

УДК 533.695.14

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804202019194412>

В. В. Мединський¹, бакалавр, Д. М. Зінченко², доцент, к.т.н.

ВПЛИВ ГНУЧКОСТІ НЕСУЧОЇ ПОВЕРХНІ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ НА ЇЇ ВЛАСТИВОСТІ

En

The research is devoted to determining the influence of flexural strain on its basic aerodynamic characteristics: the maximum value of aerodynamic perfection, characteristics of longitudinal stability and bearing properties depended on the angle of the wing, the applied profiles type, the deviation of the wing rear edge.

The peculiarities of the aerial wings aircraft use are considered, the effectiveness analysis criteria of the aircraft with a flexible wing are determined, calculation models are formed, the surface flow modeling has been performed by means of of the panel-vortex method, the influence of the flexible wing arrangement parameters has been studied.

The change of bearing properties, aerodynamic perfection, stability and controllability of the flexible wing depending on the flexible wing deformation with the speed pressure, flexible wing planform, installation angle, wing profile type is determined. Flexible wing controllability at rolling due to the trailing edge deformation is estimated. Aerodynamic characteristics are obtained; the layout criteria analysis is performed.

Ru

С помощью панельно-вихревого метода исследовано влияние параметров компоновки гибкого крыла летательного аппарата на аэродинамические характеристики. Определены изменение несущих свойств, аэродинамического совершенства, устойчивости и управляемости гибкого крыла в зависимости от деформации гибкого крыла скоростным напором, формы гибкого крыла в плане, угла установки, типа профиля крыла. Осуществлена оценка управляемости гибкого крыла по крену с помощью деформации задней кромки. Полученные аэродинамические характеристики, осуществлен анализ критериев компоновки.

Вступ

Літальні апарати, що мають складане крило, форма якого створюється потоком повітря, реалізують короткі довжини розбігу-пробігу на зльоті-посадці, тому мають гранично малі габарити у складеному стані. Дослідження аеродинаміки компонування літального апарату (ЛА) із гнучким аеропружним крилом є актуальною проблемою. Правильний вибір параметрів компонування – площі і форми гнучкого крила у плані, профілю крила, місця установки двигуна та вибору режиму його роботи дозволяє домогтися істотного поліпшення злітно-посадочних характеристик ЛА і підвищити їх портативність [1].

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

Необхідність реалізації короткого зльоту-посадки вимагає вивчення особливостей аеродинаміки крила, що формується потоком повітря, можливо дослідити за допомогою панельно-вихрового методу симетричних особливостей із використанням розрахункових моделей [2].

Постановка задачі

Необхідність розширення експлуатаційних можливостей ЛА шляхом реалізації можливості використання гнучкого крила для реалізації короткого зльоту і посадки, збільшення властивостей портативності ЛА ставить наступні проблеми дослідження:

1. збільшення інформації про методи розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА з гнучкими крилами;
2. отримання достатньої інформації про вплив швидкісного напору на аеродинамічні характеристики літального апарату (ЛА) із гнучким крилом нормального подовження.

Метою роботи є розробка методики компоновання ЛА із аеропружним гнучким крилом, у разі якого ЛА буде мати максимально можливий рівень аеродинамічної досконалості, максимальну дальність і тривалість польоту, прийнятний діапазон швидкостей.

Визначення необхідності удосконалення існуючого науково-методичного апарату, призначеного для розрахунку аеродинамічних характеристик ЛА з гнучким крилом нормального подовження.

Розрахункові моделі

Для визначення основних аеродинамічних характеристик ЛА із гнучким крилом, за допомогою панельно-вихрового методу [2, 4] виконана попередня оцінка базової розрахункової моделі, визначені різні варіанти для розрахунку впливу параметрів крила на льотні характеристики.

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



Рис. 1. Розрахункова модель фюзеляжу

У якості першого наближення для розрахунку аеродинамічних характеристик було прийнято крило парашюта «Командор».

Прийнята схема крила має еліптичну форму в плані, що має якомога сильніше знизити індуктивний опір і підвищити аеродинамічну якість.

Загальні характеристики розрахункової моделі ЛА наведені нижче у табл. 1:

Таблиця 1.

Загальні характеристики розрахункової моделі

Найменування характеристики	Значення
Площа крила:	$S = 27,2 \text{ м}^2$
Розмах крила:	$l = 11,6 \text{ м}$
Середня аеродинамічна хорда:	$b_{CAH} = 2,34 \text{ м}$
Подовження крила	$\lambda = 4,6$
Довжина фюзеляжу	$l_{\Phi} = 2,85 \text{ м}$
Діаметр міделю 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 виконана оцінка впливу на аеродинамічні характеристики ЛА наступних параметрів:

- деформації крила під дією швидкісного напору;
- форми крила в плані;
- кута установки крила;
- профілювання крила.

Для оцінки керованості ЛА із гнучким крилом також створені розрахункові моделі із різними ділянками перекоосу несучого крила.

Критеріями оцінки є:

- максимальне значення аеродинамічної досконалості K_{MAX} і відповідне йому значення $C_{Ya HB}$;
- максимальний коефіцієнт підйімальної сили $C_{Ya MAX}$;
- ступінь статичної стійкості m_z^{Cy} ;
- ефективність керування m_x^{Φ} .

План розрахункових досліджень

Математичне моделювання обтікання розрахункових моделей виконується для умов: $V = 55 \text{ км/год}$, $H = 0$, стандартна атмосфера (СА). Вихідна модель із прямим крилом (рис. 3).

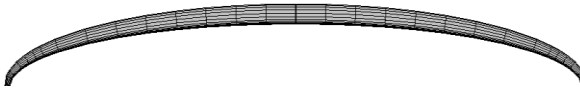
Етап 1. Оцінка впливу деформації крила швидкісним напором

V1_1. IN ... V1_4. IN – Розрахункові моделі із деформованим крилом (вигляд спереду):

V1_1. IN:



V1_2. IN:



V1_3. IN:



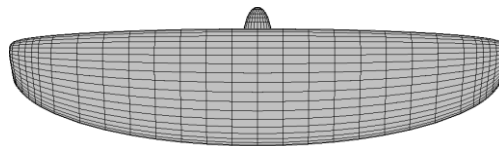
V1_4. IN:



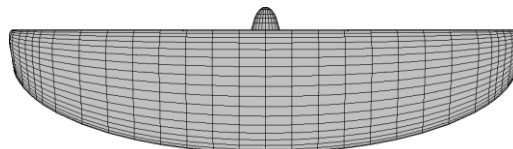
Рис. 3. Розрахункові моделі ЛА із деформованим крилом

Етап 2. Оцінка впливу форми крила у плані

V2_1. IN:



V2_2. IN:



V2_3. IN:

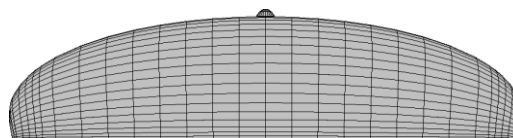
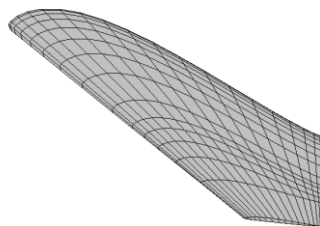


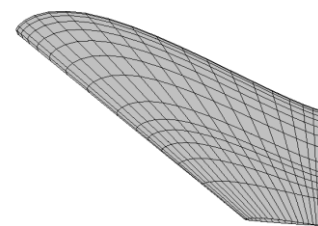
Рис. 4. Розрахункові моделі ЛА із різною формою крила у плані

Етап 3. Оцінка впливу кута установки крила

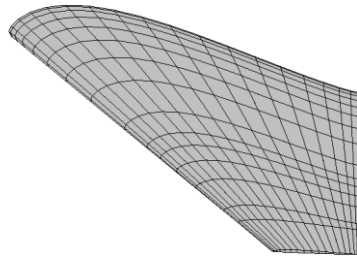
V3_5. IN
($\varphi = +20^{\circ}$):



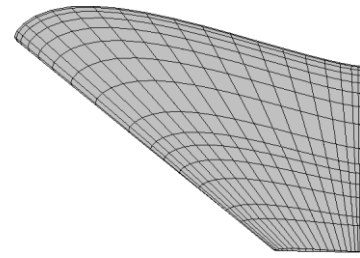
V3_4. IN
($\varphi = +15^{\circ}$):



V3_3. IN
($\varphi = +10^0$):



V3_2. IN
($\varphi = +5^0$):



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

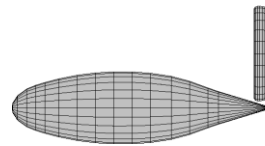
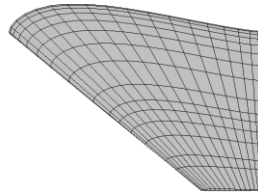
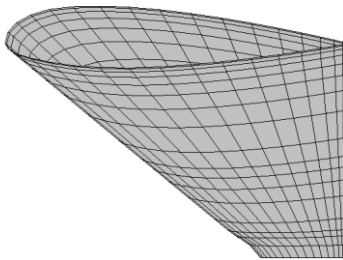


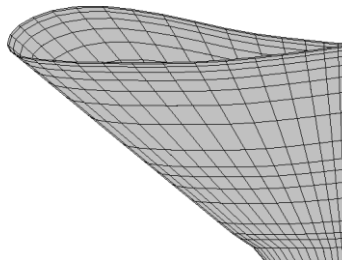
Рис. 5. Розрахункові моделі ЛА із різним кутом установки крила

Етап 4. Оцінка впливу профілювання крила

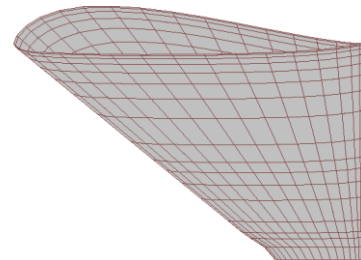
V4_5. IN
Профіль НАСА23015



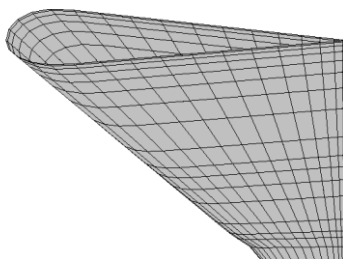
V4_4. IN
Профіль К-3



V4_1. IN ($\varphi = 0$) Про-
філь ЦАГИ D2:



V4_3. IN
Профіль С-18/14



V4_2. IN
Профіль НАСА43012А + К3

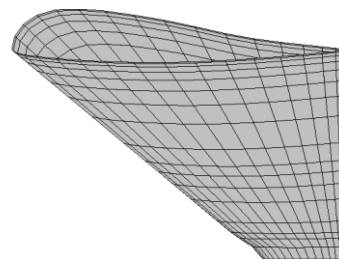


Рис. 6. Розрахункові моделі ЛА із різними профілями крила

Етап 5. Оцінка ефективності керування

V5_1. IN

модель із вихідним крилом



V5_2. IN

модель із крилом, відігнутим на 16° 

V5_3. IN

модель із крилом, відігнутим на 12° 

V5_4. IN

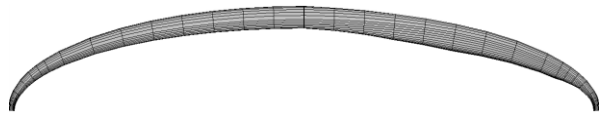
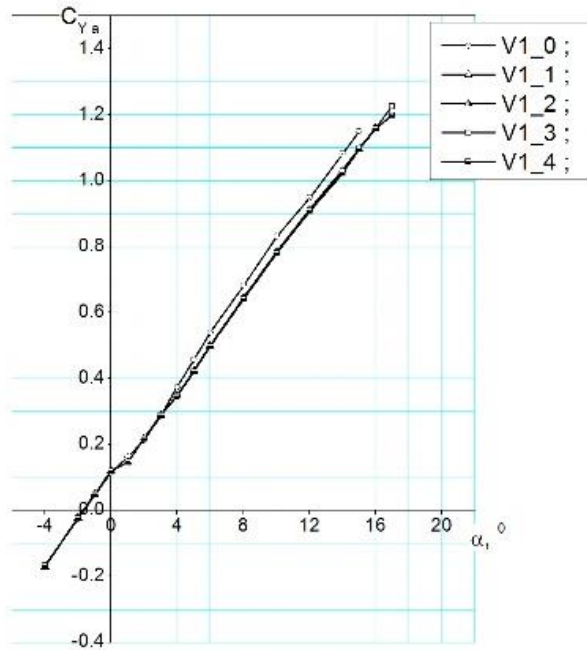
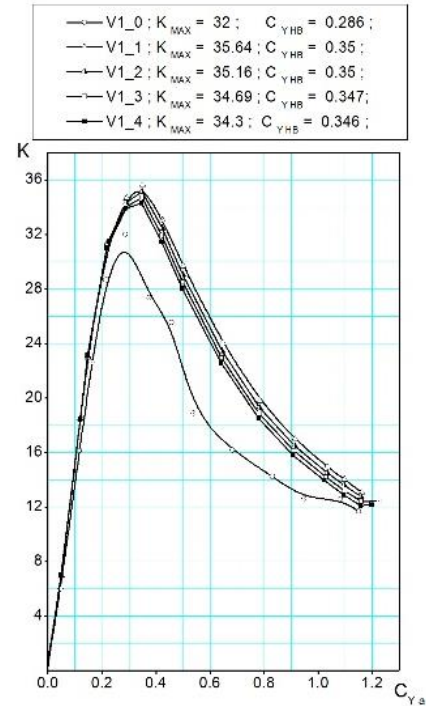
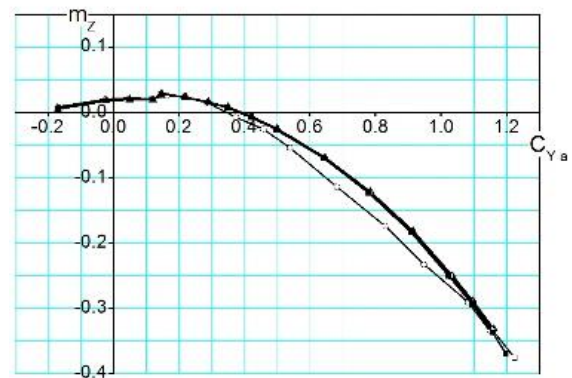
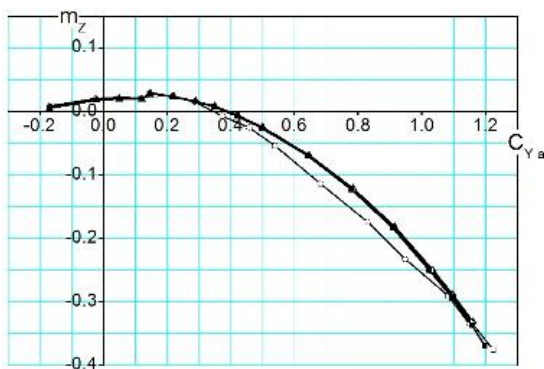
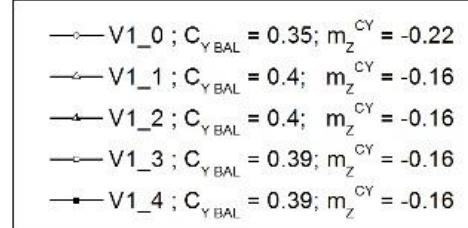
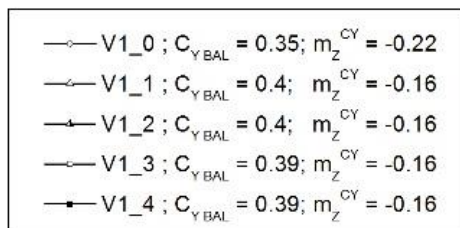
модель із крилом, відігнутим на 8° V5_5. IN – модель із крилом, відігнутим на 4° :

Рис. 7. Розрахункові моделі БПЛА для оцінки поперечного керування

Результати дослідженняЕтап 1. Оцінка впливу деформації крила швидкісним напором

Несучі властивості розрахункових моделей, аеродинамічна досконалість та характеристики стійкості наведені нижче на рис. 8, рис. 9, рис. 10:

Рис. 8. Залежності $C_{Ya}(\alpha)$ Рис. 9. Залежності $K(C_{Ya})$ Рис. 10. Залежності $m_z(C_{Ya})$

Етап 2. Оцінка впливу форми крила у плані

Вплив форми крила в плані на рівень аеродинамічної досконалості та характеристики стійкості наведені нижче на рис. 11, рис. 12:

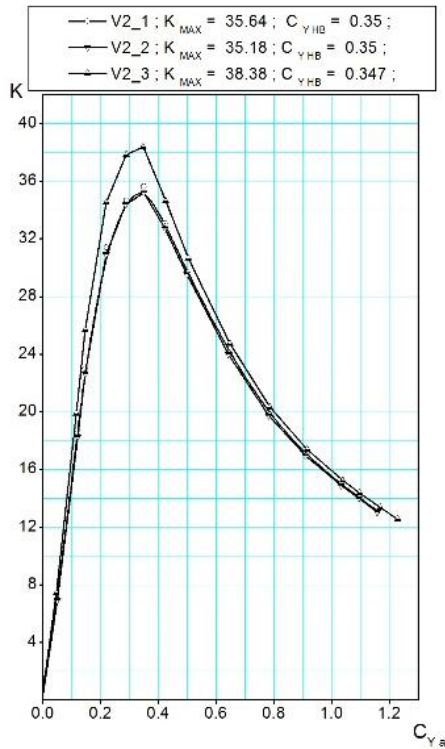


Рис. 11. Залежності $K(Cy_a)$

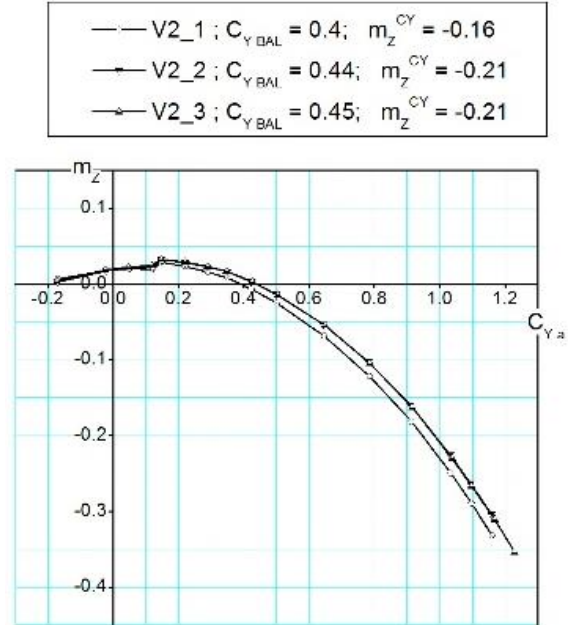


Рис. 12. Залежності $m_z(Cy_a)$

Етап 3. Оцінка впливу кута встановлення крила

Вплив кута встановлення крила на несучі властивості компонування та характеристики стійкості наведені нижче на рис. 13 та рис. 14 :

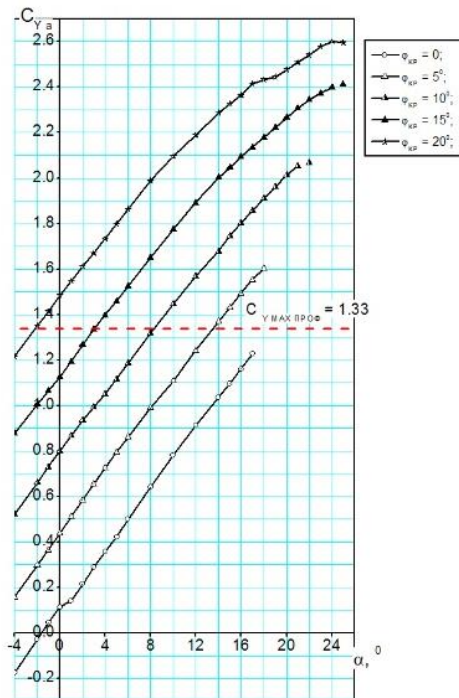


Рис. 13. Залежності $Cy_a(\alpha)$

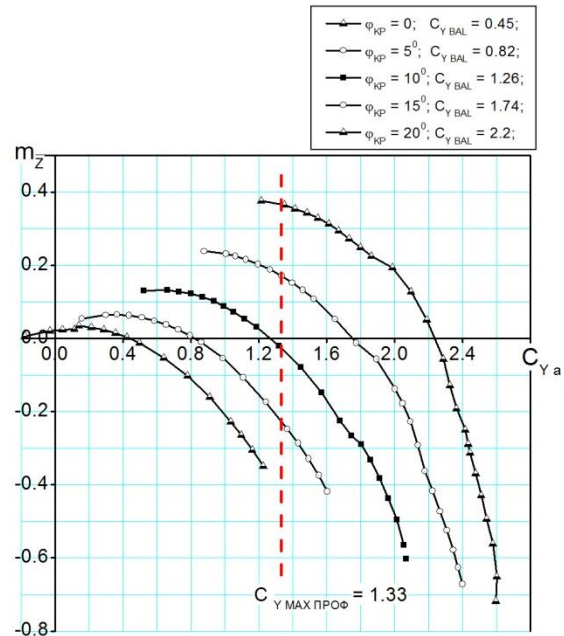


Рис. 14. Залежності $m_z(Cy_a)$

Етап 4. Оцінка впливу профілювання крила

Вплив профілювання крила на рівень аеродинамічної досконалості та характеристики стійкості наведені нижче на рис. 15, рис. 16:+

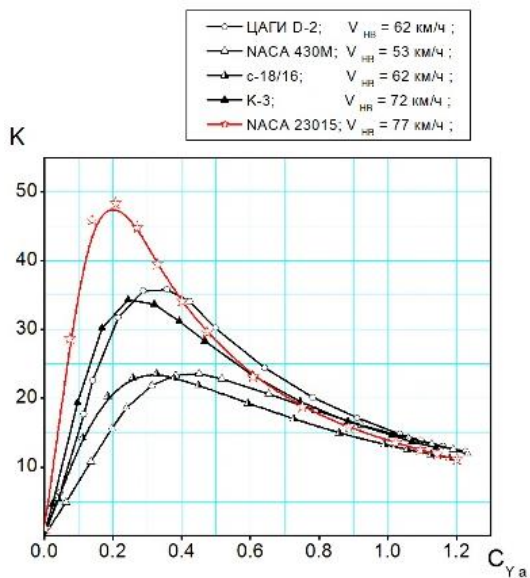


Рис. 15. Залежності $K(C_{ya})$

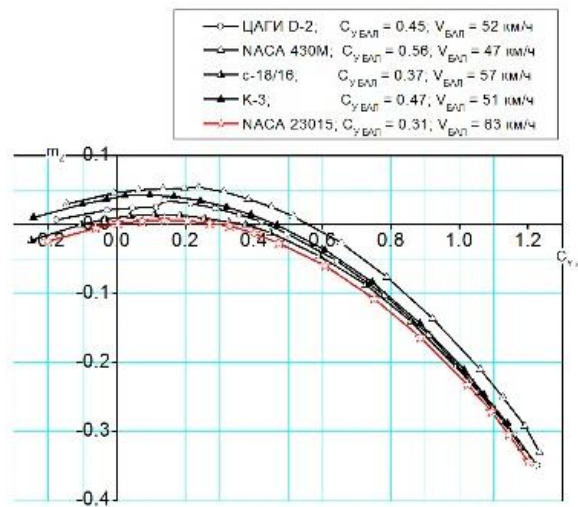


Рис. 16. Залежності $m_z(C_{ya})$

Етап 5. Оцінка ефективності керування крила

Розподіл приросту підйимальної сили за розмахом гнучкого крила та відповідна зміна коефіцієнту моменту крену від кута відхилення гнучкої поверхні наведені нижче на рис. 17, рис. 18:

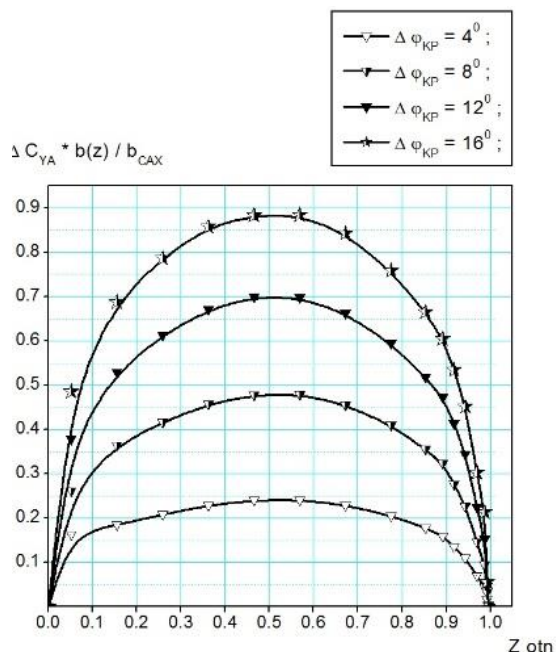


Рис. 17. Залежності $\Delta C_{ya}(Z)$, $\alpha = 5^\circ$

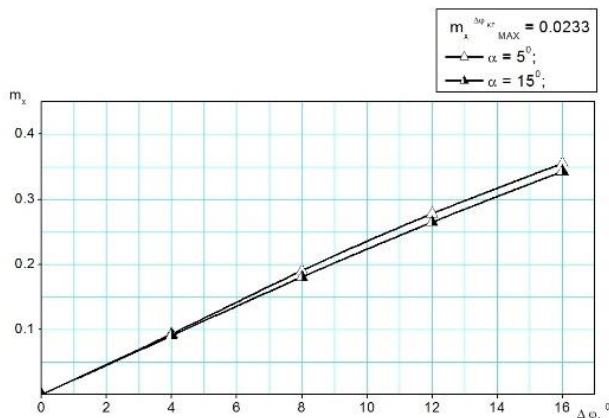


Рис. 18 Залежність $m_x(\Delta\varphi)$

Висновки

1. Деформація крила під дією швидкісного напору надає позитивний вплив на рівень аеродинамічної досконалості, збільшуючи на $\Delta K = +2,3$ од.
2. Деформація крила під дією швидкісного напору не впливає на стійкість ЛА – у разі різних значень деформації гнучкого крила, значення похідних $m_z^{C_{ya}}$ залишається практично не змінним.
3. Деформація крила під дією швидкісного напору знижує максимальні несучі властивості крила на 2 %.
4. Найбільш сприятливою для компоновання є форма крила із прямою задньою крайкою, відповідна моделі *V2_3. IN*. Тому у порівнянні із попередніми компонованнями збільшується рівень максимальної аеродинамічної досконалості на $\Delta K = +2,74$ од. Отже модель зберігає стійкість. Низьке значення збалансованого C_u визначається не оптимальним положенням центру ваги, вплив якої доцільно виконати у подальших розрахунках.
5. Крило із прямою задньою крайкою моделі *V2_3. IN* має еліптичну криву розподілу підйомної сили за розмахом, отже максимальні несучі властивості крила на 3 % вище ніж у моделі із прямою передньою крайкою. Для подальшого проектування доцільно прийняти компоновання несучої поверхні моделі *V2_3. IN*.
6. Кут установки крила у польоті може істотно змінювати несучі властивості гнучкого крила ЛА і його максимальну аеродинамічну досконалість. При цьому максимальний коефіцієнт підйомної сили не може перевищувати значення $C_{yMAX} = 1,33$ для профілю крила ЦАГІ *D2*;
7. Максимальний кут відхилення крила, на якому ще можливе балансування ЛА із гнучким крилом зі сталою швидкістю становить $+10^0$. Отже швидкість сталого польоту складе $V = 30$ км/год.
8. Для розглянутих варіантів класичних профілів максимальне значення аеродинамічної досконалості компоновання гнучкого крила реалізовано для профілю *NACA23015*. У порівнянні із вихідним профілем ЦАГІ *D2* застосування профілю *NACA23015* дозволяє забезпечити приріст максимального значення K на $\Delta K = +12,6$ од. Профіль зі спрощеної геометріїю *C-18/14* (модель *V4_3. IN*) навпаки, помітно знижує рівень максимальної аеродинамічної досконалості гнучкого крила на $\Delta K = -12,0$ од. Застосування *S*-образного профілю *K-3* і гібридного профілю *NACA43/K3* не має переваг у порівнянні з профілем ЦАГІ *D2* та помітно поступається у компонованні із профілем *NACA23015*. За параметром K_{MAX} найбільш оптимальною є компоновання розрахункової моделі *V4_5. IN*.

9. Максимальні несучі властивості гнучкого крила забезпечує застосування профілю C-18/14, однак різниця швидкостей звалювання у порівнянні з профілем НАСА23015 невелика, всього $\Delta V = +2$ км/год, що дозволяє прийняти компоновання розрахункової моделі V4_5. ІН для подальшого проектування БПЛА.
10. Усі розглянуті варіанти компоновок стійкі в польотному діапазоні кутів атаки, при цьому найбільш вдалим є також результати розрахунку моделі V4_5. ІН із профілем НАСА23015, тому що у цьому випадку значення балансування швидкості $V_{\text{БАЛ}} = 63$ км/год найближче до значення найвигіднішої швидкості (відповідно $K_{\text{МАХ}}$) польоту $V_{\text{НВ}} = 77$ км/год, що дозволяє виконати балансування із мінімальними втратами якості. Більш високе значення збалансованої швидкості польоту для гнучкого крила дозволяє отримати більш стійку конструкцію.
11. Застосування одночасної деформації правої і лівої консолей крила дозволяє ефективно керувати ЛА по каналу тангажу, встановлюючи збалансовану швидкість польоту $V_{\text{БАЛ}}$, аж до швидкості звалювання.
12. Застосування одночасної деформації правої і лівої консолей крила дозволяє ефективно управляти траєкторією польоту БПЛА в плануванні, тому що одночасна деформація половин крила на кут $\Delta\varphi = 16^\circ$ дозволяє знизити значення аеродинамічної досконалості якості більше ніж у 2 рази. Це дозволяє виконати керований крутий спуск ЛА із гнучким крилом під час посадки або виконання спецзавдання.
13. Одностороння деформація однієї половини гнучкого крила дозволяє ефективно управляти ЛА по крену, при цьому максимальна ефективність поперечного управління досягається навіть при незначному відхиленні половини крила $\Delta\varphi = +4^\circ$.
14. За результатами розрахункових досліджень, проведених на етапах 1...5 досліджено вплив гнучкості несучої поверхні ЛА на її несучі властивості та аеродинамічні характеристики загалом, визначене аеродинамічне компоновання ЛА, що є найбільш прийнятним із точки зору реалізації несучих властивостей, максимальної аеродинамічної досконалості, стійкості та керованості.

Список використаної літератури

1. Бауэрс П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. М. Мир. 1988 г.
2. Глушков Н. Н. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов // Н. Н. Глушков, Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко / Ученые записки ЦАГИ, т. XX, N 1, 1989 г. 18 с.

3. *Флэтчер*. Вычислительные методы в динамике. М. Машиностроение, 1988.
4. *Зінченко Д. М.* Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом. Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ, 2007 р.