

Літальні апарати: аеродинаміка, силові установки, обладнання та озброєння

УДК 629.735.33.067

Озбек Айдин, Д.М. Зінченко Є.В. Спіркін

Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КОМПОНУВАННЯ БПЛА З ПАРАКРИЛОМ НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

В статті розглянуто характерні риси визначення інтегральних аеродинамічних характеристик безпілотного ЛА із крилом парашутного типу. Запропоновано методика визначення коефіцієнтів піднімальної сили й опору БПЛА з аеропружним крилом. Виконано аналіз впливу параметрів компонування на розрахункові аеродинамічні характеристики.

Ключові слова: параплан, експеримент, модель, розрахунок фюзеляж, крило, зліт, посадка.

Вступ

БПЛА із крилом «парашут» – літальний апарат, що має гнучке складне крило, що надуває потоком, що набігає, що дозволяє реалізувати короткі довжини розбігу-пробігу на зльоті та посадці, при цьому має гранично малі габарити в складеному стані. Правильний вибір параметрів компонування БПЛА – площі й форми крила-парашута в плані, профілю крила, місця установки двигуна й вибору режиму його роботи дозволяє домогтися істотного поліпшення злітно-посадочних характеристик БПЛА й підвищити їхню портативність [1]. Необхідність реалізації короткого зльоту-посадки вимагає вивчення особливостей аеродинаміки крила БПЛА, що надуває набігаючим потоком, яке планується виконати за допомогою чисельного моделювання й фізичного експерименту на літаючій моделі.

Параплан – найбільш повільний з літальних апаратів, що важче повітря. Типові швидкості польоту щодо повітря 20 – 70 км/год. Він є одним з найбільш безпечних літальних апаратів за рахунок своєї низької швидкості, схильності навчальних моделей до самостійного виходу на стаціонарні режими планування й через мінімальні вимоги до площадки для екстреної посадки. Завдяки цьому параплан простий у навчанні й пробачає деякі помилки пілота. Однак параплан має низькі льотні характеристики (аеродинамічна якість менше 10 одиниць), що сильно обмежує його можливості за погодними умовами. Параплан найлегший (5 – 7 кг) серед пілотованих літальних апаратів. У такий спосіб параплан має очевидні переваги: портативність і малі швидкості польоту. Це – старт з місця без розбігу (або з коротким розбігом $L \approx 20$ м) і посадка без пробігу.

Існує необхідність розширення експлуатаційних можливостей БПЛА шляхом реалізації можливості використання крила типу «парашут» для реалі-

зації короткого зльоту й посадки, збільшення властивостей портативності БПЛА. Найбільш гострими є наступні проблеми дослідження:

1. Недостатньо інформації про методи розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА із крилами, що надувають потоком, який набігає.

2. Недостатньо інформації про вплив швидкісного напору на аеродинамічні характеристики ЛА із гнучким крилом нормального подовження.

Метою статті є розробка методика в компонуванні БПЛА з аеропружним крилом типу «парашут», при якому БПЛА буде мати максимально досяжну аеродинамічну якість, максимальну дальність та тривалість польоту, прийнятний діапазон швидкостей [2].

Наукові завдання дослідження:

1. За допомогою розрахункових й експериментальних методів визначити особливості аеродинаміки БПЛА із крилом типу «парашут», обґрунтувати параметри компонування БПЛА, вплив яких буде вивчено в роботі.

2. Сформулювати план експерименту, створити розрахункові моделі.

3. Виконати експериментальну модель БПЛА, по міру можливостей виконати льотні випробування моделі.

Основний розділ

Розрахункова модель

Для визначення основних залежностей аеродинамічних характеристик ЛА з м'яким крилом, наповненим повітрям, у моїй роботі за допомогою панельно-вихрового методу виконана розрахункова оцінка базової розрахункової моделі, визначені різні варіанти для розрахунку впливу параметрів крила на льотні характеристики [3].

Зовнішній вигляд розрахункової моделі фюзеляжу й аеродинамічного кільця показаний на рис. 1.

Як перший варіант для розрахунку аеродинамічних характеристик було прийнято крило параплана «Командор», показане на рис. 2.

Прийнята схема крила має еліптичну форму в плані. Це повинно як найбільше знизити індуктивний опір і підвищити аеродинамічну якість. Загальні характеристики БПЛА наведені в табл. 1.

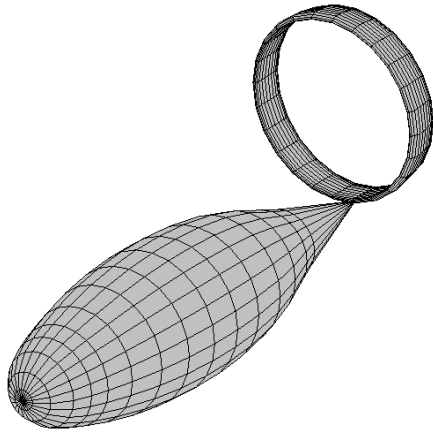


Рис. 1. Розрахункова модель фюзеляжу

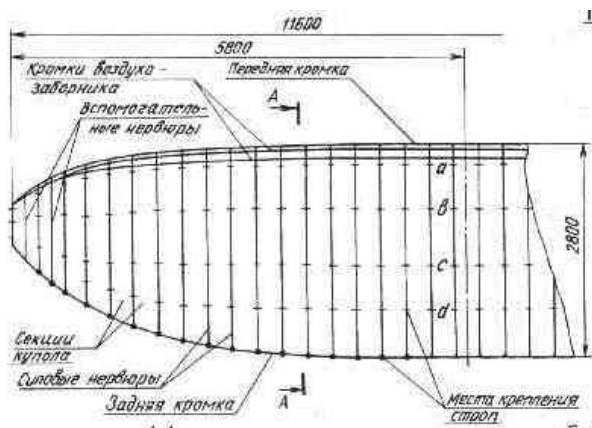


Рис. 2. Розрахункова модель крила

Таблиця 1

Загальні характеристики проектуваного БПЛА

Площа крила:	$S = 27,2 \text{ м}^2$
Розмах крила:	$l = 11,6 \text{ м}$
Середня аеродинамічна хорда:	$b_{САХ} = 2,34 \text{ м}$
Подовження крила	$\lambda = 4,6$
Довжина фюзеляжу	$l_{\Phi} = 2,85 \text{ м}$
Діаметр міделя фюзеляжу	$d_{\Phi} = 0,8 \text{ м}$
Подовження фюзеляжу	$\lambda_{\Phi} = 3,6$
Діаметр повітряного гвинта	$D_B = 0,96 \text{ м}$

У ході проведення розрахунків необхідно виконати оцінку впливу на аеродинамічні характеристики БПЛА наступних параметрів:

1. деформації крила під дією швидкісного напору;
2. форма крила в плані;
3. кута встановлення крила;
4. профілювання крила;

Також для оцінки керованості БПЛА з аеропружним крилом створені розрахункові моделі з різними ділянками перекосу несучого крила[3].

Критеріями оцінки є:

1. Максимальне значення аеродинамічної якості K_{MAX} і відповідне йому значення $C_{y_{NB}}$;
2. Максимальний коефіцієнт піднімальної сили $C_{y_{MAX}}$;
3. Ступінь статичної стійкості $m_z^{C_y}$;
4. Ефективність керування m_x^{ϕ}

План експерименту

1-я ітерація.

V1_0. IN – Вихідна модель із прямим крилом

Модель показана на рис. 3.

Етап 1. Оцінка впливу деформації крила швидкісним напором

V1_1. IN ... V1_4. IN – Розрахункові моделі із деформованим крилом (вид попереду):

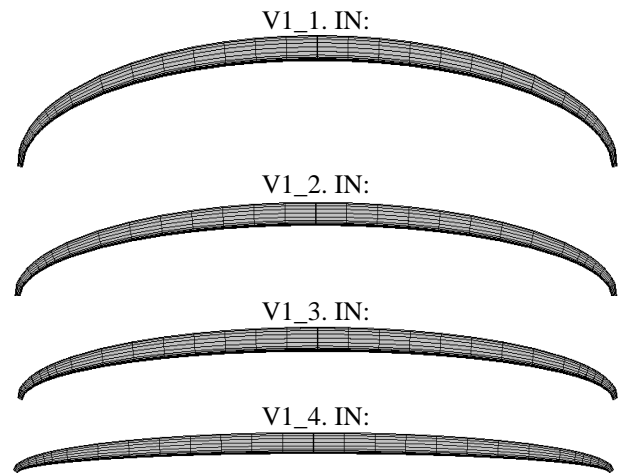


Рис. 3. Розрахункові моделі БПЛА із деформованим крилом

Етап 2. Оцінка впливу форми крила в плані

Зазвичай параплани мають еліптичну форму крила в плані з малою стрілоподібністю. Саме стрілоподібність зменшує індуктивний опір та покращує стійкість консолей до складування [4].

Моделі БПЛА з різною формою крила в плані для розрахунків представлені на рис. 4.

Етап 3. Оцінка впливу кута установки крила

Моделі БПЛА з різним кутом установки крила представлені на рис. 5.

Етап 4. Оцінка впливу профілювання крила

Моделі БПЛА з різними профілями крила представлені на рис. 6.

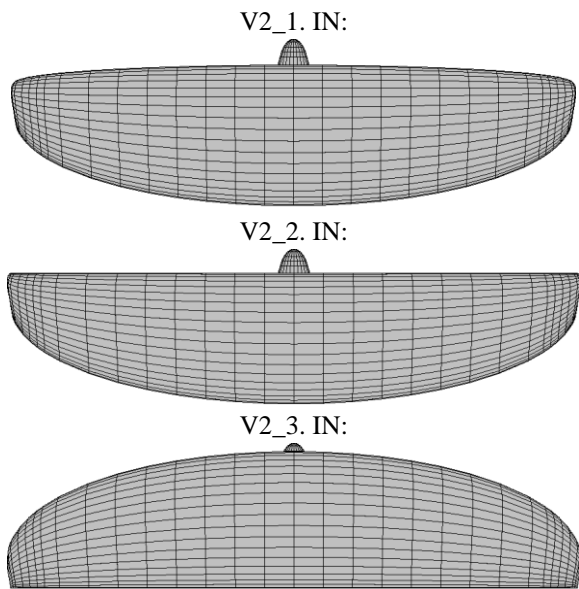
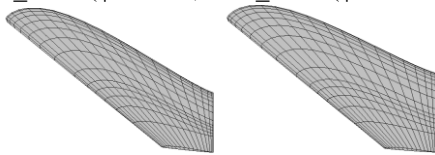
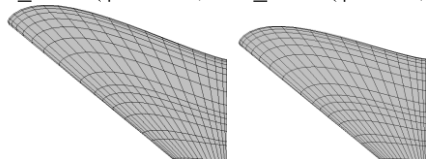


Рис. 4. Розрахункові моделі БПЛА з різною формою крила в плані

V3_5.IN ($\varphi = +20^\circ$): V3_4.IN ($\varphi = +15^\circ$):



V3_3.IN ($\varphi = +10^\circ$): V3_2.IN ($\varphi = +5^\circ$):



V3_1.IN ($\varphi = 0$):

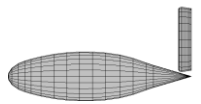
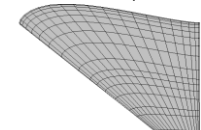
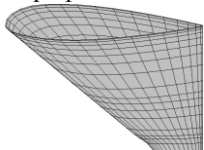


Рис. 5. Розрахункові моделі БПЛА з різним кутом установки крила

V4_5.IN
Профіль НАСА23015



V4_4.IN
Профіль ДО-3

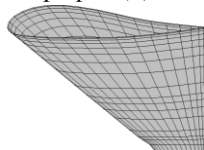


Рис. 6. Розрахункові моделі БПЛА з різними профілями крила

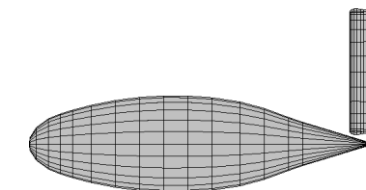
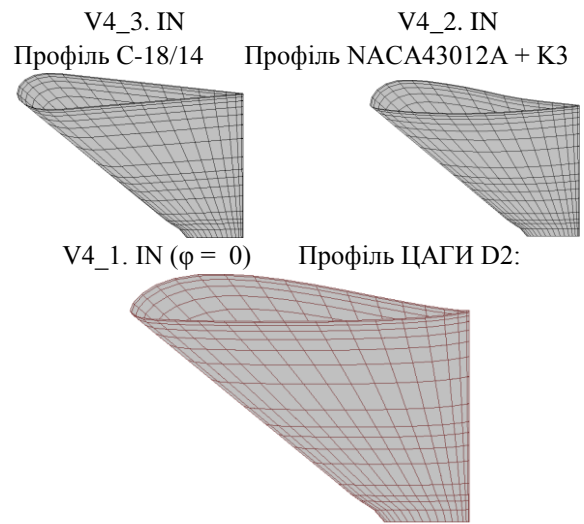


Рис. 6. Розрахункові моделі БПЛА з різними профілями крила (закінчення)

Етап 5. Оцінка ефективності управління крила
Моделі БПЛА для оцінки поперечного керування представлені на рис. 7.

V5_1.IN – модель із вихідним крилом:



V5_2.IN – модель із крилом, відігнутиим на 16° :



V5_3.IN – модель із крилом, відігнутиим на 12° :



V5_4.IN – модель із крилом, відігнутиим на 8° :



V5_5.IN – модель із крилом, відігнутиим на 4° :

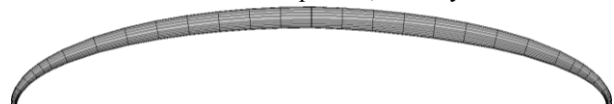


Рис. 7. Розрахункові моделі БПЛА для оцінки поперечного керування

Результати

Етап 1. Оцінка впливу деформації крила швидкісним напором

Розрахункові результати впливу деформації крила швидкісним напором на його аеродинамічні характеристики представлені на рис. 8 – 10.

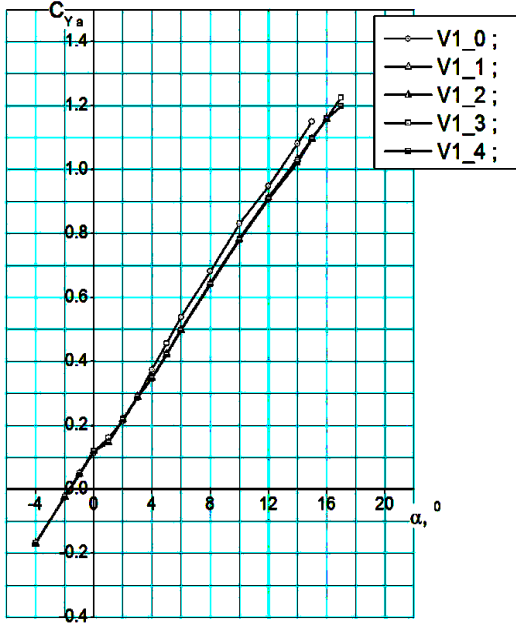


Рис. 8. Залежності $C_y(\alpha)$ (V1 – оцінка впливу деформації крила швидкісним напором)

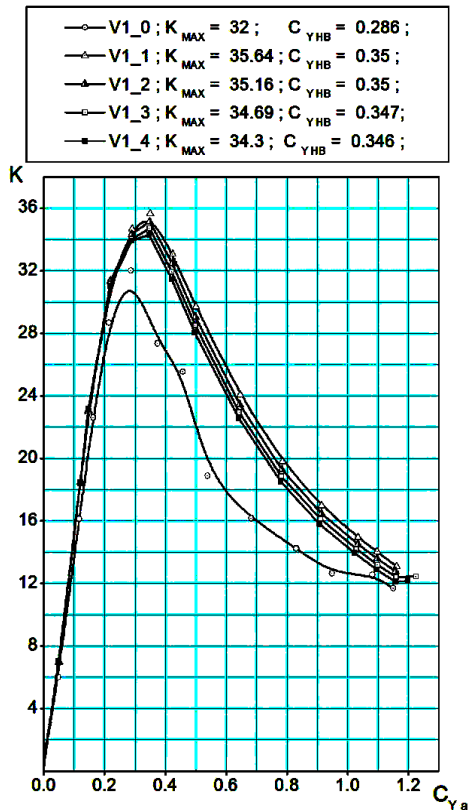


Рис. 9. Залежності $K(C_y)$ (V1 – оцінка впливу деформації крила швидкісним напором)

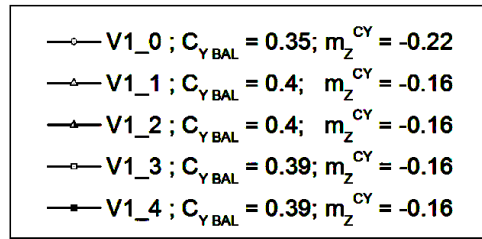


Рис. 10. Залежності $m(C_y)$ (V1 – оцінка впливу деформації крила швидкісним напором)

Етап 2. Оцінка впливу форми крила в плані

Розрахункові результати впливу форми крила в плані на його аеродинамічні характеристики представлені на рис. 11 – 12.



Рис. 11. Залежності $K(C_y)$ (V2 – оцінка впливу форми крила в плані)

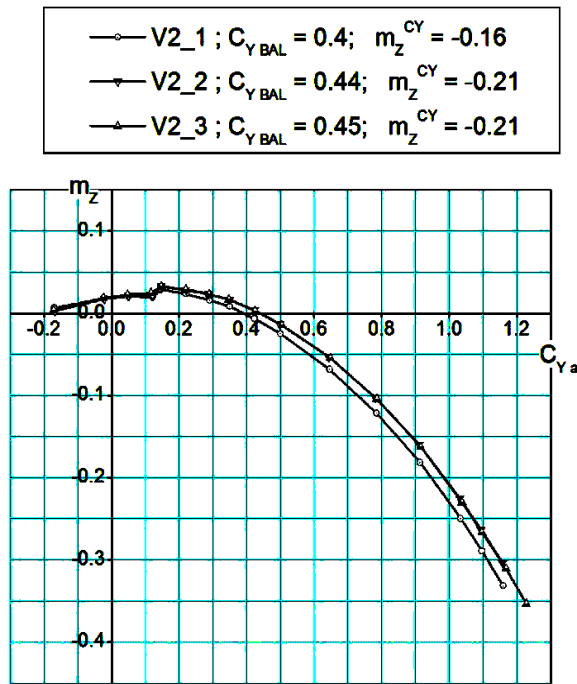


Рис. 12. Залежності $m(Cy)$
(V2 – оцінка впливу форми крила в плані)

Етап 3. Оцінка впливу кута установки крила

Розрахункові результати впливу кута установки крила на його аеродинамічні характеристики представлені на рис. 13 – 14.

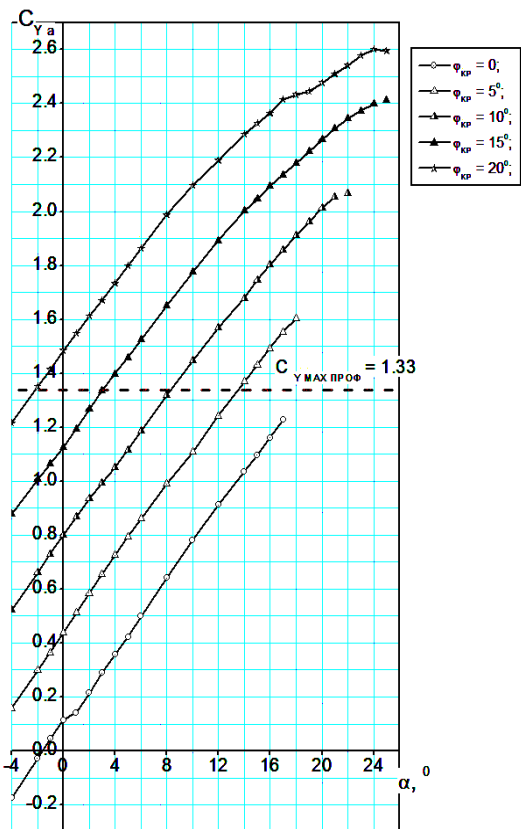


Рис. 13. Залежності $Cy(\alpha)$.
Розрахунок PANSYM. $V = 55$ км/год. $H = 0$, CA
(V3 – оцінка кута установки крила)

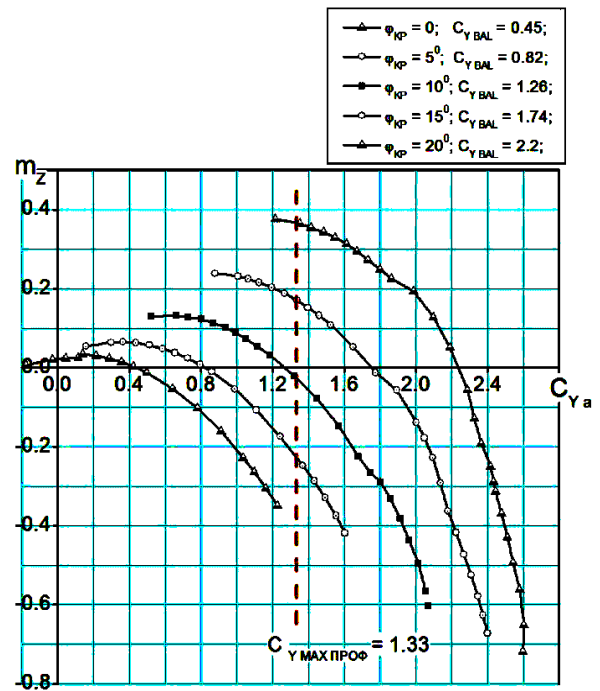


Рис. 14. Залежності $m(Cy)$.
Розрахунок PANSYM. $V = 55$ км/год. $H = 0$, CA
(V3 – оцінка кута установки крила)

Етап 4. Оцінка впливу профілю крила

Розрахункові результати впливу профілю крила на його аеродинамічні характеристики представлені на рис. 15 – 16.

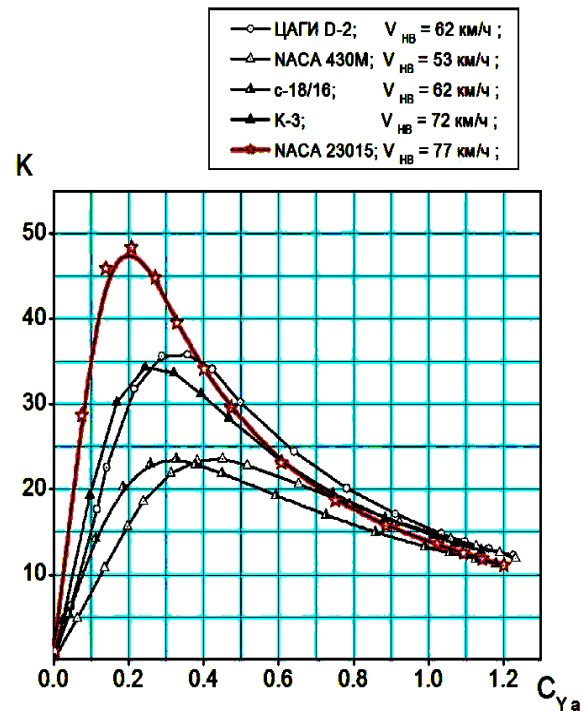


Рис. 15. Залежності $K(Cy)$.
Розрахунок PANSYM.
 $V = 55$ км/год. $H = 0$, CA
(V4 – оцінка профілів крила)

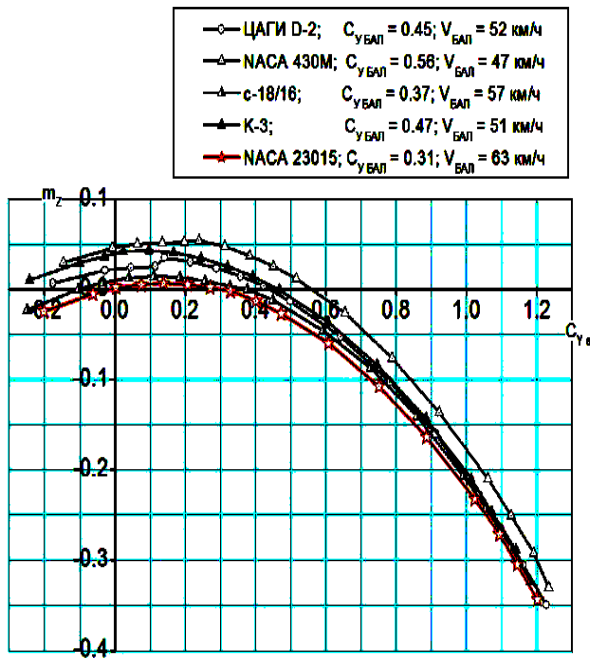


Рис. 16. Залежності $m_z(C_y)$.
Розрахунок PANSYM. $V = 55$ км/ч. $H = 0$, CA
(V_4 – оцінка профілів крила)

Етап 5. Оцінка ефективності управління крила
Розрахункові результати Оцінка ефективності управління крила на його аеродинамічні характеристики представлені на рис. 17 – 18

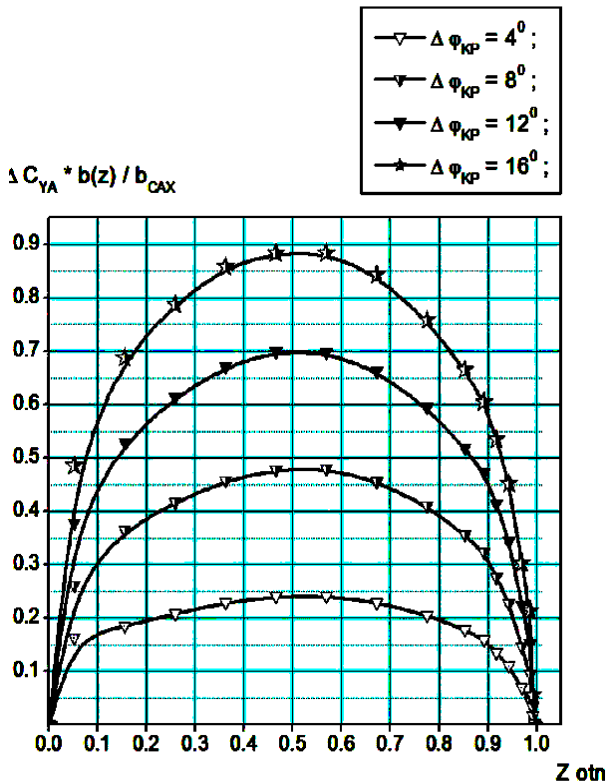


Рис. 17. Залежності $\Delta C_y(Z)$
Розрахунок PANSYM.
 $V = 55$ км/год. $H = 0$, CA . $\alpha = 5^\circ$

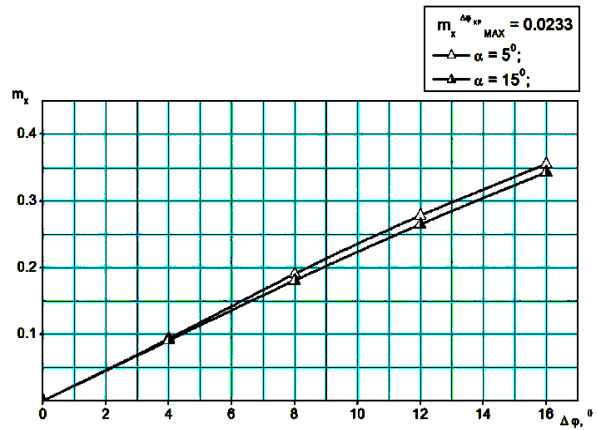


Рис. 18. Залежність $m_x(\Delta\varphi)$
Розрахунок PANSYM.
 $V = 55$ км/год. $H = 0$, CA .

Висновки

1. Деформація крила під дією швидкісного напору позитивно впливає на рівень аеродинамічної якості, збільшуючи на $\Delta K = +2,3$ од.

2. Деформація крила під дією швидкісного напору не робить впливу на стійкість БПЛА – при різних значеннях деформації купола парашута, значення похідної $m_z C_y$ залишається практично постійним.

3. Деформація крила під дією швидкісного напору знижує максимальні несучі властивості крила на 2%.

4. Найбільш сприятливим компонованням є форма крила із прямою задньою крайкою, що відповідає моделі $V2_3.IN$. При цьому в порівнянні з попереднім компонованням істотно збільшується рівень максимальної якості на $\Delta K = +2,74$ од. При цьому модель зберігає стійкість. Низьке значення збалансованого C_u визначається не оптимальним центруванням, що повинно бути досліджене в подальших розрахунках.

5. Крило із прямою задньою крайкою моделі $V2_3.IN$ має еліптичний розподіл піднімальної сили по розмаху, при цьому максимальні несучі властивості крила на 3% вище ніж в моделі з прямою передньою крайкою. Для подальшого проектування доцільно прийняти компоновання моделі $V2_3.IN$.

6. Кут установки крила в польоті може істотно змінювати несучі властивості даного типу крила БПЛА і його максимальну якість. При цьому максимальний коефіцієнт піднімальної сили не може перевищувати значення $C_{uMAX} = 1,33$ для профілю крила ЦАГИ Д-2.

7. Максимальний кут відхилення крила, на якому ще можливе балансування БПЛА в польоті зі сталою швидкістю становить $+10^\circ$; При цьому швидкість сталою польоту складе $V = 30$ км/год. Для подальшого дослідження доцільно виконати аналіз різних типів профілювання крила.

8. Для розглянутих варіантів класичних профілів максимальне значення аеродинамічної якості компоновання паракрила досягнуто для профілю НАСА23015. У порівнянні з вихідним профілем ЦАГИ D-2 застосування профілю НАСА23015 дозволяє забезпечити приріст максимального значення якості $\Delta K = +12.6$ од.

Профіль зі спрощеною геометрією 3-18/14 (модель V4_3. IN) навпаки, помітно знижує максимальну якість паракрила на $\Delta K = -12.0$ од; Застосування S-подібного профілю ДО-3 і гібридний профілі НАСА43\ K3 не має переваг у порівнянні із профілем ЦАГИ D-2 і помітно уступає компонованню із профілем НАСА23015. По параметру K_{MAX} найбільш оптимальним є модель V4_5. IN.

9. Максимальні несучі властивості паракрила забезпечує застосування профілю 3-18/14, однак різниця швидкостей звалювання в порівнянні із профілем НАСА23015 невелика, усього $\Delta V = +2$ км/год., що дозволяє прийняти модель V4_5. IN для подальшого проектування БПЛА.

10. Всі розглянуті варіанти компоновань стійкі в польотному діапазоні кутів атаки, при цьому найбільш вдалим є також результати розрахунку моделі V4_5. IN із профілем НАСА23015, тому що в цьому випадку значення балансувальної швидкості $V_{BAL} = 63$ км/год. найбільш близьке до значення найвигіднішої швидкості (що відповідає K_{MAX}) польоту $V_{NB} = 77$ км/год., що дозволяє виконати балансування з мінімальними втратами якості. Більш високе значення балансувальної швидкості польоту для надувного паракрила дозволяє одержати більш стійку конструкцію.

11. Застосування одночасної деформації правої й лівої консолей крила дозволяє ефективно управляти траєкторією польоту БПЛА в плануванні, тому

що одночасна деформація половин крила на кут $\Delta\phi = 16^0$ дозволяє знизити значення максимальної аеродинамічної якості більш ніж в 2 рази. Це дозволяє виконати кероване круте спускання БПЛА під час посадки або виконання спецзавдання;

12. Однобічна деформація однієї половини крила дозволяє ефективно управляти БПЛА по крену, при цьому максимальна ефективність поперечного керування досягається навіть при незначному відхиленні половини крила $\Delta\phi = +4^0$.

13. За результатами розрахункових досліджень, проведених на етапах 1...5 сформоване аеродинамічне компоновання БПЛА, що відповідає вимогам оптимальності за критеріями, визначеними вище. Геометрія БПЛА відповідає моделі V5_1. IN.

Список літератури

1. Торенбик С. Проектирование дозвуковых самолетов / С. Торенбик – М.: Машиностроение, 1983. – 273 с.
2. Лобанов Н.А. Основы расчётов и конструирования парашютов / Н.А. Лобанов – М.: Машиностроение, 1965. – 76 с.
3. Флэтче К. Вычислительные методы в динамике / К. Флэтче – М. Мир, 1988. – 146 с.
4. Раков А.С. Выбор основных геометрических параметров при проектировании парaplана / А.С. Раков // Авиационно-космическая техника и технология: сб. науч. тр. – Х.: НАКУ „ХАИ”. – 2009. – Вып. 5. – С. 28-31.

Надійшла до редколегії 27.01.2012

Рецензент: д-р техн. наук, ст. наук. співробітник Є.О. Українець, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ КОМПОНОВКИ БПЛА С ПАРАКРЫЛОМ НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Озбек Айдин, Д.М. Зинченко Е.В. Спиркин

В статье рассмотрены характерные черты определения интегральных аэродинамических характеристик беспилотного ЛА с крылом парашютного типа. Предложена методика определения коэффициентов поднимающей силы и сопротивления БПЛА с аэроупругим крылом. Выполнен анализ влияния параметров компоновки на расчетные аэродинамические характеристики.

Ключевые слова: парaplан, эксперимент, модель, расчет фюзеляжа, крыло, взлет, посадка.

INFLUENCE OF PARAMETERS OF CONFIGURATION OF THE PILOTLESS AIRCRAFT WITH A PARAWING ON ITS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Ozbek Aidin, D.M. Zinchenko, E.V. Spirkin

Prominent features of definition of integrated aerodynamic characteristics pilotless aircrafts with a wing of parachute type are considered. The technique of definition of factors of elevating force and resistance pilotless aircrafts with an aeroelastic wing is offered. It is made the analysis of influence of parameters of configuration on settlement aerodynamic characteristics.

Keywords: paraplana, experiment, model, calculation of fuselage, covered, flight, landing.