

Б. А. Гевко<sup>1</sup>, бакалавр, Д. М. Зінченко<sup>2</sup>, к.т.н., доцент

## ВПЛИВ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДУВНОГО КРИЛА

**En**

The aerodynamic characteristics of the inflatable wing depending on the position and number  $B$  of the air propeller and the arrangement of the aircraft wing and horizontal tail, depending on the height of the horizontal tail location relative to the wing are considered in the paper.

The simulation is performed by the computational aerodynamics methods (panel-vortex method) of the calculated models flow of the inflatable (combined) wing with different positions and number  $B$  of the air propeller. The aerodynamic characteristics are obtained and the analysis of the bearing properties changes and the static longitudinal stability criteria are carried out. An estimation of static longitudinal stability during the installation of a horizontal tail at different heights relative to the wing is made.

The bearing properties of the layout for different values of  $X_{гв}$  and  $Y_{го}$  practically are not changed. When the location of the screw  $X_{гв}$  changes, the lifting factor increases by 2-3% for every 0,25 basses of the screw from the front edge of the wing. The pitch momentum factor also varies by 2-3%, since it directly depends on the lift factor. The general nature of the change  $m_z(c_{ya}, B)$  depending on the angle of attack of the wing is practically the same for different positions and values of  $B$ . The derivative  $m_z^{c_{ya}}$  at small angles of attack acquires a positive value, that is a violation of the condition of static longitudinal stability and such a wing is unstable on the pitch.

In the simulation of the wings from the horizontal tail, the derivative  $m_z^{c_{ya}}$  is negative at all the angles of the attack, so this layout is statically stable. The most suitable it is the placement of a plumbing over a wing at the height of  $Y_{го} = b_{сах}$  or more, since in this case a balancing speed decreases only by 1.32 times. The location of the horizontal tail in the wing plane is acceptable, but not desirable, as it increases the balancing factor of the lifting force by 2.8 times, which means that it will reduce the balancing velocity by 1.7 times. The disadvantage of such layout is that during a flight with large values of the number  $B$  in the event of a sudden propeller failure such an aircraft can stall.

**Ru**

В данной статье выполнено моделирование методами вычислительной аэродинамики (панельно-вихревой метод) обтекания расчетных моделей надувного (комбинированного) крыла с разными положениями и числом  $B$  воздушного винта. Получены аэродинамические характеристики, осуществлен анализ изменения несущих свойства и критериев статичной продольной устойчивости. Проведена оценка статичной продольной устойчивости при установлении горизонтального оперения на разной высоте относительно крыла.

<sup>1</sup> НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

<sup>2</sup> НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа- та ракетобудування

## Вступ

Широке застосування у конструкції літальних апаратів (ЛА) різних аеродинамічних схем і компоновок робить актуальним пошук нових конструкторських рішень для поліпшення тактико-технічних характеристик перспективних ЛА [1]. Одним із перспективних напрямків розвитку літальних апаратів є застосування несучих поверхонь, створюваних тканинною повітронепроникною обшивкою [2, 3] необхідну форму, якій надає набігаючий потік повітря. Це дозволяє виконати ЛА компактним і складним.

Комбіноване крило [4] – це крило, яке складається із жорсткої лобової та м'якої хвостової частин. Задня частина крила під час різких рухів крила, на великих кутах атаки і за турбулентності повертає крило до стійкого стану польоту. Передня частина формує аеродинамічні характеристики більше ніж задня частина, тим самим забезпечується незмінність льотно-технічних характеристик. Тому, жорстка передня кромка, лонжерон або жорсткий елемент типу монокок, які знаходяться у жорсткій передній частині, надають крилу жорсткості.

Відсутність досліджень впливу повітряного гвинта на аеродинамічні характеристики надувного крила визначає актуальність наведених у даній статті результатів.

## Постановка задачі

За допомогою панельно-вихревого методу (ПВМ) [5] для різних положень і чисел  $B$  повітряного гвинта визначити зміну аеродинамічних характеристик надувного крила.

## Розрахункова модель

Вплив розташування числа  $B$  повітряного гвинта відносно крила  $X_{гв}$  і установки горизонтального оперення  $Y_{го}$  досліджено у разі діаметра гвинта  $2b_{сax}$ . Вплив розташування гвинта на аеродинамічні характеристики розглядається без урахування горизонтального оперення (ГО). Розглядувані значення  $X_{гв}$  і  $Y_{го}$  наведені у табл. 1.

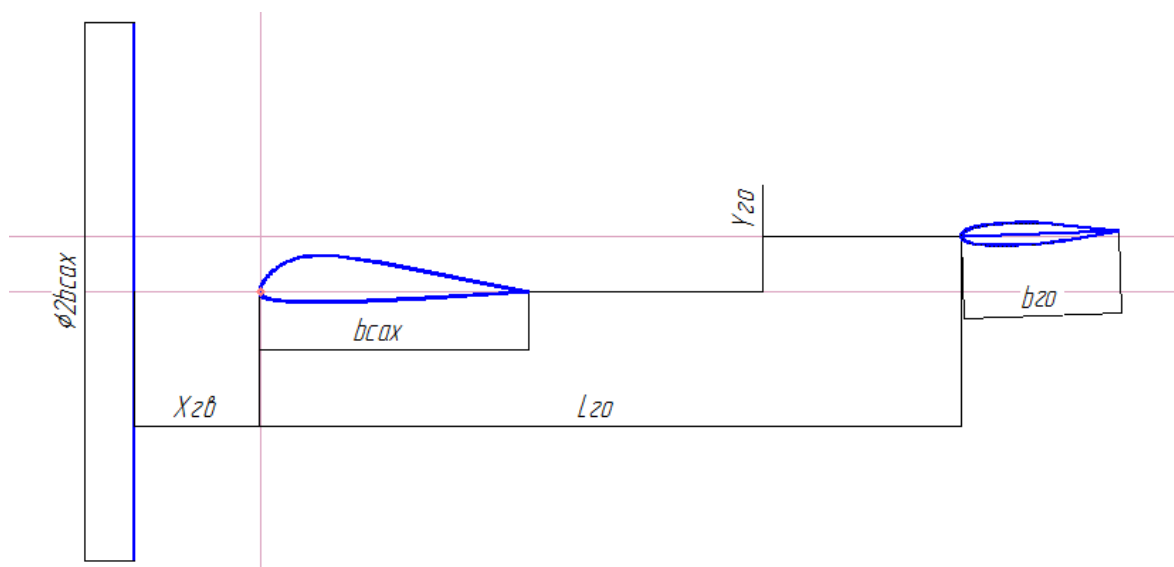
Параметри дослідження  $X_{гв}$  та  $Y_{го}$  наведені на рис. 1.

Зовнішній вигляд розрахункової моделі надувного крила та ГО, що використовується у моделюванні обтікання за допомогою ПВМ для дослідження впливу повітряного гвинта, наведений на рис. 2. Геометричні характеристики розрахункової моделі наведені у табл. 2.

Таблиця 1.

Параметри дослідження впливу гвинта

Положення розташування гвинта відносно САХ крила	Положення установки ГО відносно САХ крила	Число В повітряного гвинта
$X_{\text{ГВ}}$	$Y_{\text{ГО}}, \text{м}$	<b>В</b>
$-b_{\text{сах}}, -0,5 b_{\text{сах}}, -0,25 b_{\text{сах}}, 0$	–	0; 0,96; 2,24; 3,84; 5,76; 8
$-0,5 b_{\text{сах}}$	$-b_{\text{сах}}, 0, b_{\text{сах}}$	0; 0,96; 2,24; 3,84; 5,76; 8

Рис. 1. Параметри  $X_{\text{ГВ}}$  і  $Y_{\text{ГО}}$ 

Таблиця 2.

Геометричні характеристики об'єкту дослідження

Крило			Горизонтальне оперення		
Площа крила	$S$	1,03 м <sup>2</sup>	Площа ГО	$S_{\text{ГО}}$	0,212 м <sup>2</sup>
Розмах крила	$l$	3,16 м	Плече ГО	$L_{\text{ГО}}$	0,88 м
САХ	$b_{\text{сах}}$	0,352 м	Хорда ГО	$b_{\text{ГО}}$	0,206 м
Видовження	$\lambda$	9.0	Видовження ГО		5

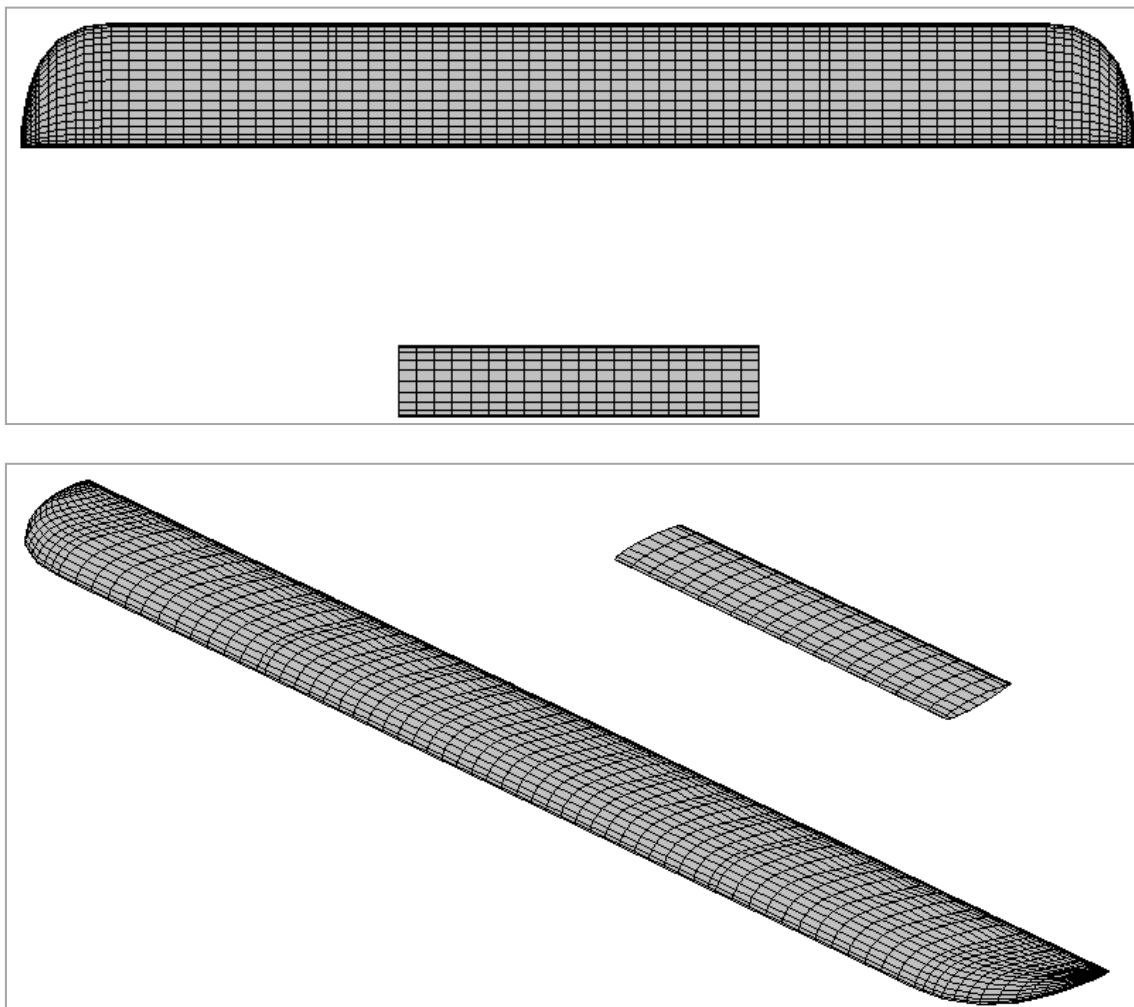


Рис. 2. Розрахункова модель для параметричних досліджень.  
Тип розрахункової сітки – прямокутна.  
Кількість панелей – 3956

### Результати дослідження

Нижче, на рис. 3 – рис. 13 представлені результати параметричного дослідження впливу повітряного гвинта на надувне крило у разі різного положення встановлення гвинта  $X_{гв}$ , та різних значеннях числа  $B$ , за кутів атаки від  $0^\circ$  до  $10^\circ$ .

Предметом аналізу впливу взаємного розташування крила і гвинта на аеродинамічні характеристики компоновки є:

- несучі властивості компоновки, що представленні у вигляді залежності коефіцієнту підйімальної сили від кута атаки  $c_{ya} = f(\alpha, B)$ , для різних значень  $\alpha$  і  $B$ ;

- виконання умови статичної поздовжньої стійкості, що визначається значенням похідної  $m_z^{c_y \alpha} < 0$  залежностей коефіцієнту моменту тангажу від коефіцієнту підйомної сили  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ;

Розрахункові дослідження виконані для умов польоту  $Re = 1 \cdot 10^6$ ,  $M = 0,1$ , що відповідає умовам польоту літака загального призначення. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha, B)$  досліджуваної компоновки для різних положень гвинта наведені на рис. 3, рис. 5, рис. 7, рис. 9. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$  досліджуваної компоновки для різних положень гвинта наведені на рис. 4, рис. 6, рис. 8, рис. 10.

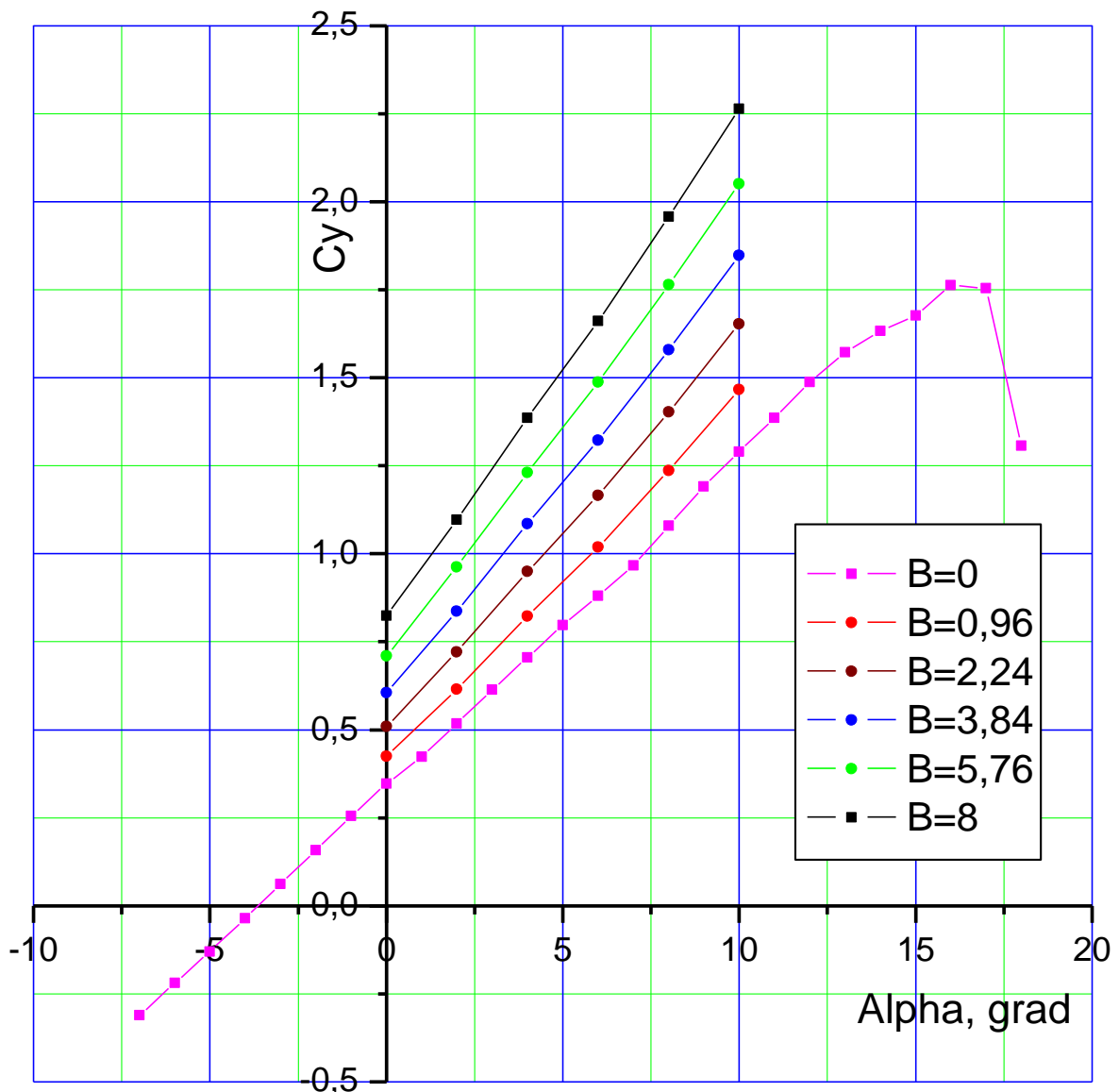
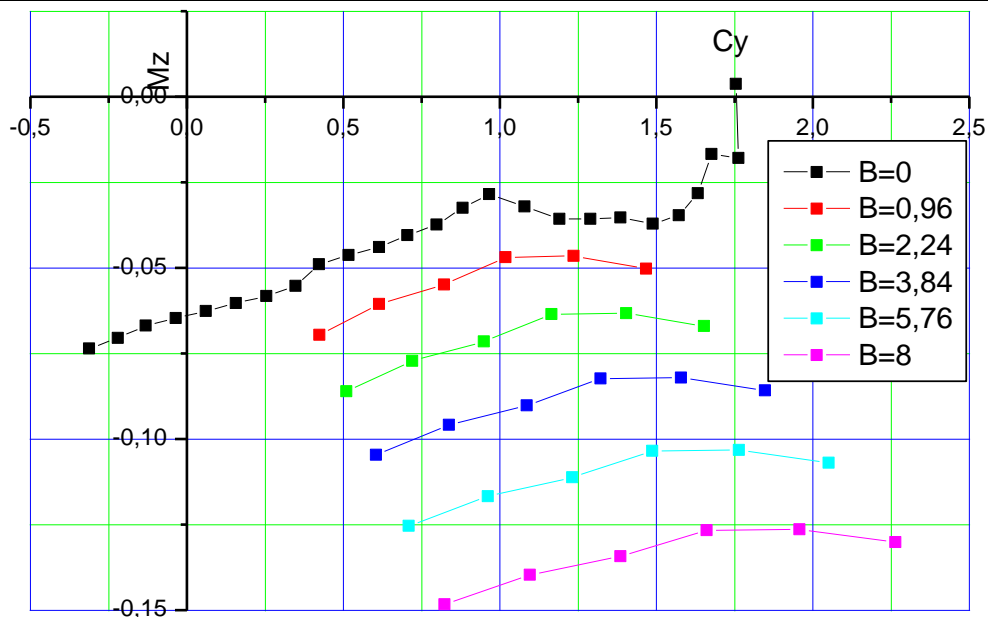
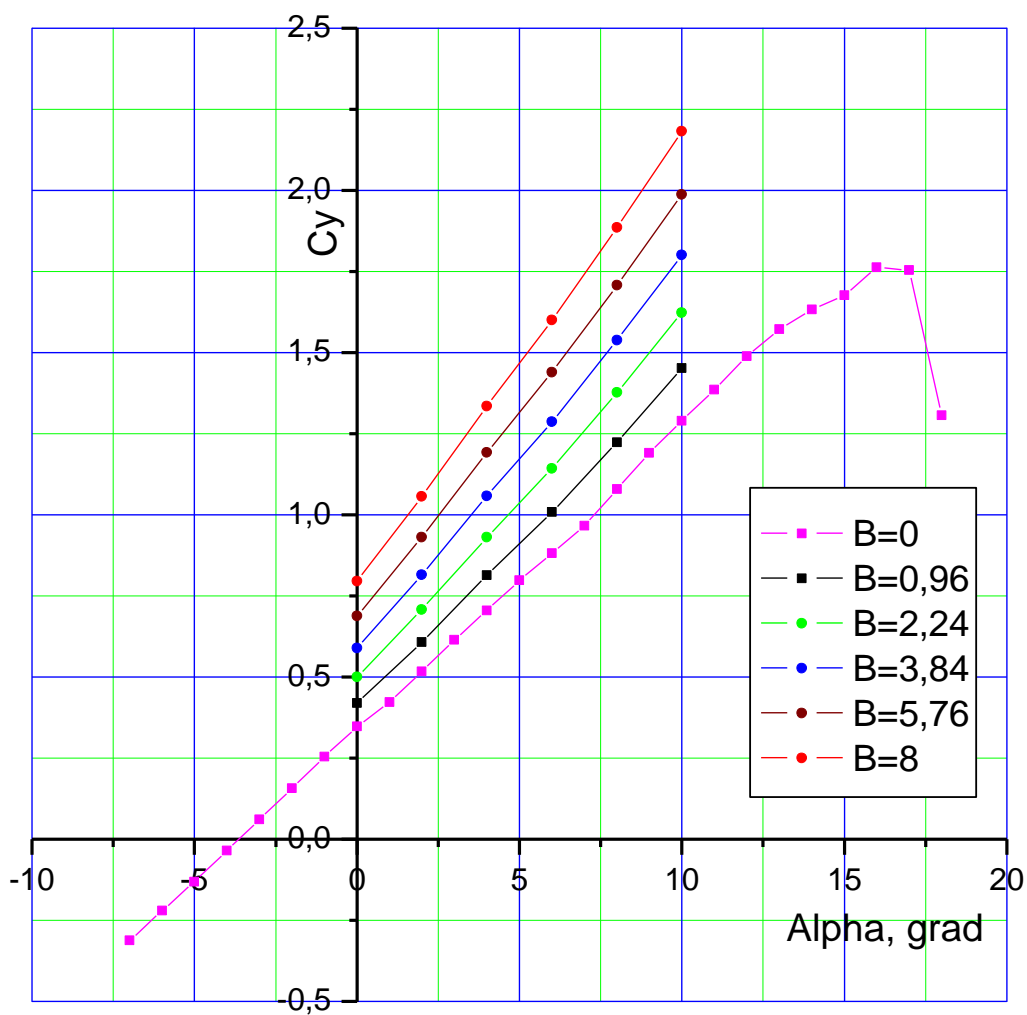


Рис. 3. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha, B)$ ,  $X_{гв} = -b_{cax}$

Рис. 4. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $X_{ГВ} = -b_{cax}$ Рис. 5. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha, B)$ ,  $X_{ГВ} = -0,5b_{cax}$

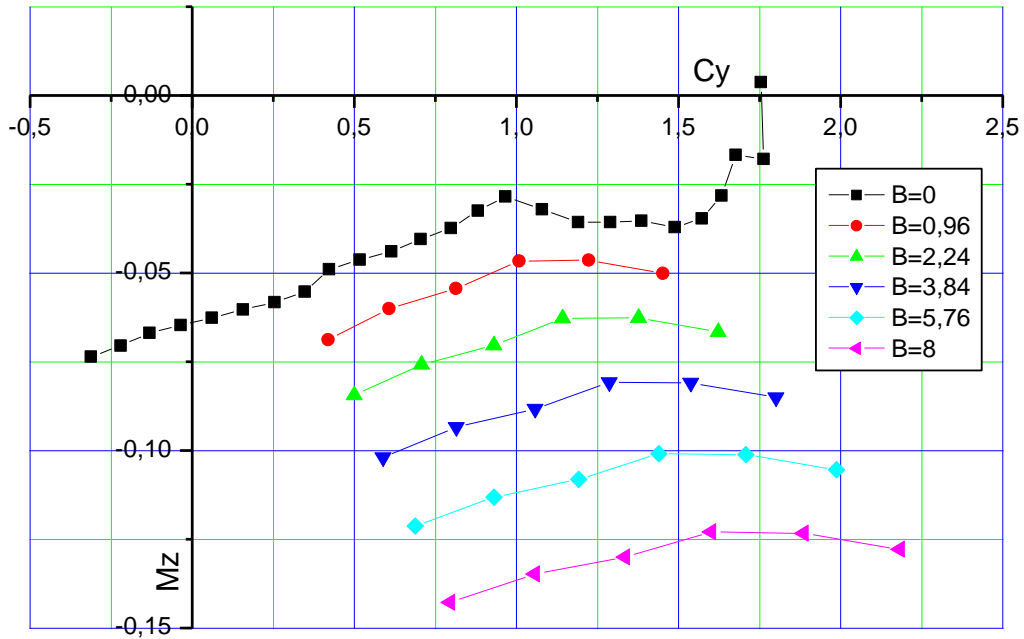


Рис. 6. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $X_{ГВ} = -0,5b_{cax}$

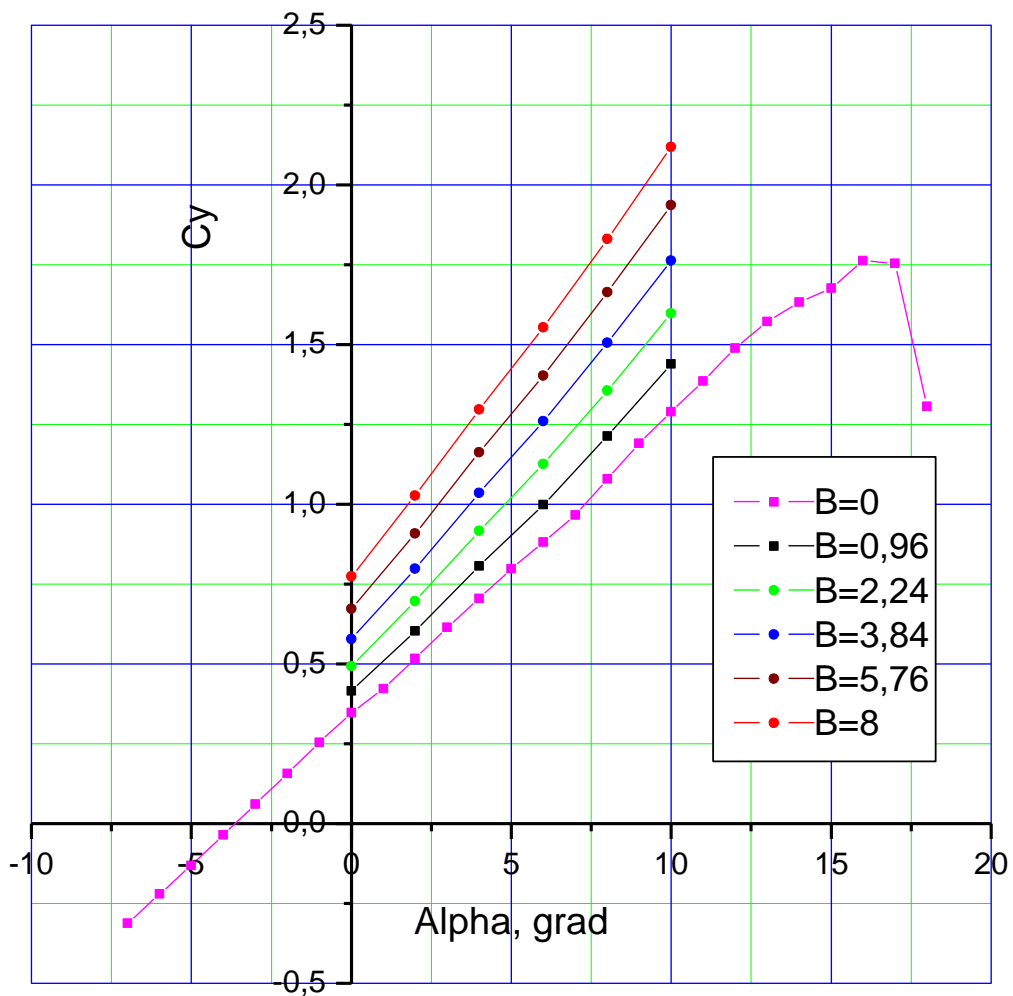


Рис. 7. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha, B)$ ,  $X_{ГВ} = -0,25b_{cax}$

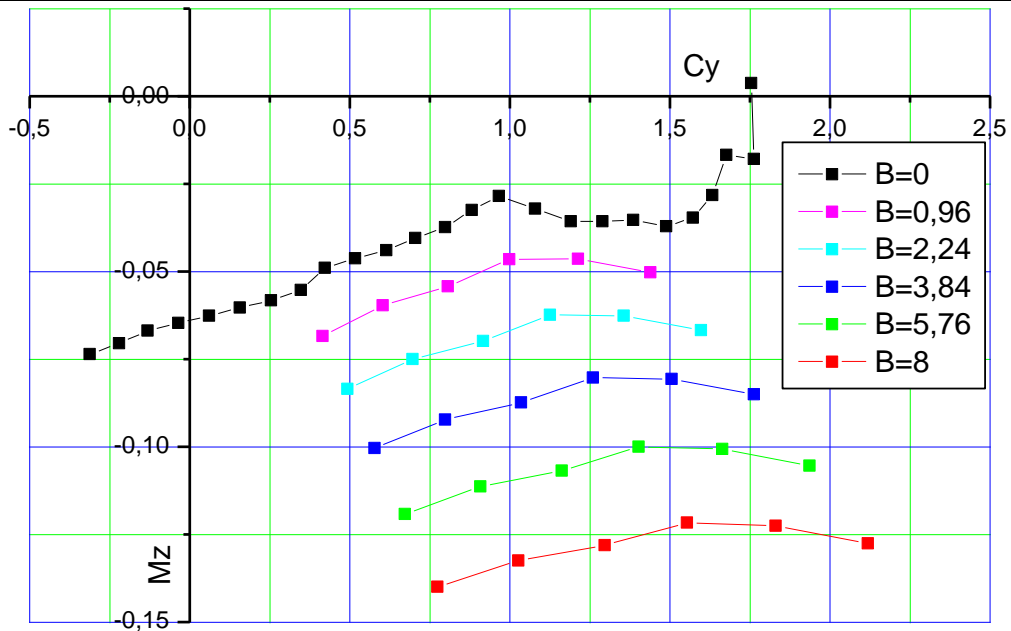


Рис. 8. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $X_{гв} = -0,25b_{сax}$

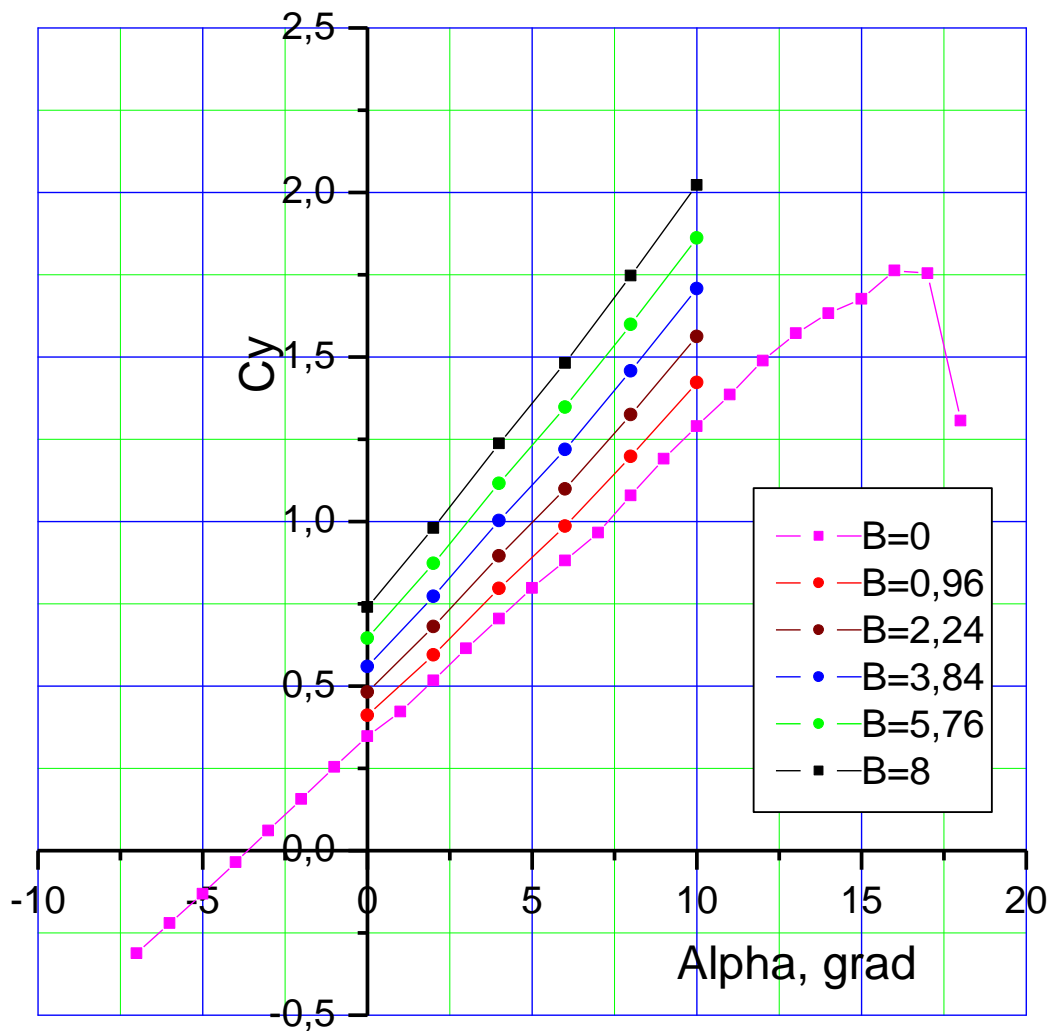


Рис. 9. Залежності  $c_{ya} = f(\alpha, B)$ ,  $X_{гв} = 0$



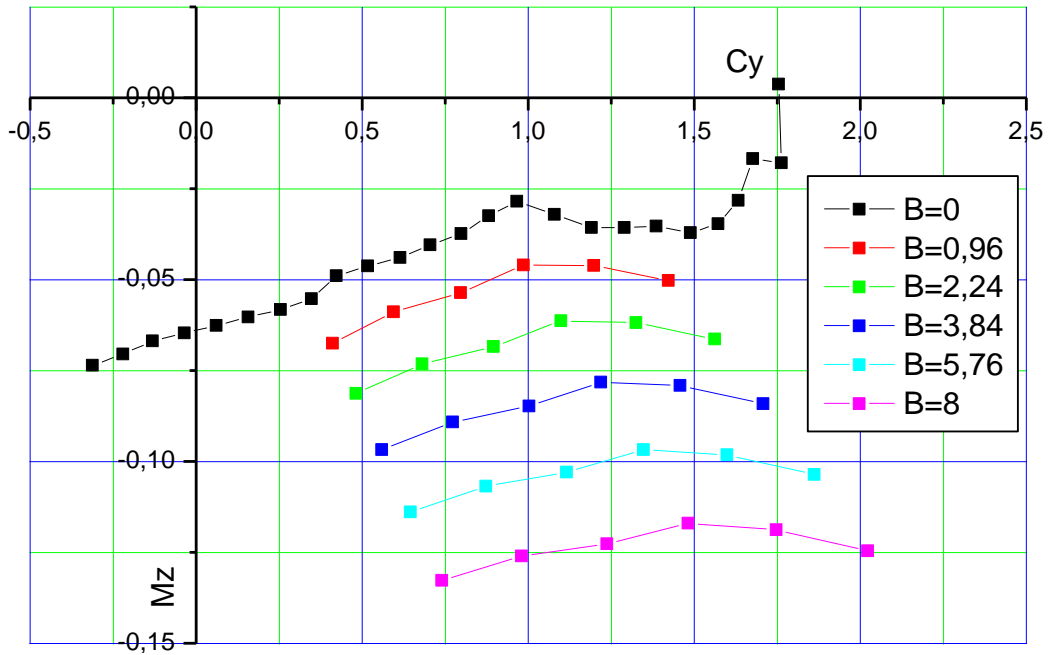


Рис. 10. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $X_{ГВ} = 0$

Нижче, на рис. 11 – рис. 13 представлені результати параметричного дослідження впливу повітряного гвинта на надувне крило із ГО у разі різного положення ГО за висотою ( $Y_{го}$ ), різних значеннях  $B$  та кутів атаки у діапазоні  $-2^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ .

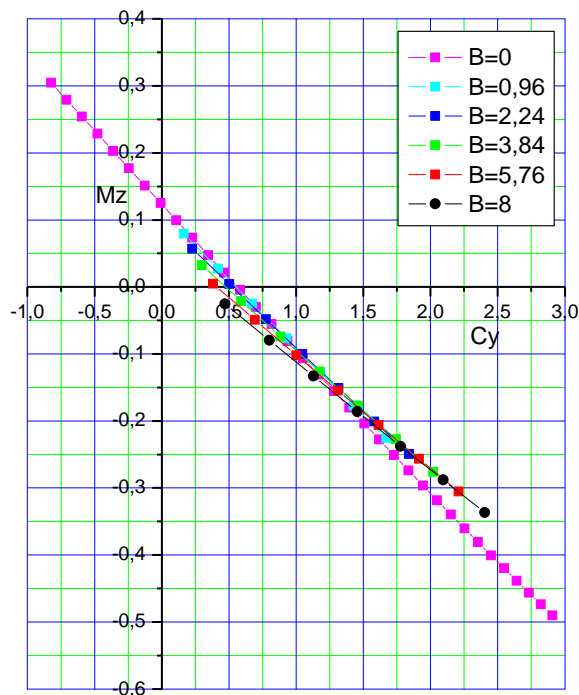


Рис. 11. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $Y_{ГВ} = -b_{сах}$

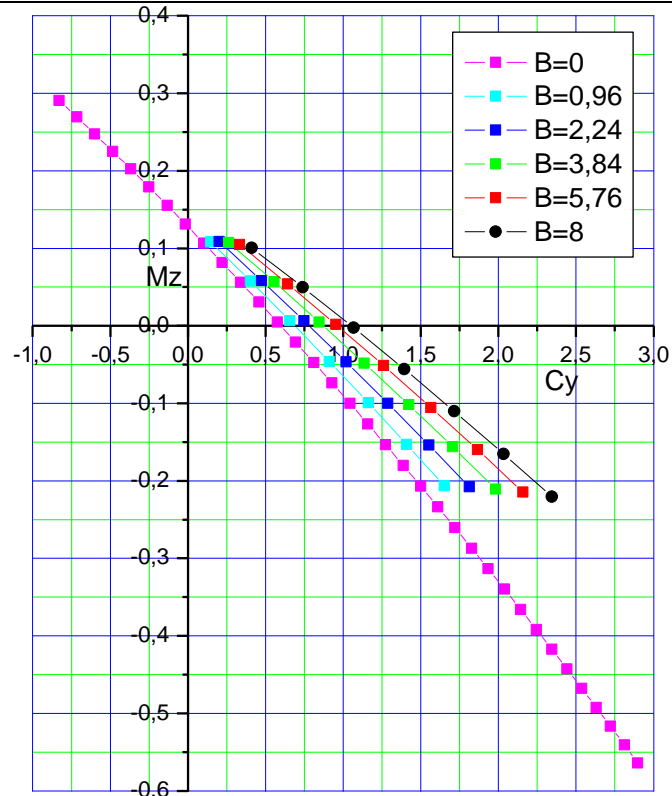


Рис. 12. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $Y_{го} = b_{сах}$

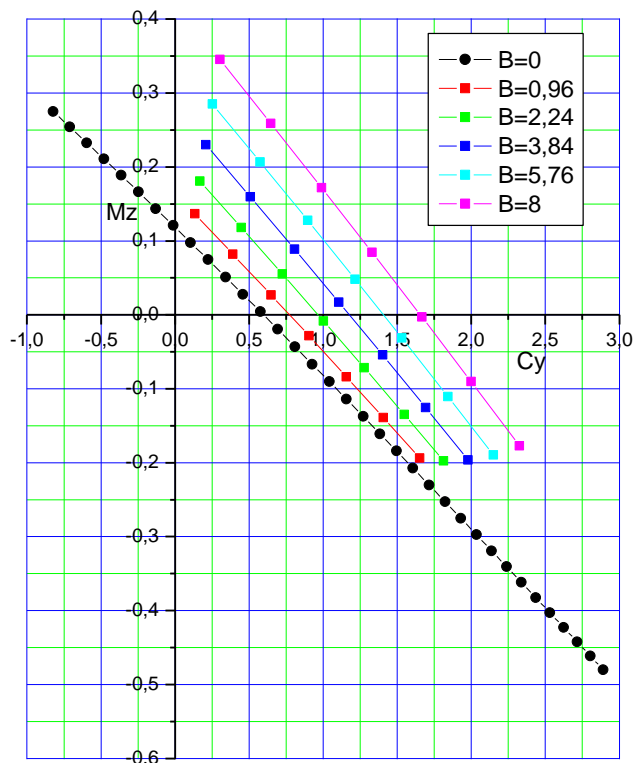


Рис. 13. Залежності  $m_z = f(c_{ya}, B)$ ,  $Y_{го} = 0$

На рис. 14, рис. 15 наведено розподіл коефіцієнту тиску по крилу.

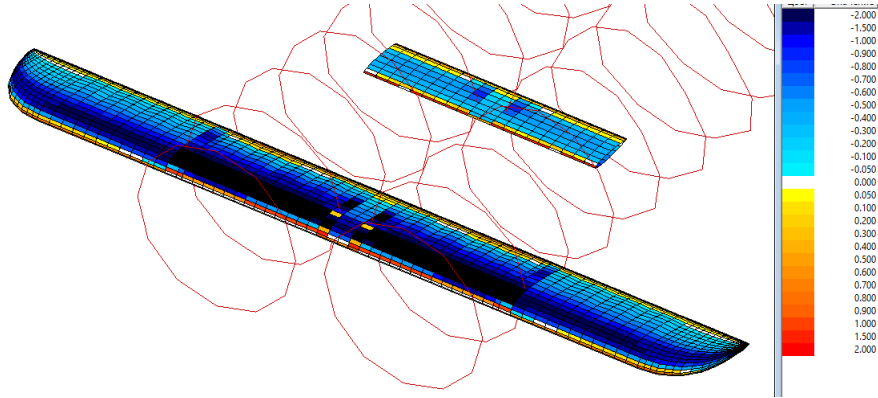


Рис. 14. Розподіл коефіцієнту тиску  $C_p$  по крилу при  $V = 3,84$ ,  $\alpha = 2^\circ$ . Верхня поверхня

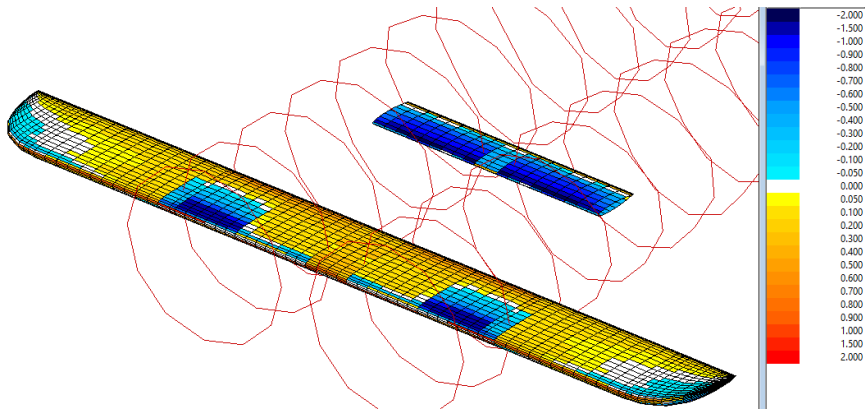


Рис. 15. Розподіл коефіцієнту тиску  $C_p$  по крилу при  $V = 3,84$ ,  $\alpha = 2^\circ$ . Нижня поверхня

### Аналіз результатів моделювання

Несучі властивості компоновки для різних значень  $X_{гв}$  і  $Y_{го}$  практично не змінюються. У разі зміни розташування гвинта  $X_{гв}$  коефіцієнт підйомної сили зростає на 2 – 3% за кожні  $0,25b_{сах}$  віддалення гвинта від передньої крайки крила.

Коефіцієнт моменту тангажу також відрізняється на 2 – 3% оскільки він безпосередньо залежить від коефіцієнту підйомної сили. Загальний характер зміни  $m_z = f(c_{ya}, V)$  у залежності від кута атаки крила практично однаковий у разі різних положень та значеннях  $V$ .

Похідна  $m_z^{c_{ya}}$  у разі малих кутів атаки набуває додатного значення, що є порушенням умови статичної поздовжньої стійкості і таке крило є нестійким по тангажу.

Під час моделювання обтікання моделі крила із ГО похідна  $m_z^{c_{ya}}$  на всіх досліджуваних кутах атаки від'ємна, та становить:

$$m_z^{Cya} = -0,22 \dots -0,25 \quad \text{для } Y_{го} = 0$$

$$m_z^{Cya} = -0,20 \dots -0,17 \quad \text{для } Y_{го} = b_{сах}$$

$$m_z^{Cya} = -0,19 \dots -0,16 \quad \text{для } Y_{го} = -b_{сах}$$

За наявності працюючого повітряного гвинта значення похідної  $m_z^{Cya}$  зростає е порівнянні з чистим крилом у випадку, коли горизонтальне оперення розташоване на висоті  $Y_{го} = 0$ .

### Висновки

Як походить з аналізу характеристик стійкості компонування, наведених на рис. 11 – рис. 13, збільшення енергії потоку повітря за повітряним гвинтом за наявності ГО по різному змінює значення коефіцієнту підйомної сили за нульового моменту. Для положення ГО у площині крила ( $Y_{го} = 0$ ) балансувальний коефіцієнт підйомної сили збільшується від 0,6 до 1,7, тобто у 2,8 рази, то для розташування ГО на висоті  $Y_{го} = b_{сах}$ , ця зміна відбувається від 0,6 до 1,05, тобто менше ніж у 2 рази і тому, як для умови розміщення оперення у площині крила, так і для розміщення ГО на висоті  $Y_{го} = b_{сах}$  над крилом, в усіх випадках балансувальна швидкість зменшується, оскільки збільшується балансувальне значення коефіцієнту підйомної сили.

Для розміщення ГО під крилом ( $Y_{го} = -b_{сах}$ ) ми бачимо зворотну картину. Хоча умова стійкості виконується, але спостерігається зменшення балансувального коефіцієнту підйомної сили, а це, відповідно, означає приріст балансувальної швидкості. Очевидно, що причиною цього є скоси потоку за крилом, які за наявності струменів від повітряних гвинтів ще більшають, стають більш потужними. Тому ми можемо сказати, що розташування ГО під крилом за наявності працюючого гвинта є неприйнятним, оскільки воно збільшує балансувальну швидкість і відповідно збільшує аеродинамічне навантаження на конструкцію.

Найбільш прийнятним є розташування оперення над крилом на висоті  $Y_{го} = b_{сах}$  або більше, оскільки у даному випадку у нас балансувальна швидкість зменшується лише у 1,32 рази. А розташування ГО у площині крила, як це показано на рис. 13, є прийнятним, але не бажаним, оскільки воно збільшує балансувальний коефіцієнт підйомної сили у 2,8 рази і це означає, що воно у  $\sqrt{2,8} \approx 1,7$  рази зменшить балансувальну швидкість. Окремий недолік такого компонування полягає у тому, що під час польоту із великими значеннями числа В у разі раптової відмови рушія такий ЛА може зірватись у штопор.

Аналіз характеристик стійкості зумовлює подальший напрямок для досліджень розміщення ГО над крилом, пошук такого його положення, у

разі перевищення якого не відбудеться подальшої зміни балансувальних значень коефіцієнта підйомної сили.

### Список використаної літератури

1. *Beaverstock, C. S.* Performance Comparison between Optimised Camber and Span for a Morphing Wing / Beaverstock, C. S.; Woods, B. K. S.; Fincham, J. H.-M.; Friswell, M. I. // *Aerospace* 2015, 2, P. 524–554.
2. *Z. Jun-Tao* Analysis and Flight Test for Small Inflatable Wing Design / Z. Jun-Tao, H. Zhong-xi, G. Zheng, G. Li-li // *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering*. – 2012. – № 9, Vol:6. – P. 1934–1939.
3. *Brown A.* Inflatable wing uav experimental and analytical flight mechanics: дис. Master of Science: Aerospace Engin / Brown Ainsmar – Georgia Institute of Technology, 2011. – 90 p.
4. *Ортамевзі Г.* Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик надувного крила, що деформується. – Рукопис. Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.07.01 – Аеродинаміка та газодинаміка літальних апаратів. Національний авіаційний університет Міністерства освіти та науки України, Київ, 2016.
5. *Зінченко Д. М.* «Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом». Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 р.