

УДК 533.695.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804192018169437>Є. О. Соловей<sup>1</sup>, бакалавр, Д. М. Зінченко<sup>2</sup>, к.т.н., доцент

## АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ ПЛАНУЮЧОГО ТРАНСПОРТНОГО КОНТЕЙНЕРА

**En**

The study is devoted to determining the influence of the gliding transport container layout parameters on its basic aerodynamic characteristics such as the maximum value of aerodynamic perfection, characteristics of longitudinal stability and bearing properties depending on the presence of finite aerodynamic surfaces and the center of gravity position.

The simulation of the calculation models flow of the gliding transport container layout with different positions of the center of gravity is performed using computational aerodynamics methods (panel-vortex method). The aerodynamic characteristics are obtained, the analysis of the change in the value of the balancing velocity and the criteria of static longitudinal stability are carried out. An estimation of static longitudinal stability at various positions of the center of weight of a flying wing is carried out.

Due to the results of the aerodynamic characteristics mathematical modeling, it is established that the "flying wing" scheme is the most suitable for the gliding transport container layout. The simplified scheme of the pyramidal type (technologically simple variant № 1) for the gliding transport container layout is unacceptable because of the failure to meet the requirements for stability and maximum aerodynamic perfection, primarily due to the presence of a developed separation of flow from the rear edge.. The geometry of the gliding container for the "flying wing" scheme is made up of technological profiles consisting of an elliptical and straight lines. Application of finite aerodynamic surfaces in the gliding container layout allows to significantly increase the maximum value of the  $K_{MAX}$  and ensures that the condition of stability  $m_z^{C_{ya}} < 0$  is satisfied. Application of finite aerodynamic surfaces in the layout also contributes to increasing the maximum bearing properties of the wing due to the beneficial effect on the final aerodynamic wing vortex.

Automatic balancing implementation of the gliding container in the gliding mode with the maximum value of the  $K_{MAX}$  is possible by providing the position of the center of gravity in the position  $X_T = 0,168 \cdot b$ . Changing the position of the center of gravity of the gliding container within  $X_T = 0,1 \cdot b \dots 0,25 \cdot b$  allows you to adjust the planning speed within  $\pm 40\% V_{BAL}$ .

The main results are presented in graphical form for all calculation models.

**Ru**

Выполнено моделирование методами вычислительной аэродинамики (панельно-вихревой метод) обтекания расчетных моделей вариантов компоновки планирующего транспортного контейнера с различными геометрическими формами, наличием концевых аэродинамических

<sup>1</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», кафедра авіа-та ракетобудування

<sup>2</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», механіко-машинобудівний інститут

поверхностей и различных положений центра тяжести. Получены аэродинамические характеристики, выполнен анализ максимального значения аэродинамического качества и характеристик устойчивости. Выполнена оценка изменения балансировочной скорости планирующего транспортного контейнера в зависимости от нагрузки на крыло в условиях реализации режима максимального аэродинамического качества.

## **Вступ**

Десантування корисного навантаження як один із засобів транспортування було застосоване практично із початку використання парашуту як рятівного засобу. Можливість постачання вантажу у місце із заданими координатами надзвичайно збільшує оперативні можливості будь-якої транспортної системи. На першому етапі розвитку десантування як засобу доставки вантажу вирішувались насамперед задачі військового характеру, де більше уваги приділялось кількості (об'ємам) десантування ніж точності доставки вантажу. Теорія проведення масштабних десантних операцій є невід'ємною складовою сучасної військової теорії, практичне застосування повітряно-десантних військ має місце практично у кожному крупному військовому конфлікті [1]. Одночасно із вирішенням суто військових задач поступово набула актуальності доставка за допомогою повітряного десантування медикаментів, рятівних засобів та спеціального обладнання у разі аварійної ситуацій, стихійного лиха та інших непередбачуваних обставин [2].

Точність процесу десантування залежить від багатьох параметрів польоту транспортного літака – швидкості, висоти, маси вантажу, що десантують та параметрів зовнішнього середовища, насамперед, швидкості та напрямку вітру. Збільшення швидкості та висоти десантування і наявність вітру зменшує точність доставки вантажу. Також слід враховувати ймовірність активної протидії процесу десантування із боку засобів протиповітряної оборони супротивника. Знищення транспортного літального апарату із корисним навантаженням, або ж безпосередньо вантажу у процесі спуску на парашуті, не є складним завданням навіть для ручного стрілецького озброєння, що здатне нівелювати всі переваги десантування як засобу безпосередньої доставки. Необхідна ймовірність вдалого десантування за умов військових дій реалізується шляхом одночасного застосування великої кількості транспортних літальних апаратів, засобів радіоелектронної боротьби, засобів превентивного ураження тобто робить процес десантування надзвичайно ємним за ресурсами та часом підготування.

Реалізація прийнятого рівня точності десантування є серйозною науковою задачею, вирішення якої є актуальним по сьогодні та спричиняє постійний науковий пошук [3], [4], [5]. Основним елементом системи повітряного десантування, що розглядається на сьогодні в наукових

дослідженнях, є парашут. Теорія проектування різних типів парашутів на сьогодні є ґрунтовно розробленою та викладеною в джерелах [6], [7].

На сьогодні також значного розвитку набула індустрія доставки товарів із Інтернет магазинів, засобів парамедицини та інших актуальних вантажів [8], [9] із використанням безпілотних літальних апаратів типу коптер. Проте коптер, як літальний апарат вертикального злету та посадки разом, із перевагами компонування має декілька значних недоліків, в першу чергу таких як мала тривалість та дальність польоту, що значно скорочує його експлуатаційні транспортні можливості. Також слід зазначити, що швидкість вітру є значним фактором, що обмежує експлуатаційні можливості коптера як засобу доставки вантажу.

У якості вирішення зазначених проблем запропоновано застосувати транспортний контейнер у вигляді несучого тіла малого видовження, який здатний планувати у точку із необхідними координатами та задіяти парашутну систему або інший пристрій для посадки на малій висоті.

Концептуально подібне конструктивне рішення було застосоване в дослідній програмі NASA по створенню орбітального літака [10]. Льотні випробування дослідних пілотованих літаків X-24A, M2-F3 та HL-10 наочно підтвердили можливість сталого керованого планування літального апарату, що складається лише із фюзеляжу та органів стабілізації й керування. Основним чинником, що створює достатню для планування підйомну силу є наявність потужних кінцевих вихорів, які забезпечують відсутність відриву потоку в експлуатаційному діапазоні швидкостей польоту.

Розглянуті літальні апарати можуть бути використані в якості аналогів, проте запропонована концепція плануючого транспортного контейнеру має базуватись на компоновці, що утворюється плоскими поверхнями через вимогу технологічності заздалегідь одноразової конструкції.

Таке рішення надає можливість мінімізувати вплив вітру на точність доставки, та зменшити ймовірність ураження транспортного контейнеру та його носія засобами протиповітряної оборони, оскільки носію такого транспортного засобу не потрібно знаходитись над точкою доставки.

### Критерії ефективності

Основними критеріями придатності запропонованої концепції є:

Сталість траєкторії планування, що визначається рівнем аеродинамічної досконалості літального апарату  $K_{\text{БАЛ}}$  у збалансованому стані, що визначається згідно [11] як :

$$K_{\text{БАЛ}} = \frac{Y_{\text{аБАЛ}}}{X_{\text{аБАЛ}}} = \frac{C_{y\text{аБАЛ}}}{C_{x\text{аБАЛ}}} = \frac{1}{\text{tg}(\vartheta)}, \quad (1)$$

де  $Y_{a\text{БАЛ}}$  – підйомна сила літального апарату в збалансованому стані;

$X_{a\text{БАЛ}}$  - лобовий опір літального апарату в збалансованому стані;

$C_{Ya\text{БАЛ}}$  – коефіцієнт підйомної сили літального апарату в збалансованому стані;

$C_{Xa\text{БАЛ}}$  - коефіцієнт лобового опору літального апарату в збалансованому стані;

$\vartheta$  – кут нахилу траєкторії планування.

Швидкість збалансованого планування  $V_{\text{БАЛ}}$

Згідно [11] повітряна швидкість збалансованого планування  $V_{\text{БАЛ}}$  літального апарату визначається як :

$$V_{\text{БАЛ}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{\text{POL}} \cdot \cos \theta}{\rho \cdot C_{Ya\text{БАЛ}} \cdot S}} \approx \sqrt{\frac{2 \cdot m_{\text{POL}}}{\rho \cdot C_{Ya\text{БАЛ}} \cdot S}}, \quad (2)$$

де  $m_{\text{POL}}$  – маса літального апарату;

$S$  - характерна площа крила;

$\rho$  – технічна густина повітря.

Планування літального апарату за умови відсутності рушія відбувається із вертикальною швидкістю  $V_Y$ :

$$V_Y = 5,66 \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{POL}} \cdot g}{l^2}} \cdot \frac{C_{Xa\text{БАЛ}}}{C_{Ya\text{БАЛ}}^{\frac{3}{2}}} \cdot \sqrt{\lambda} = 5,66 \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{POL}} \cdot g}{l^2}} \cdot \alpha \cdot \sqrt{\lambda} \quad (3)$$

де  $\lambda$ - видовження несучої поверхні;

$l$  – розмах несучої поверхні;

$\alpha = \frac{C_{Xa\text{БАЛ}}}{C_{Ya\text{БАЛ}}^{\frac{3}{2}}}$  – коефіцієнт оптимальності параметрів компонування.

Стійкість планування

Стійкість планування визначається значенням похідної коефіцієнту повздожнього моменту  $m_z$  від коефіцієнту підйомної сили  $C_{Ya}$  :

$$m_z^{C_{Ya}} < 0 \quad (4)$$

Тому доцільно, щоби умова балансування  $m_z = 0$  виконувалась для значення  $C_{Ya}$  бал що відповідатиме максимальному значенню аеродинамічної досконалості  $(K_{\text{БАЛ}})_{\text{МАХ}}$ .

Таким чином, наочною є безпосередня залежність основних льотно-технічних характеристик плануючого транспортного контейнеру від параметра  $K_{\text{БАЛ}}$ . За умови рівності всіх інших параметрів компонування параметри польоту визначаються виключно значенням аеродинамічної досконалості  $K_{\text{БАЛ}}$  літального апарату у збалансованому стані на заданій швидкості  $V_{\text{БАЛ}}$  за умови виконання вимоги стійкості  $m_z^{C_{Ya}} < 0$ .

### Постановка задачі

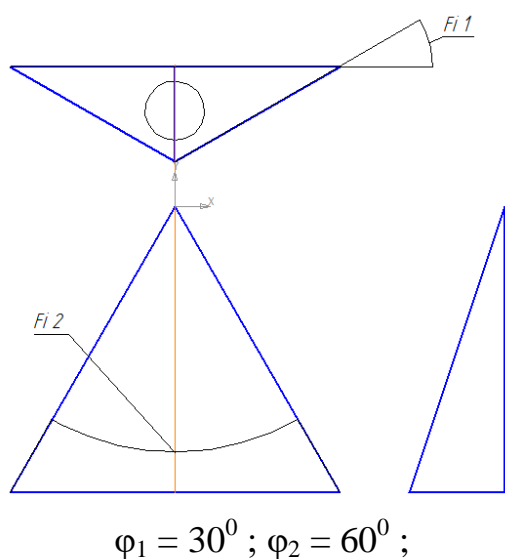
Із використанням методів експериментального моделювання [12] та математичного моделювання обтікання [13] виконати моделювання впливу різних варіантів компоновання плануючого транспортного контейнеру на значення аеродинамічної досконалості  $K_{\text{БАЛ}}$ , коефіцієнту підйомної сили  $C_{Ya}$  бал та швидкості планування  $V_{\text{БАЛ}}$ .

### Моделі для досліджень

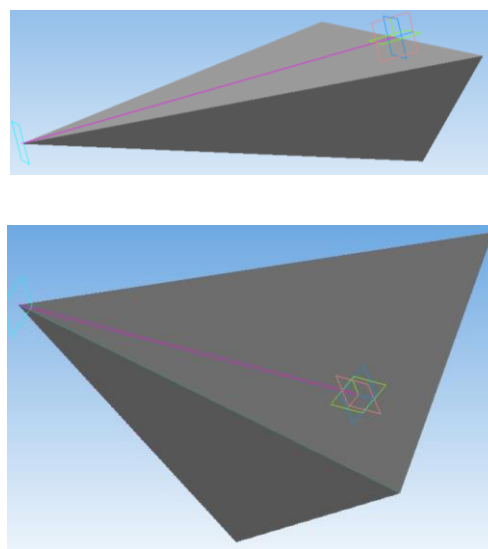
Розрахункові моделі різних варіантів компоновання плануючого контейнеру формуються виходячи з наступних вимог :

- Геометрія компоновання містить у собі достатній об'єм для розміщення корисного навантаження значенням  $1 \text{ м}^3$ ;
- Верхня поверхня компоновання має бути пласкою оскільки плануючий контейнер має кріпитись до нижньої поверхні крила під час транспортування;
- Контейнер виконується одним цілим агрегатом без додаткових розкладних елементів.

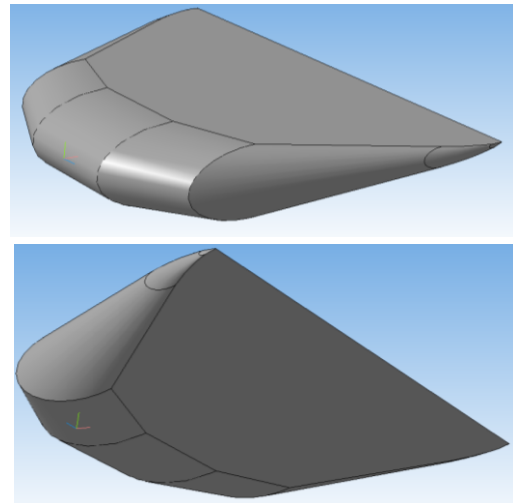
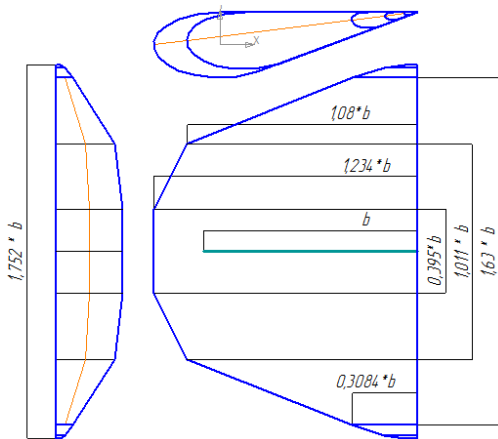
Зовнішній вигляд варіантів компоновань плануючого транспортного контейнеру наведено нижче на рис. 1. Геометричні характеристики варіантів компоновання наведені у табл. 1. Типовий профіль перетину літаючого крила компоновання плануючого контейнеру ( варіанти 2 та 3) наведені на рис. 2.



Варіант 1. Піраміда



## Варіант 2. Літаюче крило



## Варіант 3. Літаюче крило із КАП

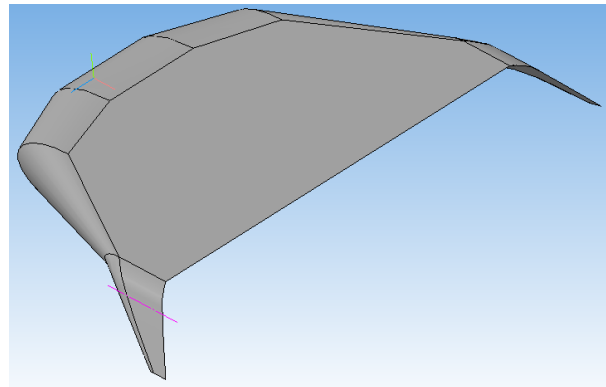
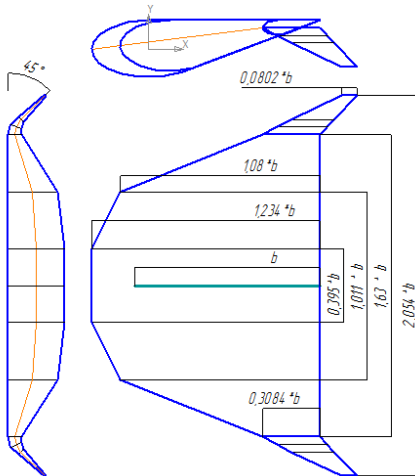


Рис. 1. Варіанти компоновки плануючого транспортного контейнеру

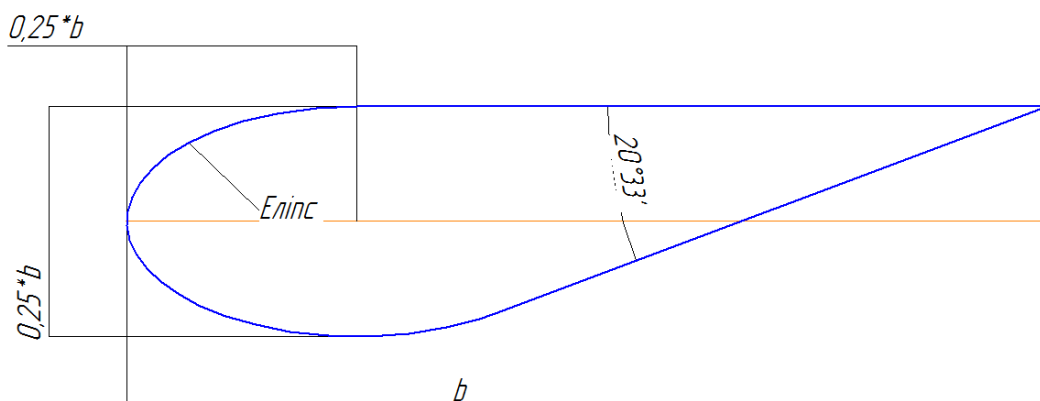


Рис. 2. Типовий профіль перетину літаючого крила компоновки плануючого контейнеру

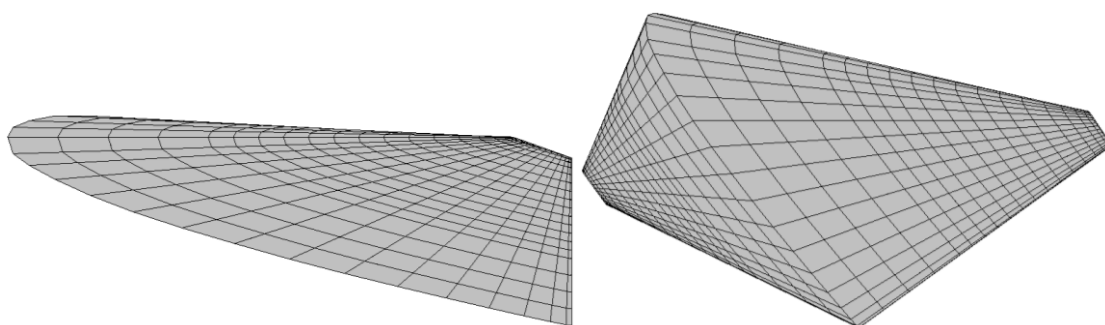
Таблиця 1.

Геометричні характеристики об'єкта дослідження.

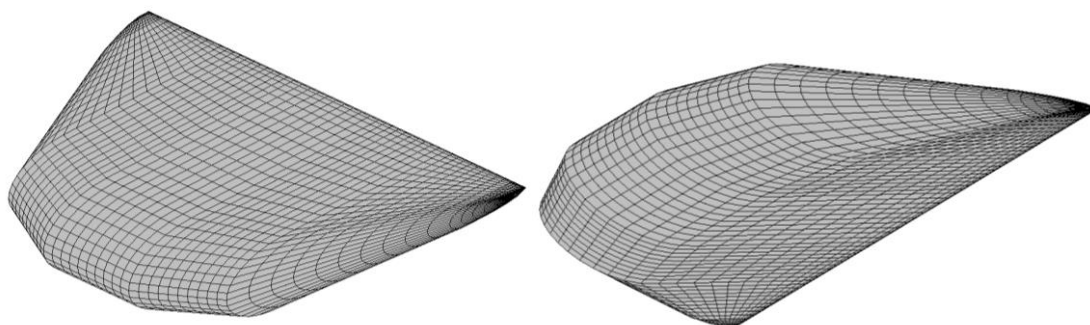
			Варіант 1	Варіант 2	Варіант 3
Площа	$S$	$\text{м}^2$	16,63	17,38	18,0166
Розмах	$l$	м	5,4	5,68	6,66
САХ	$b_{сах}$	м	3	3,06	2,7052
Подовження	$\lambda$		1,75	1,856	2,462

Зовнішній вигляд розрахункових моделей наведено на рис. 3. Геометричні характеристики розрахункових моделей відповідають табл. 1.

Варіант 1. Піраміда



Варіант 2. Літаюче крило



Варіант 3. Літаюче крило з КАП

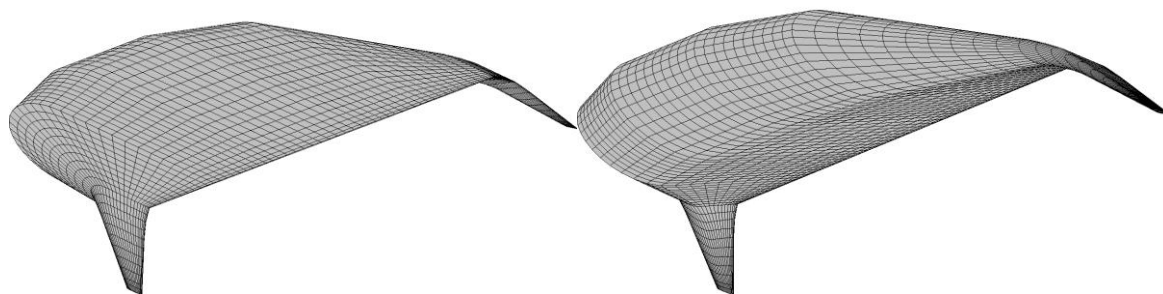


Рис. 3. Розрахункові моделі варіантів компонування плануючого контейнеру

## Результати дослідження

Нижче, на рис. 4 – рис. 6 наведені результати параметричного дослідження впливу варіантів компоновання плануючого контейнеру на несучі властивості, аеродинамічну досконалість та характеристики стійкості компоновання. Дослідження виконане для малих дозвукових швидкостей польоту у стандартній атмосфері, які характеризуються значеннями  $M = 0,1$ ;  $Re = 10 \cdot 10^6$ .

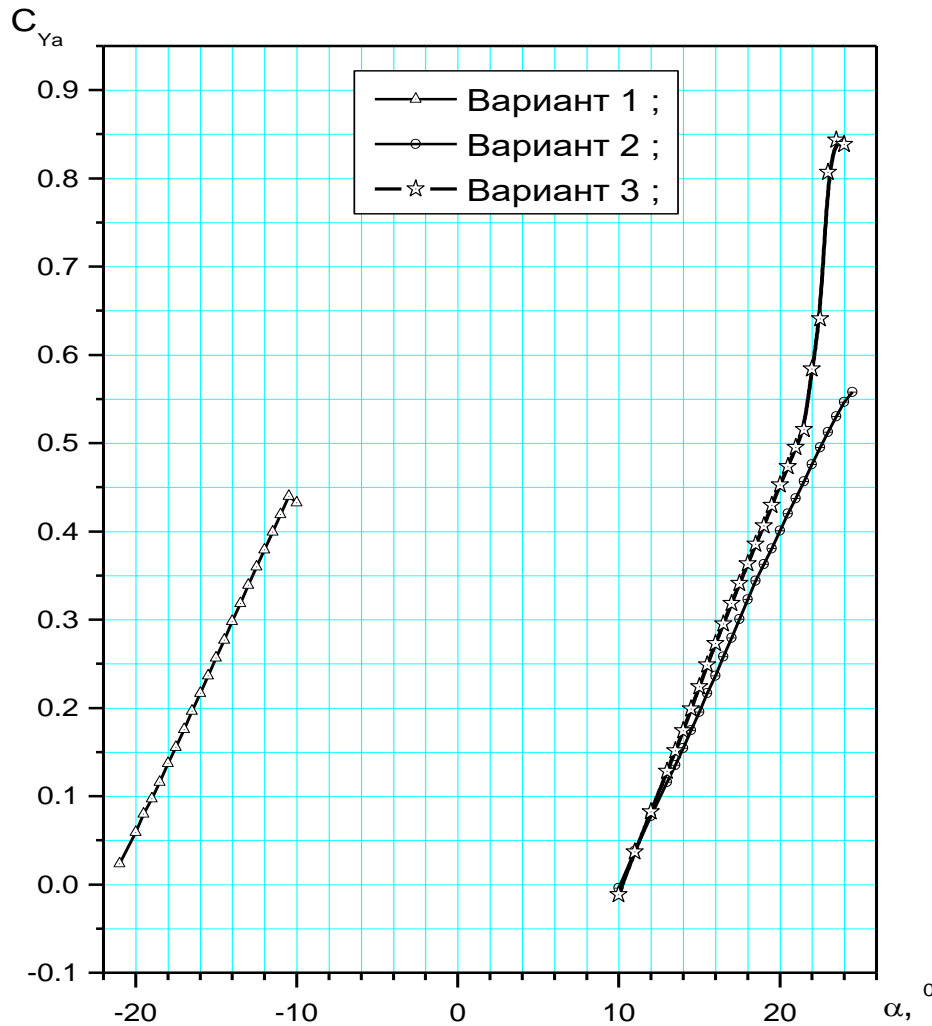


Рис. 4. Залежності  $C_{Ya} = f(\alpha)$ . Варіанти компоновання

Залежності аеродинамічної досконаліості  $K$  від коефіцієнту підйомної сили  $C_{Ya}$  для різних варіантів компоновання плануючого транспортного контейнеру наведені нижче на рис. 5 :

Залежності характеристик стійкості  $m_z = f(C_{Ya})$  для різних варіантів компоновання плануючого транспортного контейнеру наведені нижче на рис. 6:



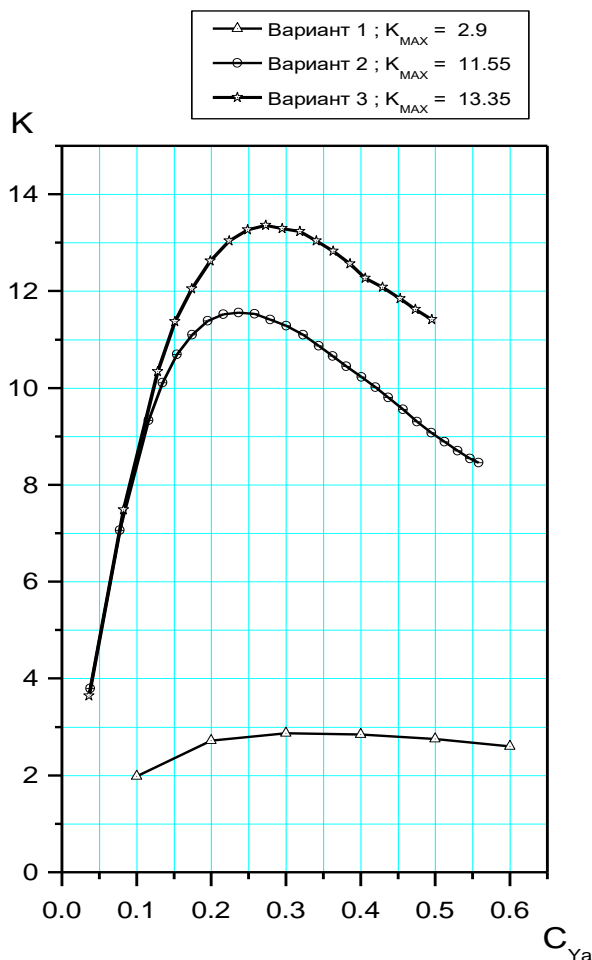


Рис. 5. Залежності аеродинамічної досконалості  $K = f(C_{Ya})$ .  
Варіанти компоновання

Як походить з порівняння наведених на рис. 4 – рис. 6 результатів математичного моделювання обтікання варіантів компоновання плануючого транспортного контейнеру, самим неприйнятним для застосування у компоновці плануючого транспортного контейнеру є варіант №1, оскільки у цьому випадку не виконуються вимоги до критеріїв, наведених вище.

Найбільш прийнятним для вирішення поставленої задачі є компоновання варіанта №3. Лише для цього варіанту компоновання спостерігається виконання умови стійкості  $m_z^{C_{Ya}} < 0$ . Також, слід зазначити, що саме варіант №3 має саме більше значення максимальної аеродинамічної досконалості  $K$ , але значення балансувального коефіцієнту підйомної сили  $C_{Ya}$  бал не відповідає значенню  $K_{MAX}$ .

Оскільки характеристики стійкості, наведені на рис. 5 приведені до положення центру ваги  $X_T = 0,25 \cdot b$ , у подальшому було досліджено вплив положення центру ваги на характеристики стійкості варіанту 3 компоновання.

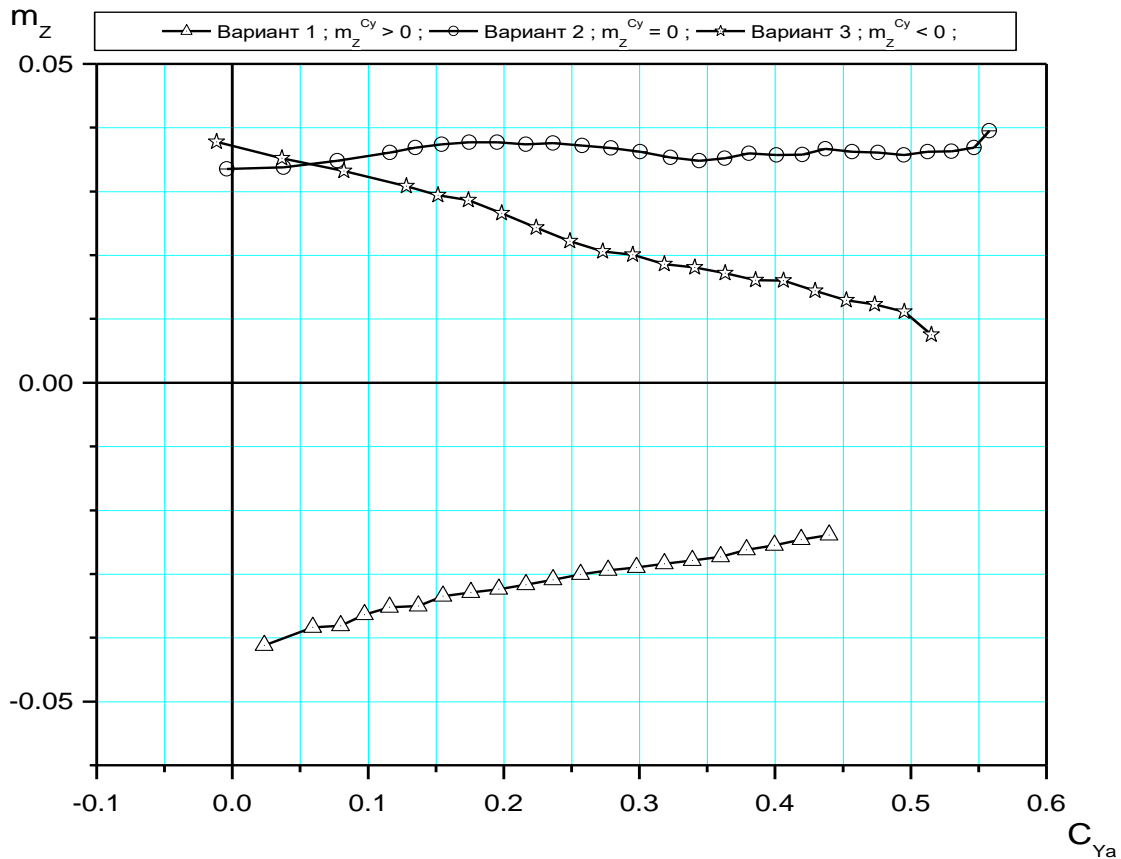


Рис. 6. Залежності характеристик сталості  $m_z = f(C_{Ya})$ . Варіанти компоновання

На рис. 7 наведені характеристики стійкості компоновання варіанту 3 у вигляді залежностей коефіцієнту повздовжнього моменту від коефіцієнту підйомної сили  $m_z = f(C_{Ya})$  для різних положень центру ваги контейнеру. Залежність балансувального значення коефіцієнту підйомної сили від положення центру ваги  $C_{YaBAL} = f(X_T)$  наведена на рис. 8. Залежність аеродинамічної досконалості від коефіцієнту підйомної сили  $K = f(C_{Ya})$  для обраного варіанту компоновання наведена на рис. 9.

Як походить із рис. 8 та рис. 9, автоматичне балансування плануючого транспортного контейнеру, виконаного за варіантом № 3 компоновання, відбувається для положення центру ваги  $X_T = 0,168 \cdot b$  на режимі максимальної аеродинамічної досконалості  $K_{MAX} = 13,35$  у разі значення  $C_{YaBAL} = 0,275$ .

Для формування геометричних розмірів компоновання плануючого транспортного контейнеру необхідно визначити залежність сталої швидкості планування  $V_{BAL}$  (3) від навантаження на крило  $G/S$ . Залежність  $V_{BAL} = f(G/S)$  наведена на рис. 10:

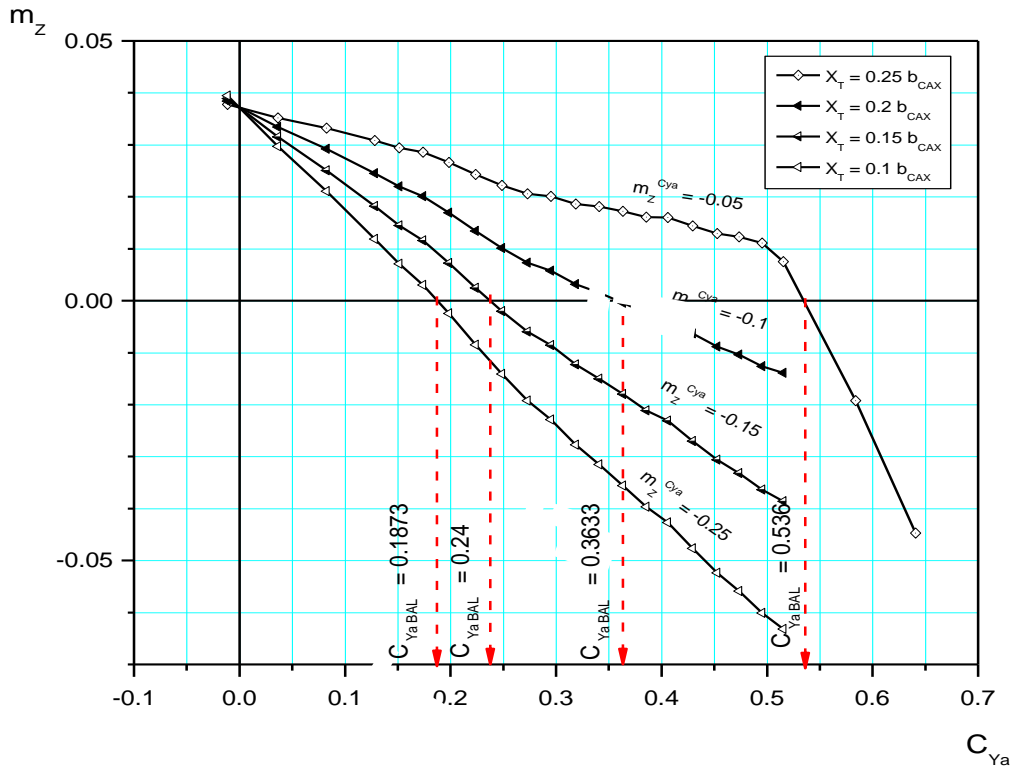


Рис. 7. Залежності характеристик сталості  $m_z = f(C_{Ya}, X_T)$ .  
Варіант №3

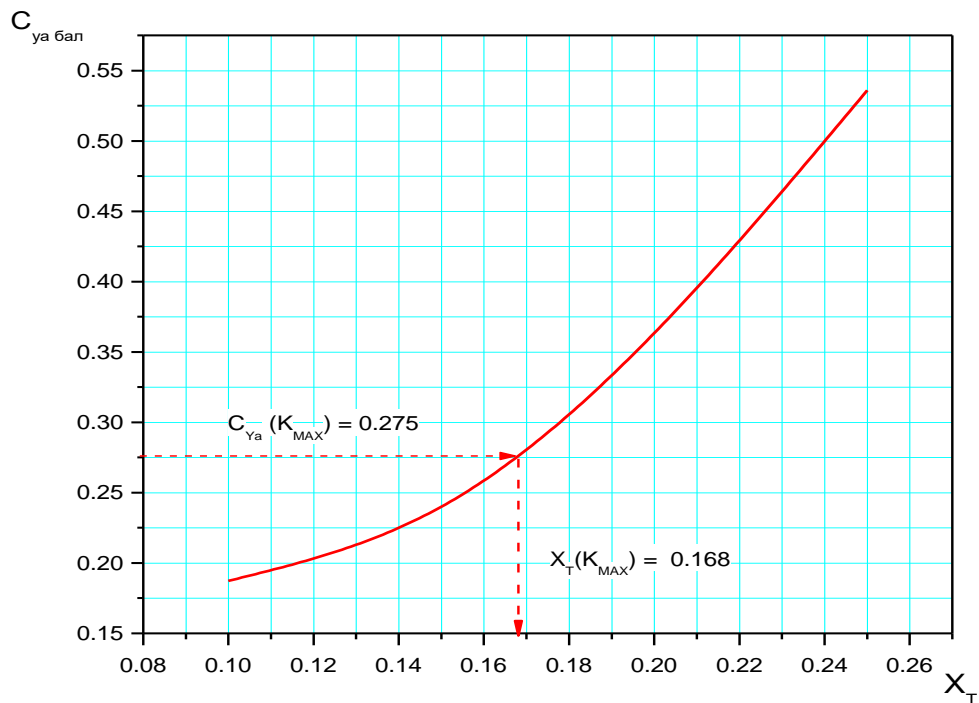


Рис. 8. Залежність балансувального значення коефіцієнту підйомної сили від положення центру ваги  $C_{YaBAL} = f(X_T)$ .  
Варіант №3

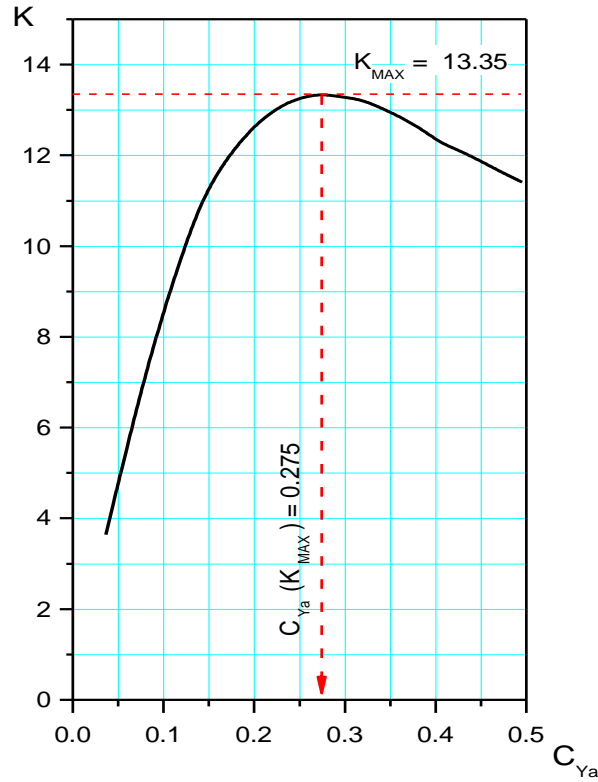


Рис. 9. Залежності аеродинамічної досконалості  $K = f(C_{Ya})$ .  
Варіант №3

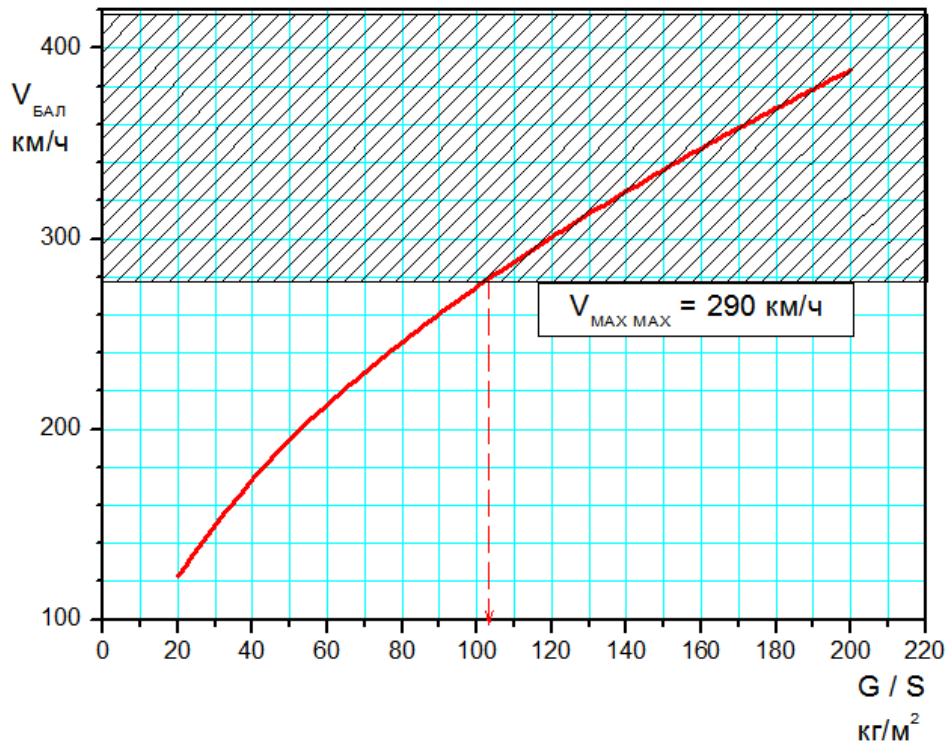


Рис. 10. Залежність сталої швидкості планування  $V_{BAL} = f(G/S)$ .  
Варіант №3.  $K = K_{MAX}$

Наведене на рис. 10 значення  $V_{\text{MAX}} = 290$  км/год відповідає максимальній експлуатаційній швидкості для типової рятувальної парашутної системи [14]. Із аналізу залежності балансувальної швидкості походить, що максимальне навантаження на крило плануючого транспортного контейнеру становить  $G/S = 100$  кг/м<sup>2</sup>.

### Висновки

1. За результатами математичного моделювання аеродинамічних характеристик встановлено, що найбільш придатним для компонування плануючого транспортного контейнеру є схема «літаюче крило». Спрощена схема пірамідального типу (технологічно простий варіант № 1 ) для компонування плануючого транспортного контейнеру є неприйнятною через невиконання вимог до стійкості та максимальної аеродинамічної досконалості, у першу чергу через наявність розвиненого відриву потоку із задньої крайки;
2. Геометрія плануючого контейнеру схеми «літаюче крило» компонується технологічними профілями що складається з еліпсу та прямих ліній;
3. Застосування в компоновці плануючого контейнеру кінцевих аеродинамічних поверхонь (КАП) дозволяє суттєво збільшити максимальне значення  $K_{\text{MAX}}$  та забезпечити виконання умови стійкості  $m_z^{C_{ya}} < 0$ ;
4. Застосування в компоновці КАП також сприяє збільшенню максимальних несучих властивостей крила через сприятливий вплив на кінцевий аеродинамічний вихор крила;
5. Реалізація автоматичного балансування плануючого контейнеру на режимі планування із максимальним значенням  $K_{\text{MAX}}$  можлива шляхом забезпечення положення центру ваги в положенні  $X_T = 0,168 \cdot b$ ;
6. Зміна положення центру ваги плануючого контейнеру в межах  $X_T = 0,1 \cdot b \dots 0,25 \cdot b$  дозволяє регулювати швидкість планування в межах  $\pm 40\% V_{\text{BAL}}$ .

### Список використаної літератури

1. <https://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/75404/>
2. [https://ohranatruda.ru/ot\\_biblio/norma/390482/](https://ohranatruda.ru/ot_biblio/norma/390482/)
3. Куянов А. Ю. Регрессионная модель динамики точности десантирования парашютных грузовых систем западных стран. Збірник наукових праць Харківського університету повітряних сил. 2011 р. вип. 3 (29). Стр. 9 – 14.

4. <https://cyberleninka.ru/article/n/zadacha-pritselivaniya-pri-parashyutnom-desantirovanii-gruzov>
5. <http://readings.gmik.ru/lecture/1998-PUTI-I-SREDSTVA-POVISHENIYA-TOCHNOSTI-DESANTIROVANIYA-GRUZOV>
6. *Лобанов Н. А.* Основы расчета и конструирования парашютов. М. Машиностроение. 1965 г.
7. Исследование парашютов и дельтапаланов на ЭВМ. Под ред. д.т.н. С. М. Белоцерковского. М. Машиностроение. 1987 г.
8. <http://robotrends.ru/robopedia/dostavka-bespilotnikami-gruzov>
9. <https://lemarbet.com/razvitie-internet-magazina/dostavka-dronami/>
10. <https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/X-24/EC69-2358.html>
11. *Ударцев Е. П., Переверзев М. А., Ищенко С. А.* Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев. 1998 г.
12. *Тайц М. А.* Теоретические основы методов определения в полете летных характеристик самолетов. Применение теории подобия. М. Машиностроение 1983 г.
13. *Глушков Н. Н., Инешин Ю. Л., Свириденко Ю. Н.* Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов, Ученые записки ЦАГИ, т. XX, N1, 1989 г. 18 с.
14. <http://www.aeroshop.eu/ru/magnum-601-s-lsa.html>