить $\Delta K_{кр}$=0,4. При цьому збільшується максимальний коефіцієнт підйомної сили з 1,23 до 1,30 (рис. 5). Подальше зростання висоти турбулізаторів до 0,3 мм підвищує C_{Ymax} лише до 1,32, а виграш в якості порівняно з «чистим» відсіком лише $\Delta K_{кр}$≈0,07.

Проведений розрахунок турбулізаторів висотою 0,4 мм показує подальше збільшення опору в крейсерському режимі та навіть зменшення C_{Ymax} порівняно з турбулізаторами висотою 0,3 мм.

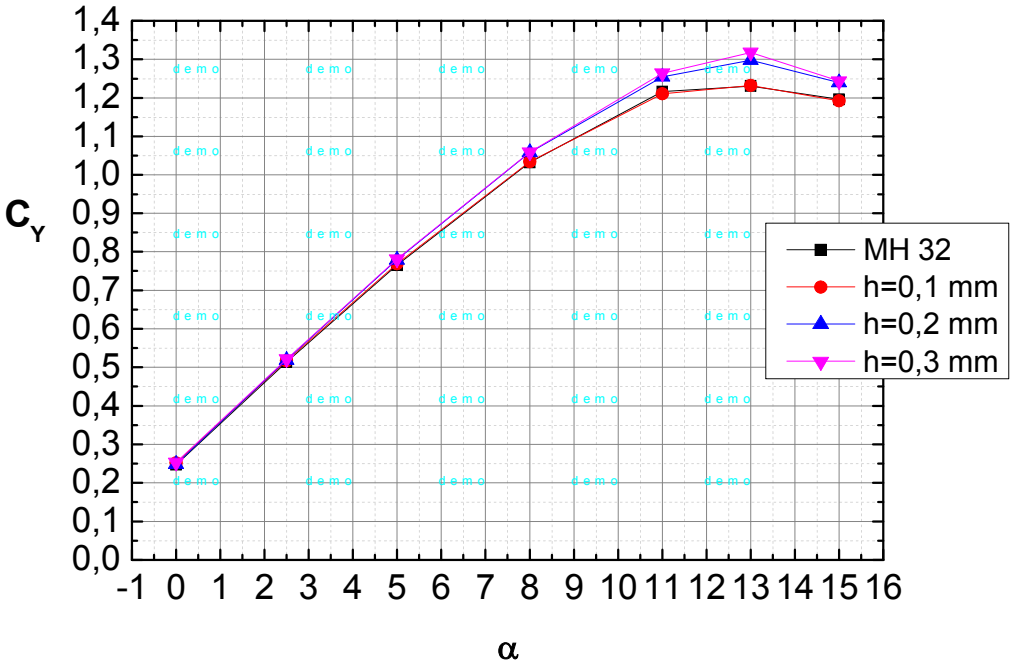

Рис. 4. Залежності аеродинамічної якості від кута атаки для різної висоти турбулізаторів на 30% хорди

Результати досліджень відсіку крила з турбулізаторами різної висоти на 30% хорди та без них наведені в узагальненому вигляді в таблиці.

Турбулізатори висотою 0,1 мм недостатньо турбулізують потік, а тому мало змінюють опір тиску та підйомну силу порівняно з «чистим» відсіком. Висоти турбулізаторів 0,2 мм і більше достатньо для турбулізації обтікання крила за ним, що видно за значеннями C_Y, але за турбулізаторами висотою 0,3 мм і 0,4 мм більша зона відриву, внаслідок чого підвищується опір тиску та загальний опір відсіку крила. Тому висота турбулізаторів 0,2 мм визначена як оптимальна для підвищення аеродинамічної якості в крейсерському режимі.

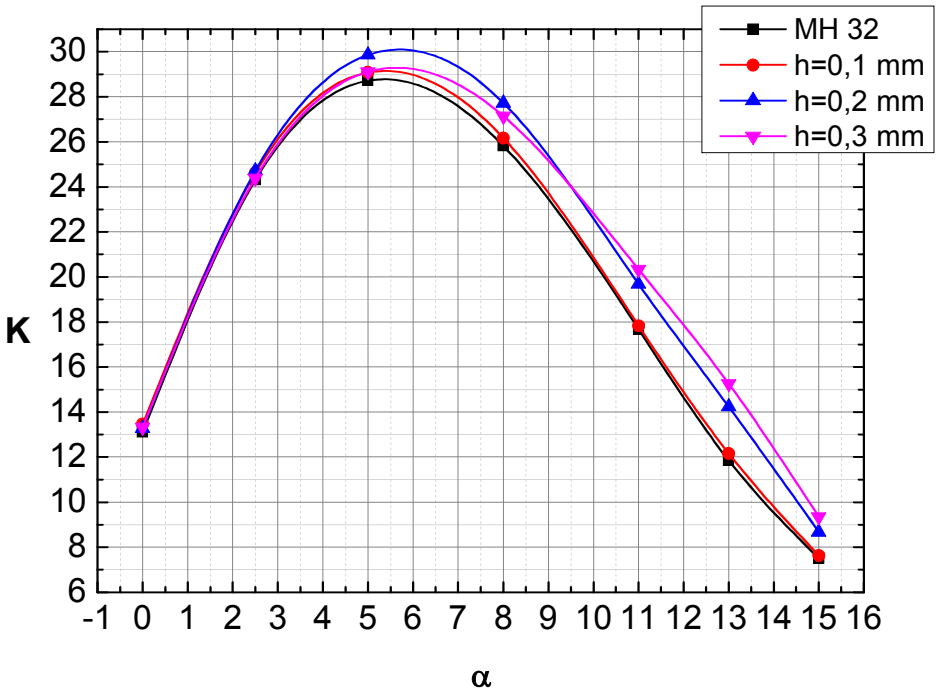

Рис. 5. Залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для різної висоти турбулізаторів на 30% хорди

Таблиця

Вплив висоти турбулізаторів на аеродинамічні характеристики відсіку крила

$H_{турб}$, *мм*	C_X	$C_{Xтертя}$	$C_{Xтиску}$	C_Y
–	0,02112	0,01391	0,00721	0,5134
0,1	0,02099	0,01376	0,00723	0,5168
0,2	*0,02101*	*0,01387*	*0,00714*	*0,5192*
0,3	0,02140	0,01380	0,00760	0,5218
0,4	0,02168	0,01376	0,00792	0,5214

Товщина приграничного шару в точці розташування турбулізаторів може бути обчислена за теоретичною формулою [3]:

$$\delta_л = 4,64\sqrt{\frac{\mu\, x}{\rho V_\infty}} = 4,64\sqrt{\frac{1,86\cdot 10^{-5}\, Па\cdot с\; 0,033\, м}{1,17\, кг/м^3\cdot 25\, м/с}} = 0,67\, мм,$$

де $\mu = 1,86\cdot 10^{-5}\ Па\cdot с$ – динамічна в'язкість повітря при 20?С [6];

$\rho = 1,17\, кг/м^3$ – густина повітря, обчислена програмою при розрахунку.

Згідно проведених чисельних експериментів та теоретичних розрахунків оптимальна висота турбулізаторів віднесена до товщини приграничного шару складає близько 0,2 мм/0,67 мм=0,3. Число Рейнольдса ~200 000 в крейсерському польоті може бути досягнуто з меншою швидкістю та більшою довжиною хорди крила (або навпаки). При цьому товщина приграничного шару в точці максимальної товщини

профілю збільшується (зменшується) навіть для того ж самого профілю. Тобто для подальших досліджень з метою підвищення якості в крейсерському польоті, який відбувається при Re~200 000, для інших тонких профілів та довжин хорд найбільш перспективними є турбулізатори, розташовані в точці максимальної товщини і висотою 0,3 приграничного шару.

Турбулізатори, як правило, позитивно впливають на моментні характеристики, стабілізуючи m_{Z0} профілю і покращуючи стійкість літального апарата [1]. Слід відзначити, що турбулізатори висотою 0,2 мм в результаті підвищення несучої здатності задньої частини крила збільшують коефіцієнт моменту на кабрування в крейсерському режимі з –0,183 до –0,186, що позитивно впливає на стійкість відсіку крила.

З іншого боку, застосування турбулізаторів на передньому крилі в схемі «тандем» збільшує критичний кут атаки переднього крила, тобто негативно впливає на стійкість апарата загалом. Аналогічне використання турбулізаторів на задньому крилі, для якого потік є більш турбулентним, призводить до меншого виграшу в максимальній підйомній силі. Втім, питання балансування для схеми «тандем» в широкому діапазоні кутів атаки надійно вирішується встановленням стабілізаторів звалювання типу «stall-strip» на передньому крилі зі зменшенням його C_{Ymax} [5, 9].

Технологічно виконання турбулізаторів висотою 0,2 мм можливе за допомогою складеного вдвічі паперу з отворами (на зразок перфоленти) із нанесенням на нього шпаклівки, її висиханням та подальшим видаленням паперу. Згідно проведених нами експериментальних досліджень такі турбулізатори не руйнуються навіть при швидкості потоку 60 м/с.

Висновки

Для покращення льотних характеристик БПЛА схеми «тандем», крейсерський політ якого відбувається при числі Рейнольдса ~200 000, можна рекомендувати використання на верхній поверхні крила на відстані 30% хорди від носка вздовж розмаху турбулізаторів діаметром ~1 мм висотою 0,2 мм з кроком 2,5 мм.

Виграш в аеродинамічній якості на крейсерському режимі становить 0,4, зменшення опору відсіку крила на 1,6%. З урахуванням індуктивного опору крила, опору фюзеляжу (для схеми «тандем») та оперення [3] сумарне зменшення опору становить ~0,5%, що при постійних крейсерській швидкості та запасі пального (заряді акумулятора) еквівалентне досить невеликому підвищенню тривалості та дальності польоту. Втім, підвищення аеродинамічної якості спостерігається на всіх режимах польоту.

Основний позитивний результат досягається шляхом підвищення максимального коефіцієнта підйомної сили на величину ΔC_{Ymax}≈0,07, а

співвідношення $\frac{C_{Y\max}}{C_{X\min}}$ – на 6,7%, тобто помітно розширюється діапазон швидкостей, доступних літальному апарату. Це робить БПЛА малого класу досконалішим в режимах пошуку та стеження за наземними об'єктами.

Підвищення маси крила за рахунок додавання турбулізаторів можна оцінити, вважаючи крило суцільним, за співвідношенням їх об'ємів у 0,02%, тобто на два порядки менше за виграш в аеродинамічній якості.

В даній роботі розглянуто аеродинамічні характеристики турбулізаторів у вигляді виступів. Перспективним є дослідження турбулізаторів чи вихорогенераторів у вигляді лунок, що для більших чисел Рейнольдса не збільшують опір відсіку крила [2], і від яких можна очікувати більшого виграшу в аеродинамічній якості.

Список використаної літератури

1. *Болонкин А.* Теория полета летающих моделей / А. Болонкин// – М. : ДОСААФ, 1962. – 326 с.
2. *Воропаев Г. А. и др.* Численное и экспериментальное исследование аэродинамических характеристик профиля крыла Sa4-12.5 с луночным рельефом / Г. А. Воропаев, С. А. Исаев, И. С. Кривохатько, В. А. Кудрявцев, Н. В. Розумнюк// – «Модели и методы аэродинамики». Материалы Одиннадцатой Международной школы-семинара. – М. : МЦНМО, 2011. – 204 с.
3. *Вотяков В. Д.* Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. Часть 1. Аэродинамика / В. Д. Вотяков// – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. – 652 с.
4. *Лемко О. Л.* Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы «Летающее крыло» / О. Л. Лемко//– К. : НТУУ «КПИ», 2011. – 324 с.
5. *Масько О. М., Кривохатько І. С.* Дослідження аеродинамічних характеристик стабілізаторів звалювання для удосконалення місцевої аеродинаміки безпілотних літальних апаратів малого класу нетрадиційних схем / О. М. Масько, І. С. Кривохатько//– Матеріали науково-технічної конференції «Актуальні проблеми розвитку безпілотних літальних апаратів» – К. : Національний авіаційний університет, 2011. – 160 с.
6. *Мхитарян А. М.* Аэродинамика / А. М. Мхитарян//– М. : Машиностроение, 1976. – 448 с.
7. *Репик Е. У., Соседко Ю. П.* Влияние турбулентности потока на результаты весовых измерений в аэродинамических трубах /

Е. У. Репик, Ю. П. Соседко // Труды ЦАГИ. – Вып. 1636. – М. : Издательский отдел ЦАГИ, 1975. – 20 с.
8. *Сутугин Л. И.* Основы проектирования самолетов / Л. И. Сутугин// – М.: Оборонгиз НКАП, Главная редакция авиационной литературы, 1945. – 268 с.
9. *Jeppe Johansen et al.* KNOW-BLADE Task-2 report; Aerodynamic Accessories / Jeppe Johansen, Niels N. S?rensen, Frederik Zahle, ShunKang, Ilias Nikolaou, Evangelos S. Politis, Panagiotis K.Chaviaropoulos and John Ekaterinaris// – Ris?-R-1482, Ris? National Laboratory, Roskilde, Denmark, 2004. – P. 33.
10. Режим доступу http://www.gliders.dk/mh_32.htm
11. *Martin Hepperle.* Airfoil Index /MH32 pРежим доступу http://www.mh-aerotools.de/airfoils/index.htm
12. Unmanned Vehicles. Handbook 2010 / Shephard Press Ltd. – Burnham, 2010. – 145 p.