

УДК 533.6.013.686

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771452023296677>

**О. В. Коваленко**<sup>1</sup>, *PhD студент*

**ВЗАЄМНИЙ ВПЛИВ ПЛАНУЮЧОГО КОНТЕЙНЕРА ТА ЛІТАКА  
НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ У ПРОЦЕСІ  
ВІДОКРЕМЛЕННЯ**

**Ua**

У роботі розглянуто ринок вантажних планерів у світі. Взявши до уваги результати досліджень аналогів, спроектовано власний плануючий контей-

---

<sup>1</sup> *КПІ ім. Ігоря Сікорського*

нер для доставки вантажів у важкодоступні місця. Здійснено розрахунок аеродинамічних характеристик системи з декількох літальних апаратів: літака-носія та плануючих контейнерів в польоті і в процесі відокремлення планера. Прототипом літака-носія став український літак ANG-01.

На основі отриманих результатів проаналізовано чи можливе безпечне розділення літальних апаратів. Усі розрахунки зроблені в програмному забезпеченні ANSYS, заснованому на розв'язанні системи рівнянь Нав'є-Стокса за допомогою методу скінчених елементів.



The paper examines the market of cargo gliders in the world. Taking into account the results of studies of analogues, a planning container was designed for the delivery of goods to hard-to-reach places.. The calculation of the aerodynamic characteristics of the system of several aircraft was carried out: the launch aircraft and the gliding containers in flight and in the process of separating the glider. The prototype of the launch aircraft was the Ukrainian aircraft ANG-01.

Based on the obtained results, it was analyzed whether it is possible to safely separate the aircrafts. All calculations are made in ANSYS software, based on the solution of the system of Navier-Stokes equations using the finite element method.

## Вступ

Стрімкий розвиток безпілотних літальних апаратів у світі перш за все має на меті максимально зменшити ризики для життя людини. Під час надзвичайних ситуацій гостро постає питання доставки різноманітних вантажів у важкодоступні місця (у разі аварій, надзвичайних ситуацій техногенного або природного характеру тощо) не ризикуючи життям пілотів.

Плануючі вантажні контейнери, які розглядаються у даній роботі, запускаються із літака-носія на відстані від зони приземлення, тому не наражають літальний апарат (ЛА) на небезпеку і не потребують повернення. Вони виготовлені із найпростіших матеріалів, можуть бути легко виготовлені у великій кількості за короткий проміжок часу, легко збираються за допомогою підручних інструментів, недорогі, малопомітні і не видають місце запуску, можуть мати недорогі датчики для місій спостереження та розвідки. В дослідженні буде розглянуто запуск плануючих контейнерів з-під крила літака, прототипом якого є український літак ANG-01 компанії «АНГ «ПАТРІОТ-Україна». Такий літак має невеликі розміри, відносно малу витрату палива, механічно витривалий і простий у обслуговуванні та може злітати з дорожнього покриття або з ґрунту [1], [2].

## Постановка задачі

Метою дослідження є аеродинамічні характеристики літального апарату у процесі сепарації літальних апаратів та умов безпечного відокремлення контейнера.

**Метод визначення аеродинамічних характеристик**

У процесі моделювання використано систему рівнянь Нав'є-Стокса для в'язких течій. Для проведення розрахунків методом скінчених елементів використано програмне забезпечення ANSYS.

Розглянуто та враховано досвід льотних випробувань компаній *Logistic Gliders* та *Yates Electrospace Corporation (YEC)* із розробки планерів *LG-1K* та *Silent Arrow*, які є прямими прототипами плануючого контейнера, який розглядається у статтях [3], [4], [5]. Найбільш вагомими матеріалами за цією тематикою викладені у [6], [7], [8].

**Планування експерименту**

Для плануючого контейнера було обрано нормальну аеродинамічну схему із розташуванням крила у верхній частині фюзеляжу. Для полегшення конструювання і зменшення маси планера крило розділено на 2 секції, а фюзеляж доповнює розмах. Для збільшення жорсткості крила додано підкоси, що зменшать максимальне значення згинального моменту. Крило має прямокутну форму в плані, профіль крила симетричний – *NACA 0009*. Кут атаки крила на планері  $\alpha = 6^\circ$ . На вигляді спереду крило має додатній кут поперечного  $V \psi = 1^\circ$ . Для спрощення виготовлення і перевезення фюзеляж має прямокутну форму перетину.

Горизонтальне оперення розташоване наприкінці фюзеляжу і складається із стабілізатора і керма висоти. Вертикальне оперення рознесене на кінці горизонтального і для полегшення виготовлення використано прямокутний лист фанери [9].

Матеріалом для виготовлення фюзеляжу та оперення планера обрано фанеру, яка стійка до деформацій, температурних перепадів та вологи. Для інших конструктивних елементів можна використовувати бамбук [10]. Для з'єднання деталей із такого матеріалу між собою використовуються клеї, смоли, цвяхи або саморізи. Для посилення планера, лонжерону, а також для підкосів використано алюмінієві сплави.

Розрахувавши необхідну площу крила на основі даних про вихідну масу контейнера і враховуючи геометрію літака-носія визначено основні геометричні розміри плануючого контейнера, виконано розрахунок масового зведення і центрування, яке буде використовуватися для розрахунку аеродинамічних характеристик. Після їх знаходження центрування перераховане на таке, що забезпечує стійкість планера.

Для наочності вантажний відсік спроектованого контейнера вміщуватиме приблизно 85 індивідуальних аптечок розміром  $20 \times 15 \times 8$ .

Додатково проведено визначення аеродинамічних характеристик плануючого контейнера із профільованим горизонтальним оперенням і не-профільованим. Для профільованого оперення було обрано профіль

НАСА 0006, а в іншій моделі контейнера, у якості горизонтального оперення, використовується листок фанери такої товщини, щоб маса моделей була однаковою. Різниця отриманих даних не перевищує 4%. Отже, економічно недоцільно конструювати профільоване оперення.

Побудовано 3D модель плануючого контейнера із розкритими і складеними крилами (рис. 1).

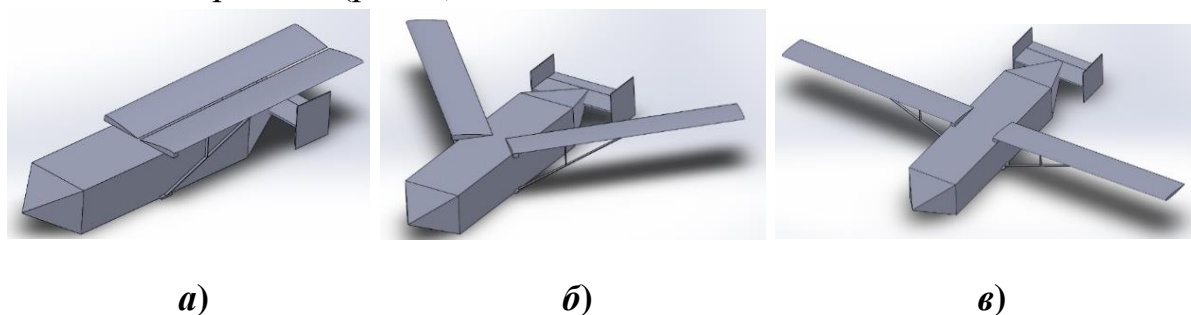


Рис. 1. 3D модель плануючого контейнера а) складені крила; б) розкладені крила на  $45^\circ$ ; в) розкладені крила на  $90^\circ$

Механізм системи підвіски не розглядається у роботі і зображений на моделях у спрощеному вигляді. Однією із умов такої підвіски буде система, яка після відділення планера триматиме його крила складеними, доки планер не опуститься на певну відстань.

Для проведення дослідження створено моделі у декількох конфігураціях:

- модель літака-носія із системою підвіски;
- модель літака-носія із одним плануючим контейнером;
- модель літака-носія із двома плануючими контейнерами;
- модель літака-носія із плануючим контейнером у процесі відокремлення на відстані 50 мм від підвіски крила;
- модель літака-носія із плануючим контейнером у процесі відокремлення на відстані 160 мм від підвіски крила (рис. 2).

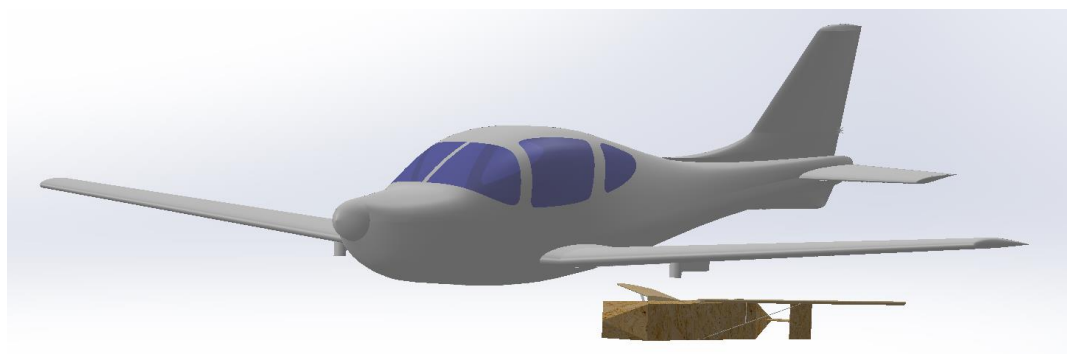


Рис. 2. Модель літака-носія із плануючим контейнером у процесі відокремлення на відстані 160 мм

Для усіх моделей створено сітки і проведено розрахунок для швидкостей 95,8 м/с, 50 м/с та 30 м/с, кутів атаки  $-3^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $3^\circ$  для плануючого контейнера та  $0^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $6^\circ$  для системи літака-носія із планерами.

### Аналіз отриманих результатів моделювання

Для кожного режиму польоту визначено кути балансування. Для злітної маси планера 150 кг на висоті 7 км і швидкості 98,5 м/с отримано такі значення:

$$\alpha_{\text{бал}} = 5,1^\circ; \delta_{\text{бал}} = -0,5^\circ.$$

За таких умов підйомна сила плануючого контейнера становить:  $Y = 1721 \text{ Н}$ .

Графік розрахованої аеродинамічної якості плануючого контейнера наведено на рис. 3.

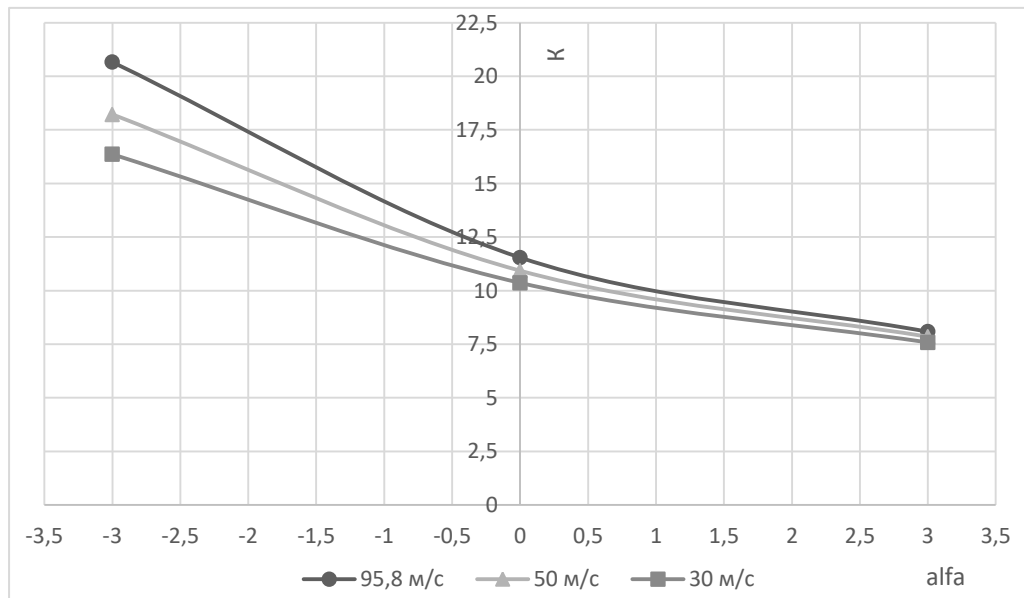


Рис. 3. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки плануючого контейнера

Залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для системи із двох ЛА, трьох ЛА і літака-носія із системою підвіски зображено на рис. 4.

Залежності коефіцієнта лобового опору від кута атаки для системи із двох ЛА, трьох ЛА та літака-носія із системою підвіски зображено на рис. 5.

Залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили системи із двох ЛА, трьох ЛА та літака-носія із системою підвіски на швидкості 95,8 м/с наведено на рис. 6.

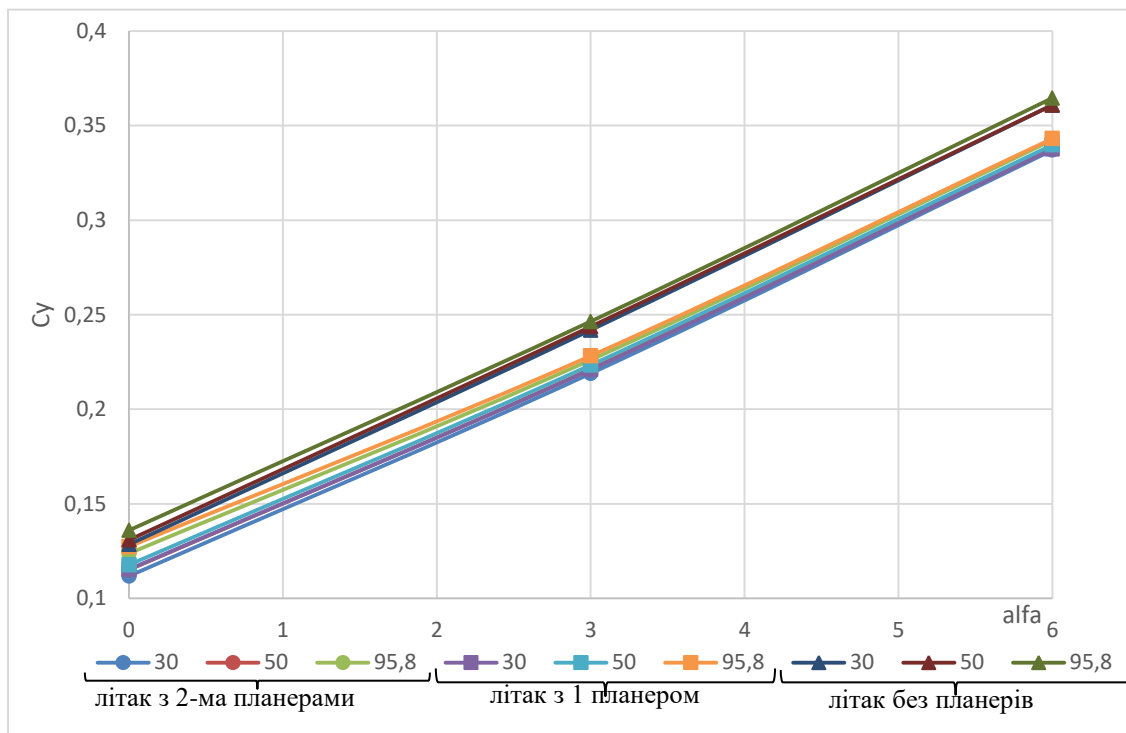


Рис. 4. Графік залежності коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

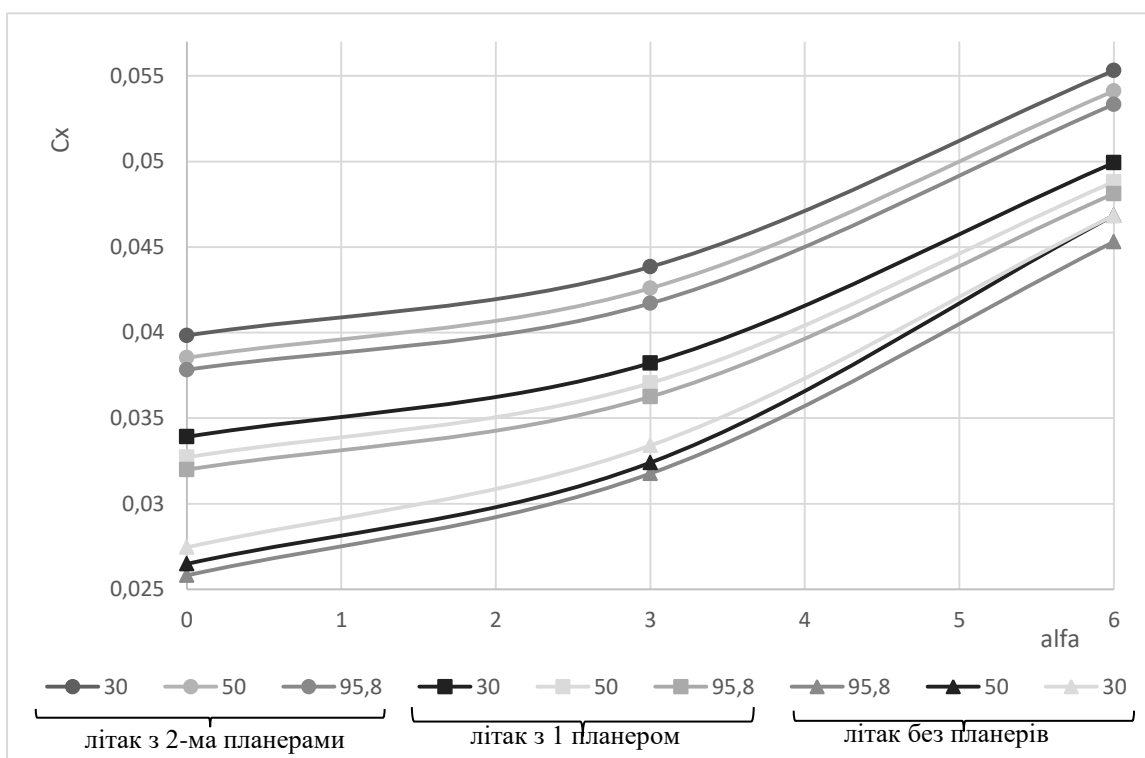


Рис. 5. Графік залежності коефіцієнта опору від кута атаки

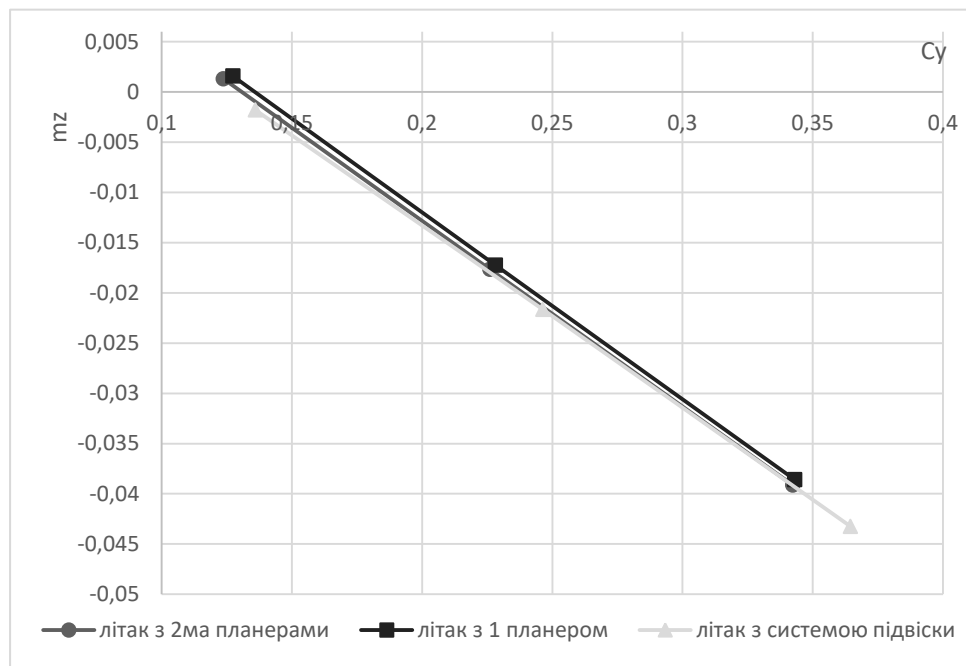


Рис. 6. Графік залежності коефіцієнта поздовжнього моменту від коефіцієнта підйомної сили на швидкості 95,8 м/с

Після відділення одного контейнера з-під крила літака-носія створюється збурюючий момент по рисканню та менш виражений момент крену. За допомогою відхилень керма напрямку та елеронів літак-носії легко компенсує моменти та відновить рівновагу.

Зменшення коефіцієнта підйомної сили ЛА із прикріпленим одним планером і двома планерами наведено у табл. 1.

Таблиця 1.

Відсоток зменшення  $C_y$  із прикріпленими планерами

	Швидкість					
	літак несе 1 планер			літак несе 2 планери		
	30 м/с	50 м/с	95,8 м/с	30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
<b>Кут атаки 0</b>	10,26%	10,01%	12,99%	12,99%	12,03%	8,99%
<b>Кут атаки 3</b>	8,64%	8,34%	9,48%	9,48%	9,18%	8,25%
<b>Кут атаки 6</b>	6,43%	5,85%	6,61%	6,61%	6,03%	6,09%

Коефіцієнт підйомної сили літака-носія на куті атаки  $6^\circ$  і швидкості 95,8 м/с зменшується приблизно на 6% із одним із обома плануєчими контейнерами, а коефіцієнт опору із одним планером збільшується на 5%, а з двома на 15%, аеродинамічна якість літака із планерами зі збільшенням кута атаки росте.

**П р и л а д и т а м е т о д и к о н т р о л ю**

Зміна коефіцієнта підйомної сили літака-носія при віддаленні плануючого контейнера на відстані 50 мм від системи підвіски на крилі літака-носія наведено у табл. 2.

**Таблиця 2.**

Відсоток зменшення  $C_u$  літака-носія у разі відділення планера на 5 см від системи підвіски на крилі

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	<b>0</b>	2,41%	2,33%	1,57%
	<b>3</b>	2,17%	1,94%	1,82%
	<b>6</b>	1,58%	1,54%	1,56%

Під час віддалення планера на відстань 5 см від системи підвіски крила літака-носія, коефіцієнт підйомної сили літака у діапазоні швидкостей 50 - 95,8 м/с зменшується на 1,5% – 2,4%.

Збільшення показника коефіцієнта підйомної сили плануючого контейнера у складному вигляді під крилом літака-носія відносно показників коефіцієнта підйомної сили ізольованого плануючого контейнера представлено в табл. 3.

**Таблиця 3.**

Відсоток збільшення  $C_u$  складеного планера під крилом літака

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	<b>0</b>	66,19%	65,93%	78,06%
	<b>3</b>	39,92%	41,19%	47,59%
	<b>6</b>	38,23%	42,48%	41,30%

Зменшення показника коефіцієнта опору плануючого контейнера у складному вигляді під крилом літака-носія відносно показників коефіцієнта опору ізольованого плануючого контейнера представлено у табл. 4.

**Таблиця 4.**

Відсоток зменшення  $C_x$  складеного планера під крилом літака

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	<b>0</b>	85,88%	86,10%	86,17%
	<b>3</b>	89,69%	89,85%	90,03%
	<b>6</b>	93,15%	95,53%	93,51%

Встановлено, що під крилом коефіцієнт підйомної сили планера зростає, але залишається від'ємним і у разі відділення від літака-носія до мо-



менту розгортання крил плануючий контейнер буде безпечно віддалятися від крила літака-носія. Чим далі віддалятимуться два ЛА один від одного тим менше ставатиме їх вплив один на одного.

У разі віддалення планера на 160 мм, тобто на таку відстань, щоб літак-носії не заважав розкрити крила, вплив плануючого контейнера на характеристики літака-носія і вплив літака-носія на плануючий контейнер із розгорнутими крилами на  $45^\circ$  і на  $90^\circ$  набагато менше одного відсотка і можна вважати, що від відстані 160 мм і більше впливу один на одного два ЛА не створюють.

Визначено зміну дальності польоту літака-носія із двома плануючими контейнерами за рівнянням Бреге для гвинтових літаків [11].

Відношення дальності польоту літака без модифікацій до дальності польоту літака-носія з двома плануючими контейнерами представлено у табл. 5.

Таблиця 5.

Вплив контейнерів на дальність польоту літака

		Швидкість		
		30 м/с	50 м/с	95,8 м/с
Кут атаки	0	2,90	2,92	2,93
	3	1,75	1,77	1,77
	6	1,34	1,34	1,34

Дальність польоту літака-носія із двома контейнерами на кутах атаки  $0^\circ$  зменшується майже у 3 рази, а на куті атаки  $6^\circ$  у 1,3 рази.

За допомогою засобів візуалізації проведено аналіз розподілу тиску по корпусу ЛА, лінії течії, ізометрію зміни обтікання, як плануючого контейнера окремо, так і літака-носія разом із плануючими контейнерами. На рис. 7 представлено лінії течії у площині симетрії планера системи із двох літальних апаратів. На рис. 8 зображено лінії течії у разі відділення планера на 160 мм від літака-носія. На рис. 9 представлено порівняння розподілу тиску по корпусу літака-носія коли плануючий контейнер прикріплений у складеному вигляді під крилом літака-носія і у процесі відділення від крила на відстані 160 мм від системи підвіски.

## Висновки

Визначено і проаналізовано аеродинамічні характеристики ЛА окремо один від одного, у системі із двох і трьох ЛА у різних польотних конфігураціях та у процесі відокремлення. Зокрема, коефіцієнт підйомної сили літака-носія із двома плануючими контейнерами на куті атаки  $6^\circ$  і швидкості 95,8 м/с зменшується на 6%, а коефіцієнт опору збільшується на 15%.

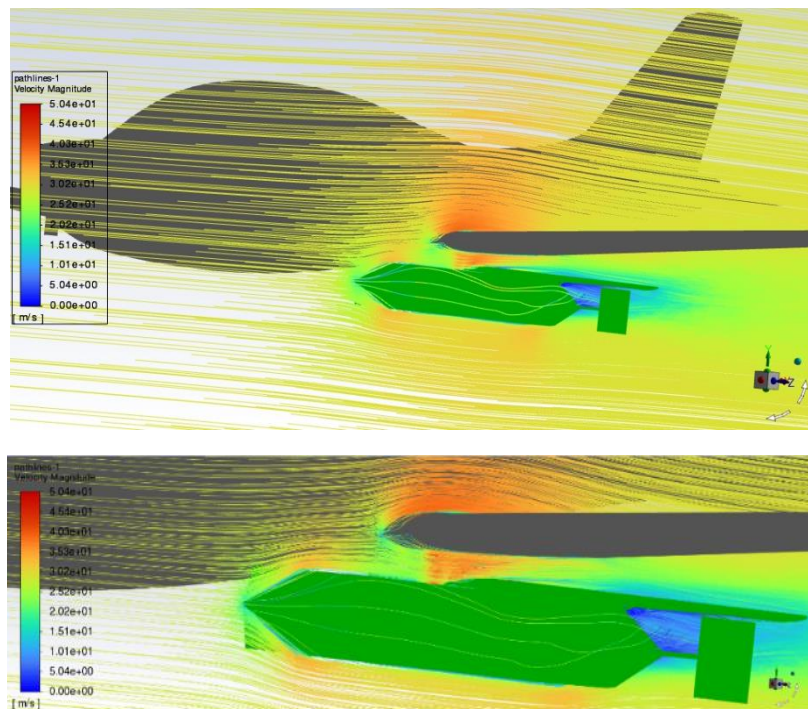


Рис. 7. Лінії течії у площині симетрії планера

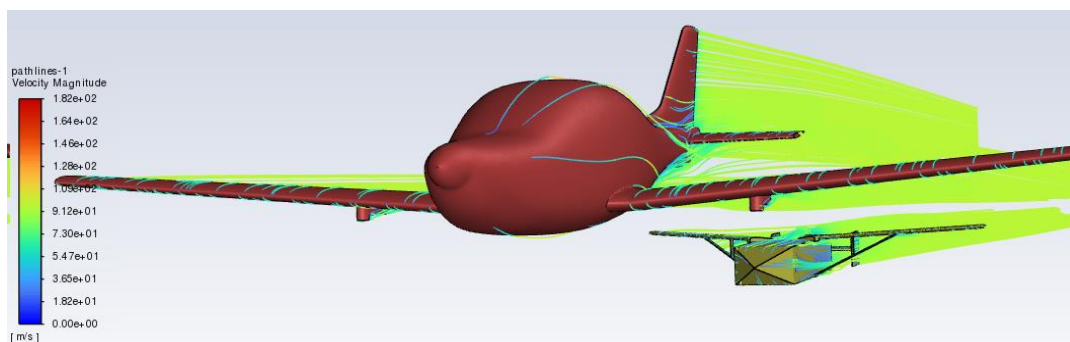


Рис. 8. Лінії течії у разі відділення планера на 160 мм від літака-носія

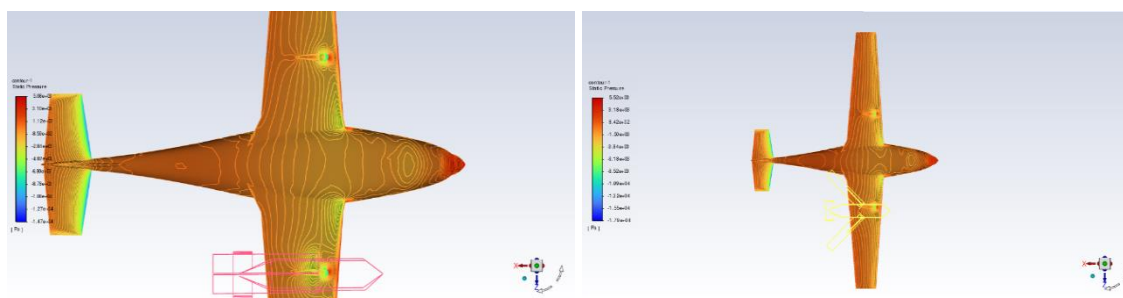


Рис. 9. Розподіл тиску по корпусу ЛА із різними конфігураціями плануючого контейнера під крилом літака-носія

Встановлено, що під крилом коефіцієнт підйомної сили планера зі складеними крилами від'ємний і на відстань 160 мм від крила літака-носія, за якої контейнер може безперешкодно розгорнути крила, відсутній взаємний вплив двох літальних апаратів і така відстань є безпечною для відокремлення. Дальність польоту літака-носія з двома контейнерами на кутах атаки  $0^\circ - 6^\circ$  зменшується у 1,3 - 3 рази відповідно.

На основі отриманих даних можна здійснювати вдосконалення конструкції плануючого контейнера, проводити додаткові аеродинамічні дослідження впливу планерів на керованість літака-носія та додаткові розрахунки динаміки польоту системи літака-носія та плануючого контейнера.

### Список використаної літератури

1. ANG Patriot UA [Електронний ресурс] / Офіційний сайт – Режим доступу до ресурсу: <https://angpatriotua.com/ua> (дата звернення: 10.12.2022).
2. Selection of a Carrier Aircraft and a Launch Method for Air Launching Space Vehicles / Marti Sarigul-Klijn, Ph.D, Nesrin Sarigul-Klijn, Ph.D, Gary C. Hudson etc.]. // SPACE Conference & Exposition. – 2008. – P. 12.
3. Marti M. Sarigul-Klijn, Ph.D. Technology Demonstration of a 1-ton Single Use Disposable Glider / Marti M. Sarigul-Klijn, Ph.D, Maurice P. Gionfriddo, Nesrin Sarigul-Klijn, Ph.D. // SciTech Forum. – 2019. – №7. – P. 9.
4. Military resupply and humanitarian relief [Електронний ресурс] / Офіційний сайт Silent Arrow – Режим доступу до ресурсу: <https://silent-arrow.com/> (дата звернення: 10.12.2022).
5. Rebecca Jeffrey. Silent Arrow drone completes first overseas deployment [Електронний ресурс] / Rebecca Jeffrey // Air Cargo News. – 2022. – Режим доступу до ресурсу: <https://www.aircargonews.net/airlines/drones/silent-arrow-drone-completes-first-overseas-deployment/>. (дата звернення: 20.12.2022)/
6. Демидов М. М. Вплив компонування транспортного контейнера на аеродинамічні характеристики безпілотного літака-носія / М. М. Демидов, Д. М. Зінченко. // Механіка гіроскопічних систем. – 2019. – №38. с. 111-124. DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771382019203017>.
7. Седневець О. В. Дослідження впливу інтерференції системи з двох несучих поверхонь на її нестационарні аеродинамічні характеристики / О. В. Седневець, Д. М. Зінченко. // X Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки». – 2015. – С. 124–131.
8. Литвиненко Ф. В. Балансування транспортного БПЛА в процесі десантування вантажу / Ф. В. Литвиненко, Г. А. Вірченко, Д. М. Зінченко. // Інформаційні системи, механіка та керування. –

- 2019.– № 21. – p. 86-92. DOI: <https://doi.org/10.20535/2219-3804212019183552>
9. *Houghton E. L.* Aerodynamics for Engineering Students / E. L. Houghton, P. W. Carpenter., 2003. – 614 p.
  10. Physical-mechanical properties of laminated bamboo panels / Fernando Rusch, Rômulo Trevisan, Éverton Hillig, Erick Chagas Mustefaga. – 2019.
  11. *E. Torenbeek.* Synthesis of Subsonic Airplane Design / E. Torenbeek., 1976. –648 p.