

УДК 533.695.14

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771382019203017>

М. М. Демидов¹, бакалавр, Д. М. Зінченко², к.т.н., доцент

ВПЛИВ КОМПОНУВАННЯ ТРАНСПОРТНОГО КОНТЕЙНЕРУ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАКА-НОСІЯ

En

The study is devoted to the use of a landing glider. The classic way of landing is by plane, which lands the landing glider at the point of separation using a rope of a certain length. The dissertation proposes the concept of an unmanned aerial vehicle consisting of an unmanned aerial vehicle and an unmanned aerial transport container, which, during take-off and horizontal flight to the point of separation, make up one whole aircraft. All the necessary parameters of the delivery and delivery system, Viconano viglyadi.

Using the methods of computational aerodynamics (panel-vortex method), the influence of different variants of layout of the transport container on the value of

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

aerodynamic excellence was simulated K_{BAL} , lift coefficient $C_{y_{a\,bal}}$, the maximum range criterion $K/\sqrt{C_{y_a}}$ and sustainability $m_z^{C_{y_a}}$ carrier-container system.

The aerodynamic layout of the unmanned carrier allows for a sufficiently high level of flight performance:

- the maximum value of aerodynamic excellence $K_{MAX} = 18,7$;
- unmanned vehicle balancing happens automatically at the angle of attack, which corresponds to the maximum value of aerodynamic excellence K_{MAX} ;
- the level of static stability of unmanned carrier layout is $m_z^{C_{y_a}} = -0,33$, which meets the requirements of airworthiness standards;
- the maximum load-carrying properties of the carrier aircraft in the balanced state are characterized by value $C_{y_{a_MAX_BAL}} = 1,6$.

Ru

Выполнено моделирование методами вычислительной аэродинамики (панельно-вихревой метод) обтекания расчетных моделей самолета-носителя и беспилотного контейнера-планера. Полученные аэродинамические характеристики, осуществлен анализ максимального значения критерия максимальной дальности и аэродинамического совершенства. Проведена оценка схем компоновки, обоснованная целесообразна конфигурация носителя и контейнера.

Вступ

Наявність транспортної системи завжди є ознакою розвиненої цивілізації. Перелік задач, що вирішує транспортна система, напряму залежить від характеристик транспортних засобів. Є наочним фактом, що кількість перевезень людей у світі значно зросла із появою комерційної авіації. Сформувався чітко означений клас літальних апаратів, що оптимізовані для вирішення задач перевезення людей і вантажів, та, відповідно, визначився певний сектор світового ринку авіаційних перевезень. Одночасно спеціалізовані транспортні літаки почали застосовуватись для перевезення військових вантажів, їх десантування – тобто вирішення специфічних військових транспортних задач. У подальшому специфіка застосування літаків у військовому напрямку сформувала окремий клас повітряних транспортних засобів – військово-транспортну авіацію (ВТА).

Переважає більшість літальних апаратів, що застосовуються у ВТА, є літаками із швидкістю польоту, що не перевищує швидкість звуку. Застосування військово-транспортних літаків для вирішення задач постачання збройних сил набуло масовий характер під час локальних конфліктів у минулому сторіччі [1]. На сьогодні застосування ВТА у сучасних локальних конфліктах має так само значний об'єм, проте розвиненість систем протиповітряної оборони у супротивника створило суттєві обмеження для вирішення задач логістики, насамперед у зоні безпосередньо бойових дій. Втрати ВТА СРСР у Афганістані або транспортних літаків країн *NATO* у

інших локальних конфліктах є характерним прикладом ефективності портативних засобів ППО.

Проте потреба у негайному постачанні корисного навантаження існує не тільки для військового напрямку діяльності транспортної авіації. На сьогодні є актуальним надання невідкладної медичної допомоги у зонах природних або техногенних катастроф, у місцях із відсутністю будь якої транспортної інфраструктури. Характерним прикладом є центральна Африка із вкрай небезпечною епідеміологічною ситуацією та неможливістю оперативно доставити засоби екстреної медицини у випадку раптового виникнення епідемії через просто відсутність доріг.

Одним із засобів вирішення задачі негайного постачання корисного навантаження у задану локацію є десантування вантажу із транспортного літака або вертольоту [2]. Проте необхідність знаходження транспортного повітряного судна безпосередньо над точкою скидання вантажу із парашутною системою значно збільшує ризик втрати повітряного судна разом із екіпажем від дії засобів ППО супротивника. Збільшення висоти скидання вантажу здатне суттєво вплинути на точність десантування через дію мінливих атмосферних факторів, зокрема сили та напрямку вітру, та можливі похибки або маневри транспортного літака-носія перед скиданням. Зазначені протиріччя цілком доречні і у разі застосування безпілотного транспортного літака, але у цьому випадку ще додається ймовірність помилки або перехоплення системи керування безпілотного літаком.

Особливості термінової доставки необхідного вантажу у локацію із можливістю активної протидії вирішенню транспортної задачі сформували концепцію, що досліджується, а саме: застосування транспортної системи, котра складається із літака-носія та транспортного контейнеру у вигляді планеру. Широке застосування планерів для доставки корисного навантаження у задану локацію мале місце під час другої світової війни, зокрема проведення операції *Overlord* – у першій день десантної операції було застосовано три тисячі п'ятсот транспортних (за тодішню класифікацію – десантних) планерів [3]. Загальна кількість збудованих і використаних десантних планерів як засобів транспортування вантажу у задану локацію всіма учасниками другої світової війни не підлягає точної оцінки та приблизно може бути визначена у кілька десятків тисяч екземплярів [4], що свідчить про високу ефективність цього транспортного засобу.

Застосування десантного планеру у класичний спосіб здійснюється за допомогою літака, що буксує десантний планер у точку роз'єднання із застосуванням тросу певної довжини. У заданій точці десантний планер відчіплюється від тросу і планує у точку приземлення. Власне зниження планеру після відчеплення не складає ніяких труднощів із точки зору пілотування, але самим складним та ризикованим є режим злету системи літак-планер та політ із планером на буксирі в умовах турбулентності. У практи-

ці сучасного спортивного планеризму режим злету за літаком на причепленому тросі вважається самим складним і ризикованим.

Запропонована концепція безпілотного комплексу, що складається із безпілотного літака-носія та безпілотного транспортного контейнеру-планеру, який під час злету і горизонтального польоту до точки роз'єднання складають один цілий літальний апарат. Подібні за компонуванням системи були створені у СРСР та Німеччині за часів другої світової війни та мали назву ЗВНО-СПБ [6] та «*Mistel*» [5]. Концепція застосування літака – носія для старту пілотованих або безпілотних літальних апаратів періодично застосовувалась для вирішення специфічних задач провідними розробниками авіаційної техніки: фірма *Lokheed* застосувала надзвуковий літак *SR-71* у якості носія безпілотного надзвукового літака *D-21 Drone* [7], фірма *Scaled Composites* розробила та успішно випробувала у польоті систему із повітряним стартом космічного ракетоплану *SpaceShipOne*, що базується на літаку – носії *White Knight* [8]. Проте у наведених прикладах концепція доставки корисного навантаження в задану локацію в прямому вигляді не застосовувалась через різні вимоги у технічному завданні на проектування.

Застосування у якості транспортного контейнеру безпілотного планеру із автоматичною системою керування дозволяє:

- Мінімізувати ризик втрати комплексу у процесі доставки вантажу у зоні безпосередніх бойових дій чи інших факторів впливу, оскільки роз'єднання транспортного контейнеру та носія відбувається на значно більшій відстані від заданої локації доставки вантажу, у порівнянні із доставкою за допомогою парашутних систем. Також слід зазначити, що транспортний контейнер-планер конструктивно виконаний із дешевих радіо прозорих матеріалів (деревина, склотканина, пластик тощо), є значно меншим за власними розмірами у порівнянні із класичним транспортним літаком, не містить елементів системи керування, що випромінюють радіохвилі в процесі доставки вантажу;
- Підвищити точність доставки вантажу у задану локацію, оскільки повітряна швидкість зниження контейнеру-планеру є набагато вищою за швидкість спускання вантажу на парашуті та вплив сили та напрямку вітру буде незначним та легко враховуватись алгоритмами системи керування планеру;
- В разі неможливості здійснення посадки контейнеру як планера за допомогою шасі, система доставки задіє парашутну систему на висоті, що відповідає вимогам гарантійного розкриття парашуту;
- Збільшення радіусу дії системи доставки, оскільки до радіусу дії системи носій-планер додається ще дистанція, яку транспортний контейнер-планер здатний здолати у процесі зниження.

Актуальність дослідження полягає у дослідженні впливу параметрів компонування системи доставки вантажу.

Нерозв'язаними задачами є визначення аеродинамічних та, відповідно, льотно-технічних характеристик системи до моменту роз'єднання носія і контейнеру, оскільки саме аеродинамічні характеристики системи уцілому визначають радіус дії такої системи та її ефективність.

Критерії ефективності

В дослідженні застосовані наступні основні критерії оцінки ефективності запропонованої концепції:

Максимальні несучі властивості компоновання, що характеризуються максимальним значенням коефіцієнту підйімальної сили компоновання у збалансованому стані $C_{Ya_MAX_bal}$, що визначає мінімально можливу швидкість горизонтального польоту – швидкість звалювання V_S [9]:

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m_{POL} \cdot \cos \theta}{\rho \cdot C_{Ya_MAX_bal} \cdot S}} \approx \sqrt{\frac{2 \cdot m_{POL}}{\rho \cdot C_{Ya_MAX_bal} \cdot S}}, \quad (1)$$

де m_{POL} – маса літального апарату;

S – характерна площа крила;

ρ – технічна густина повітря.

Швидкість збалансованого польоту V_{BAL}

Згідно [9] повітряна швидкість збалансованого польоту V_{BAL} літального апарату визначається як :

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

де C_{Yabal} – коефіцієнт підйомної сили компоновання у збалансованому стані ($m_Z = 0$).

Аеродинамічна досконалість K , що визначається рівнем аеродинамічної досконалості літального апарату K_{BAL} у збалансованому стані, що визначається згідно [9] як :

$$K_{BAL} = \frac{C_{YaBAL}}{C_{XaBAL}} = \frac{1}{\text{tg}(\vartheta)}, \quad (3)$$

де $C_{Xa\ bal}$ – коефіцієнт лобового опору літального апарату у збалансованому стані;

ϑ – кут нахилу траєкторії планування.

Критерій максимальної дальності $K/\sqrt{C_{Ya}}$

Згідно формули Бреге, що визначає дальність горизонтального польоту по прямій :

$$L = 3,6 \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{1}{c_p} \cdot K_{BAL} \cdot V_{BAL} \cdot \ln \frac{1}{1 - \xi_T}, \quad (4)$$

де $\xi_T = \frac{m_T}{m_0}$ – питома вага пального;

c_p – питома витрата пального;

$g = 9,81 \text{ м/с}^2$ – прискорення вільного падіння;

Максимум дальності польоту за формулою Бреге визначається максимумом добутку $K_{BAL} \cdot V_{BAL}$, або ж максимумом співвідношення $K/\sqrt{C_{Ya}}$ компонування у збалансованому стані.

Стійкість планування

Стійкість планування визначається значенням похідної коефіцієнту повздовжнього моменту m_z від коефіцієнту підймальної сили C_{Ya} :

$$m_z^{C_{Ya}} < 0. \quad (5)$$

Тому доцільно, щоби умова балансування $m_z = 0$ виконувалась для значення C_{Yabal} , що відповідатиме максимальному значенню аеродинамічної досконалості $(K_{BAL})_{MAX}$.

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

Постановка задачі

Із використанням методів обчислюваної аеродинаміки [10], [11] виконати моделювання впливу різних варіантів компонування транспортного контейнеру на значення аеродинамічної досконалості K_{BAL} , коефіцієнту підймальної сили C_{Yabal} , критерію максимальної дальності $K/\sqrt{C_{Ya}}$ та стійкості $m_z^{C_{Ya}}$ системи носій-контейнер.

Аналіз впливу параметрів компонування носія

Аналіз впливу параметрів компонування носія та контейнеру доцільно виконати в наступній послідовності:

– аеродинамічні характеристики крила;

- аеродинамічні характеристики основної несучої схеми (крило та фюзеляж);
- аеродинамічні характеристики повного компонування.

У дослідженні застосовуються наступні розрахункові моделі:

- розрахункова модель носія;
- розрахункові моделі варіантів транспортного контейнеру;
- розрахункові моделі варіантів компонування носій та контейнер.

Під час формування розрахункових моделей не було виконано моделювання агрегатів, що не додають внеску у створення підйомної сили, таких як шасі, двигун тощо. Зовнішні вигляди розрахункових моделей, наведені на рис. 1 – рис. 6.

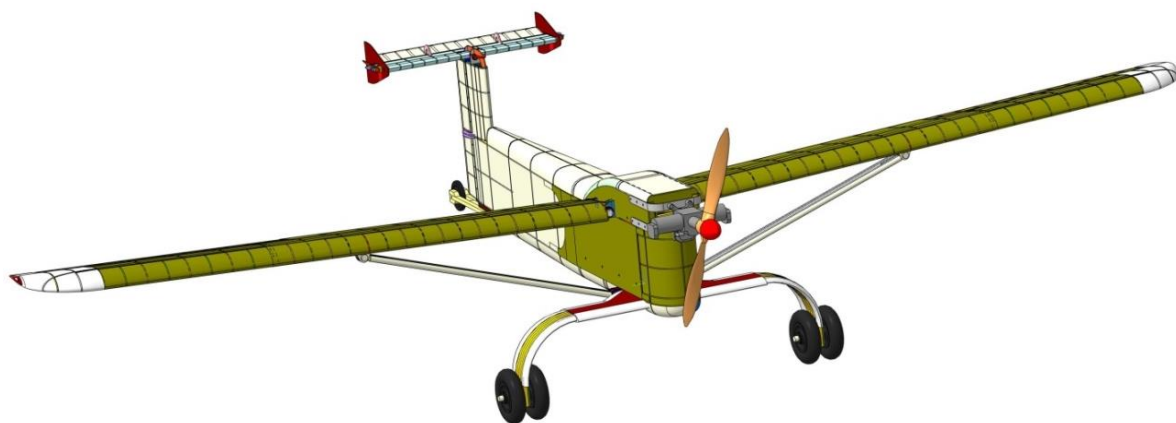


Рис. 1. Безпілотний носій. Загальне компонування

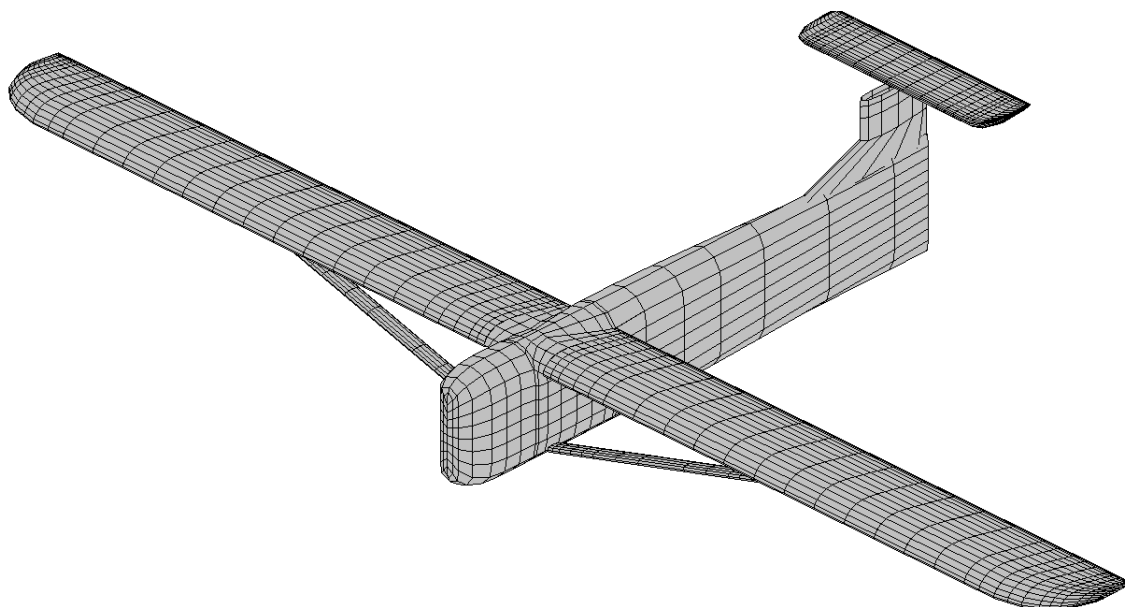


Рис. 2. Безпілотний носій. Загальне компонування. Розрахункова модель ПММ

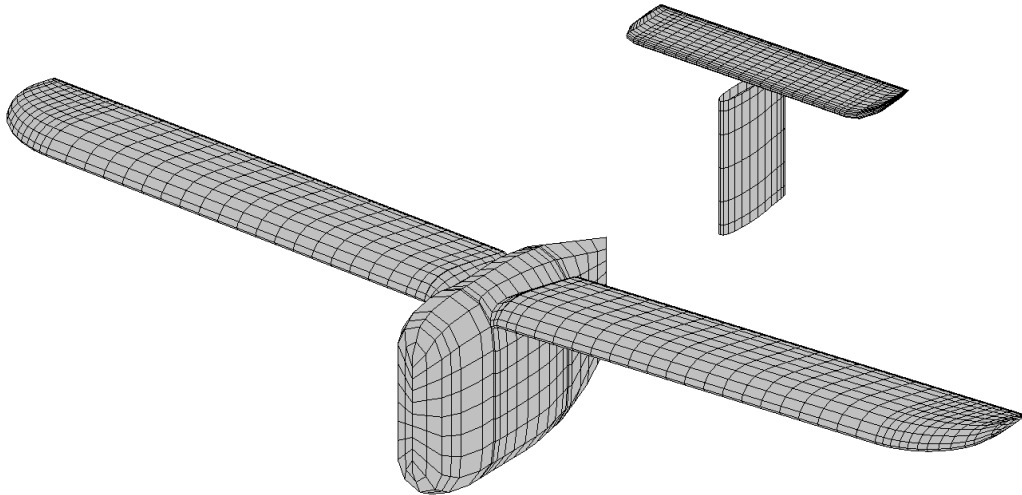


Рис. 3. Транспортний контейнер, Варіант 1. Повне компонування.
Розрахункова модель ПВМ

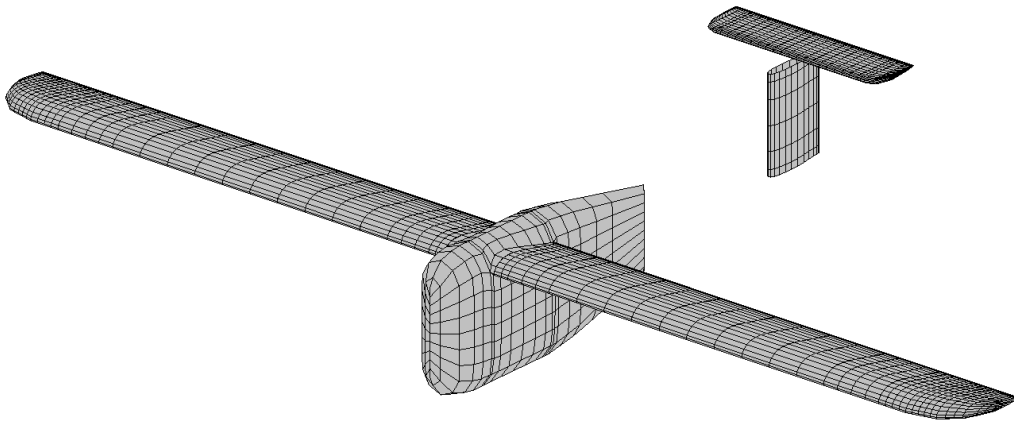


Рис. 4. Транспортний контейнер. Варіант 2. Повне компонування.
Розрахункова модель ПВМ

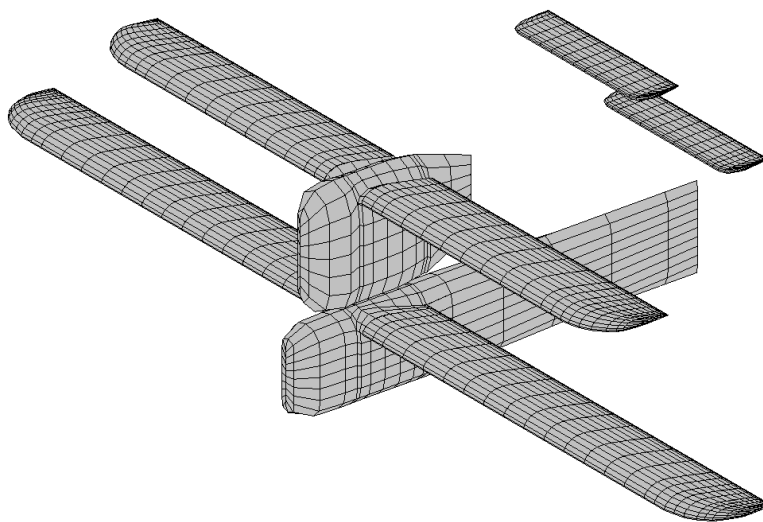


Рис. 5. Компонування носій+ контейнер. Варіант 1.
Повне компонування. Розрахункова модель

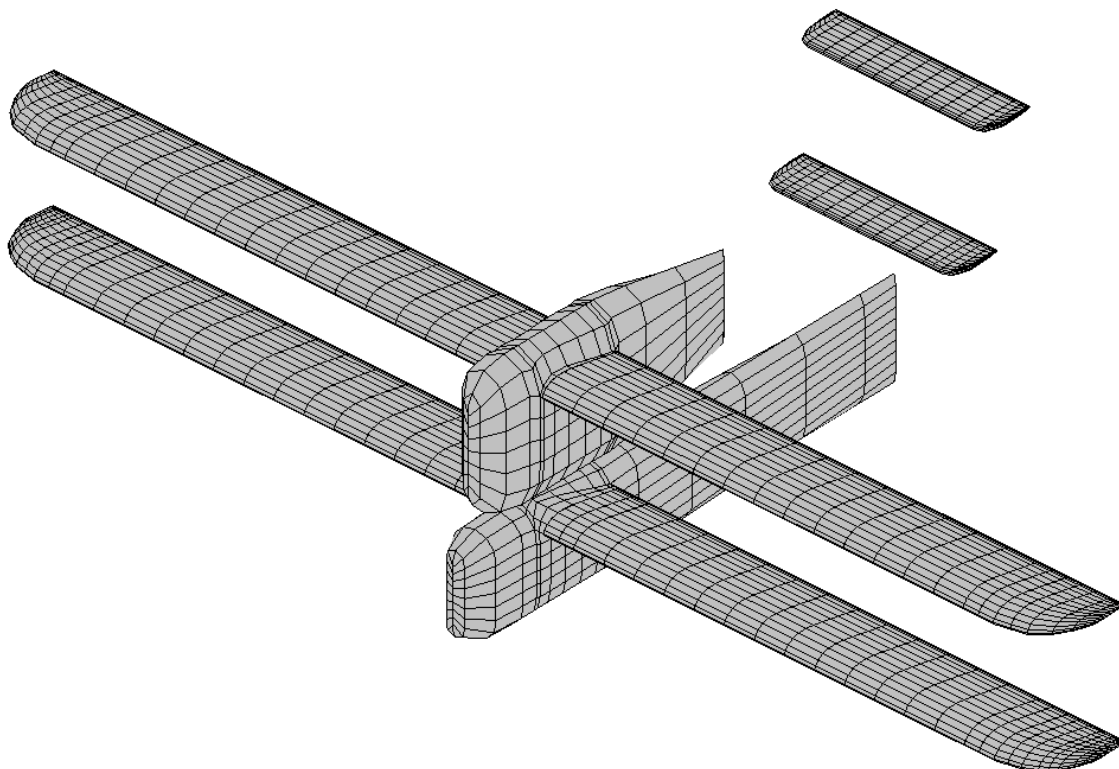


Рис. 6. Компонування носій та контейнер. Варіант 2.
Повне компонування. Розрахункова модель

Характерні розміри розрахункових моделей наведені нижче в табл. 1.

Таблиця 1.

Геометричні характеристики об'єкта дослідження

			Носій	Контейнер		Компонування	
				варіант 1	варіант 2	варіант 1	варіант 2
Площа	S	м^2	1,600	1,100	1,600	2,700	3,200
Розмах	l	м	4,546	3,260	4,546	3,260	4,546
САХ	$b_{сах}$	м	0,352	0,352	0,352	0,352	0,352
видовжен- ня	λ		12,920	9,660	12,920	3,930	6,460

Моделювання обтікання для всіх розрахункових моделей виконано для наступних умов: $V = 102$ км/год; $Re = 0,682 \cdot 10^6$, $H = 3$ км, СА.

Результати дослідження

Нижче, на рис. 7 – рис. 8 наведені зведені результати дослідження впливу параметрів компонування транспортного контейнеру на аеродинамічні характеристики. Вихровий слід варіантів компонування системи носій-контейнер наведено на рис. 9.

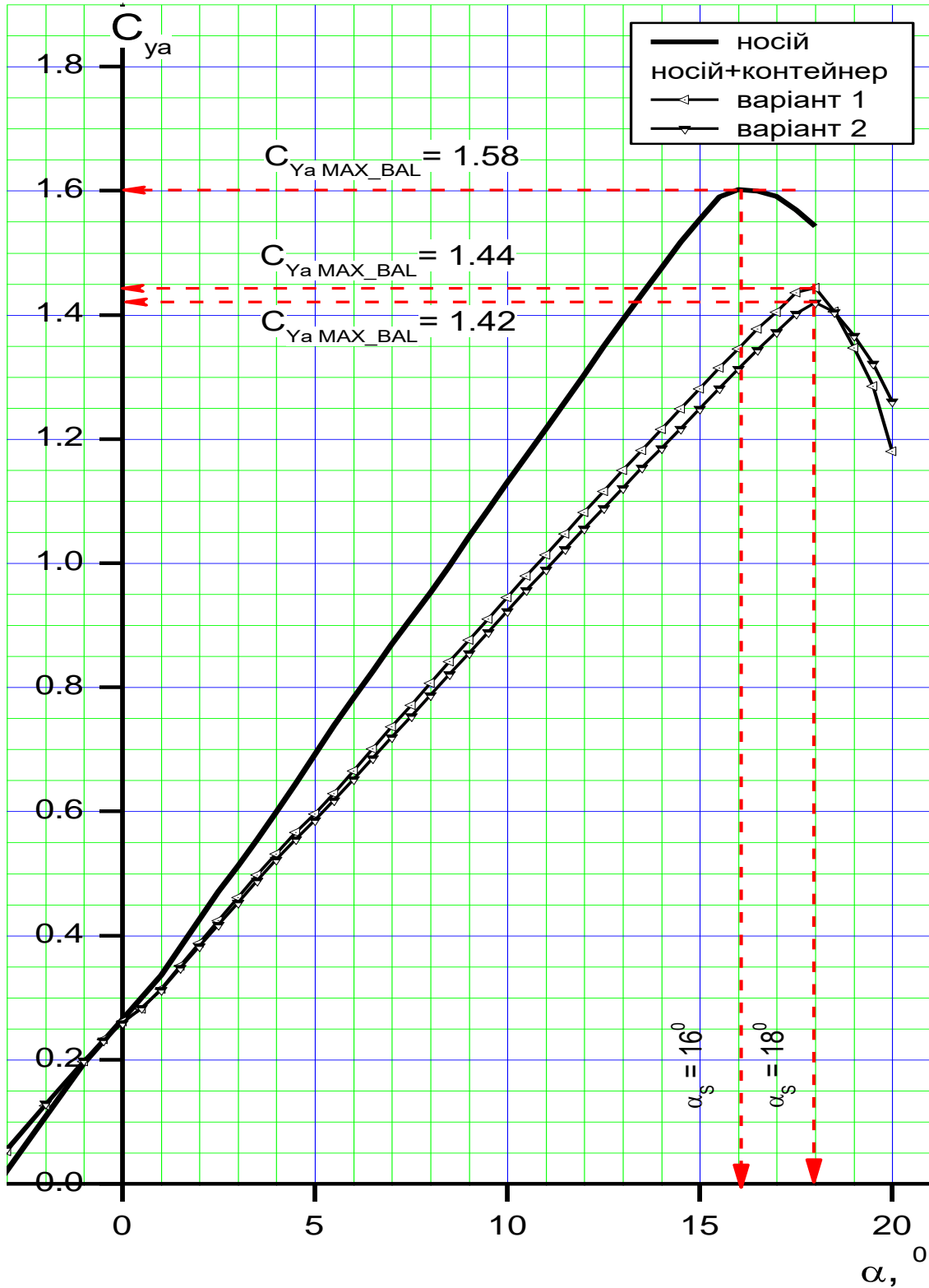


Рис. 7. Порівняння несучих властивостей. Залежності $C_{Ya} = f(\alpha)$.
Результат ПВМ

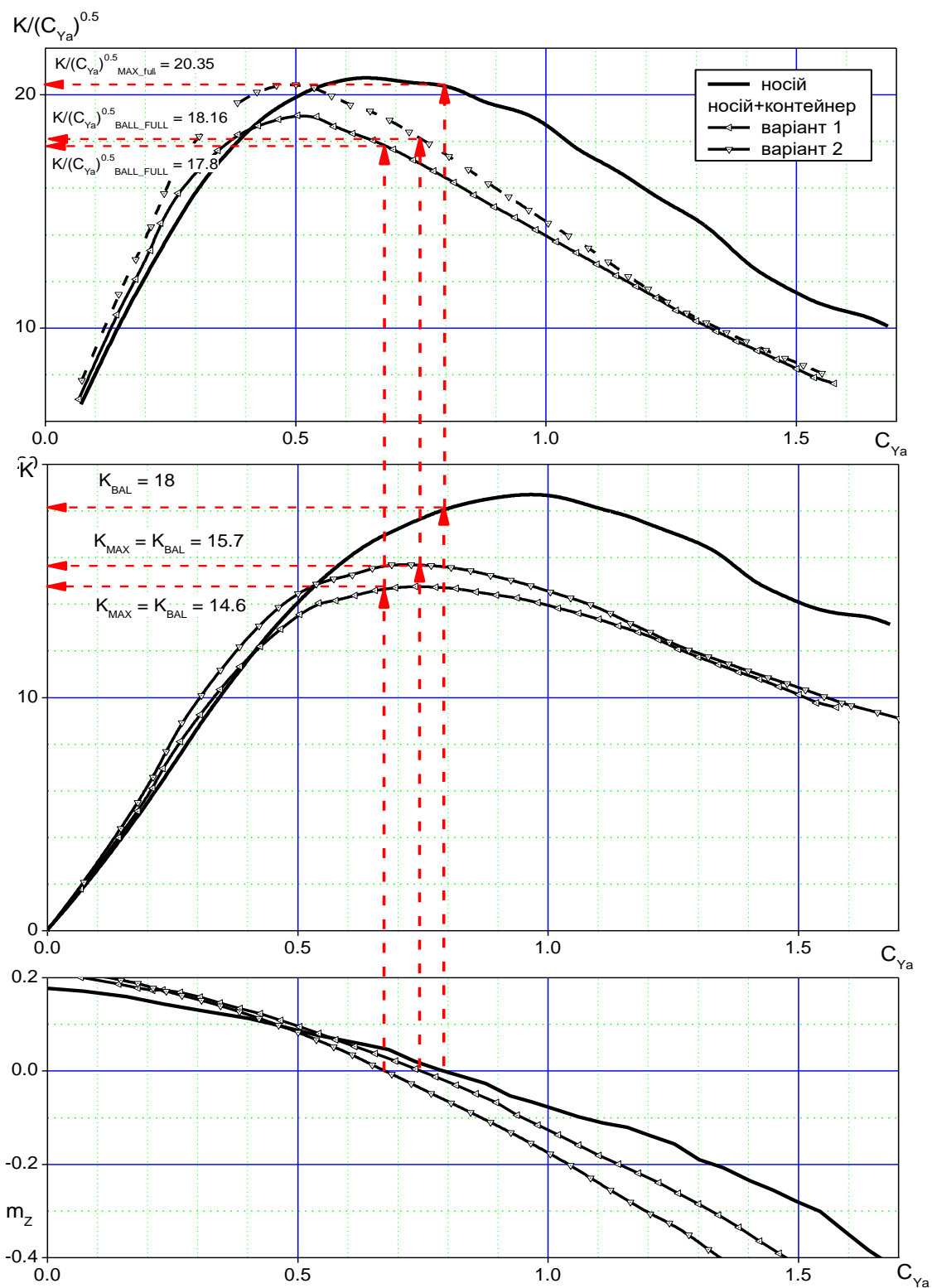


Рис. 8. Залежності $K/\sqrt{C_{Ya}}$, K , $m_Z = f(C_{Ya})$. Порівняння.
Результат ПВМ

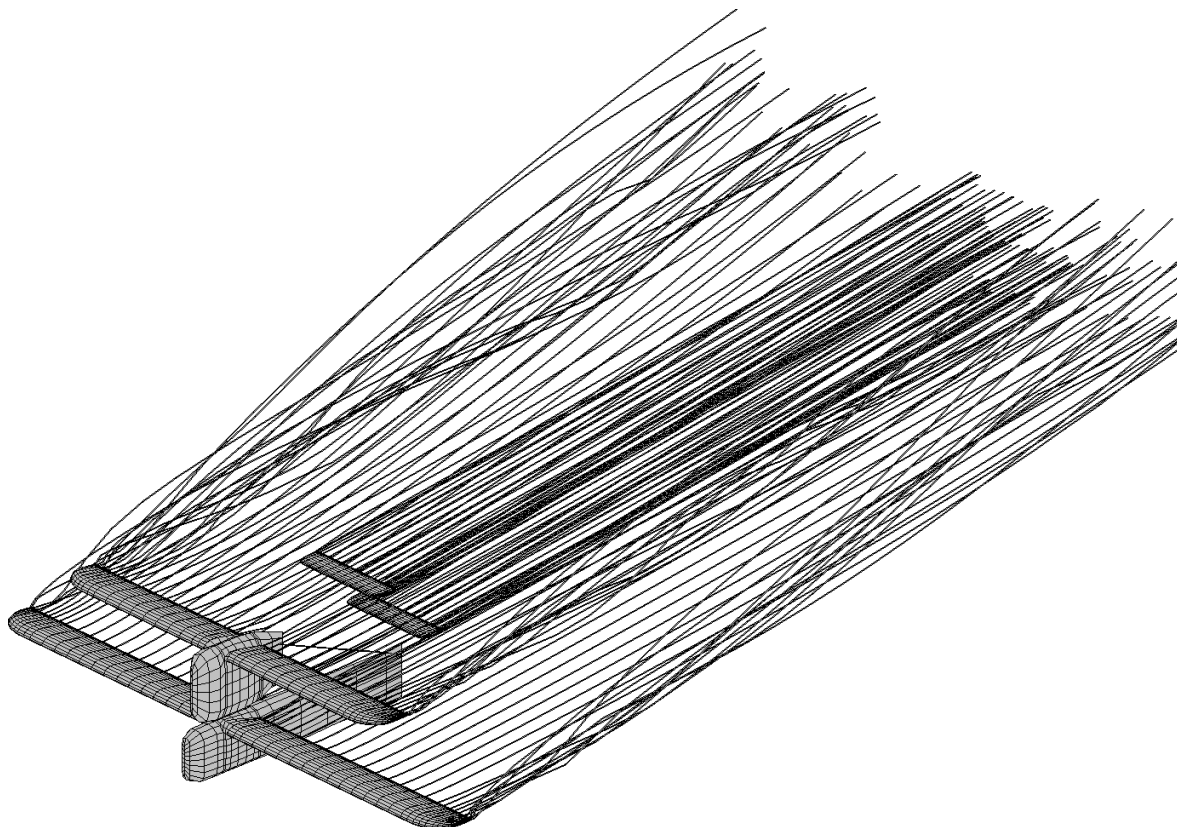
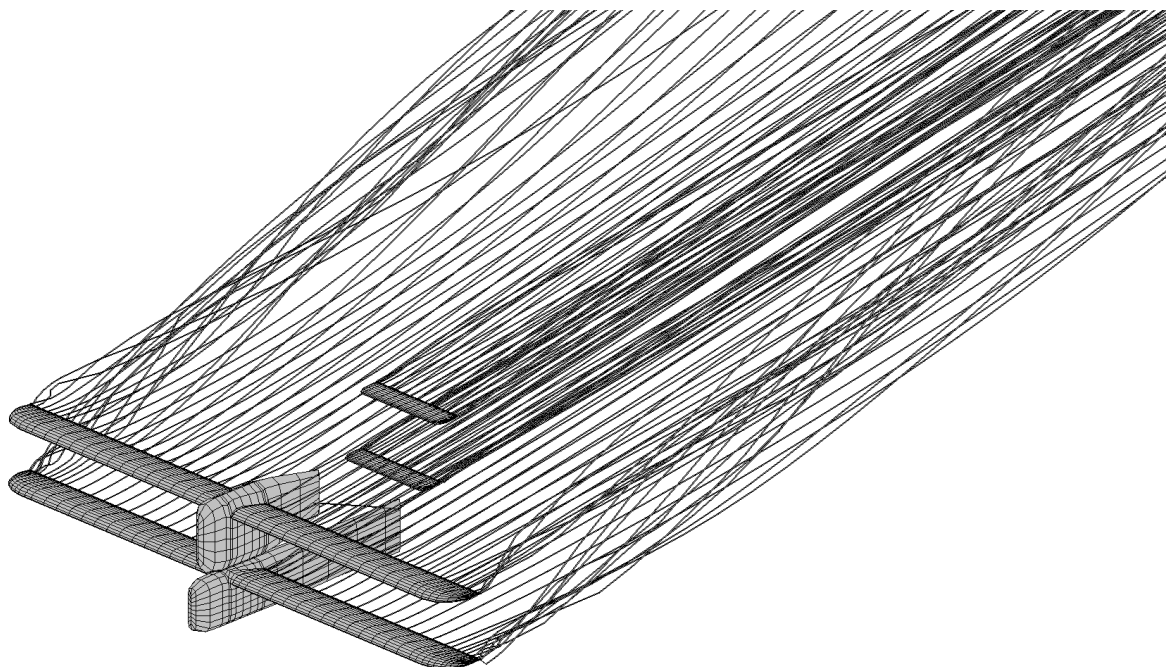
*Варіант 1**Варіант 2*

Рис. 9. Вихровий слід. Порівняння. $\alpha = 18^\circ$
Результат ПВМ

Висновки

1. Аеродинамічне компоування безпілотного носія дозволяє реалізувати достатньо високий рівень льотно-технічних характеристик :
 - максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{MAX}} = 18,7$;
 - балансування безпілотного носія відбувається автоматично на куті атаки, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} ;
 - рівень статичної стійкості компоування безпілотного носія складає $m_Z^{(C_Y)} = -0,33$, що відповідає вимогам норм льотної придатності;
 - максимальні несучі властивості літака-носія у збалансованому стані характеризуються значенням $C_{Ya_MAX_BAL} = 1,6$.
2. Аеродинамічне компоування носій та контейнер у першій редакції дозволяє реалізувати такий рівень аеродинамічних характеристик:
 - максимальне значення аеродинамічної досконалості $K_{\text{MAX}} = 14,8$ од ;
 - балансування компоування носій та контейнер відбувається автоматично на куті атаки, що відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} ;
 - рівень статичної стійкості компоування носій та контейнер складає $m_Z^{(C_Y)} = -0,424$, що перевищує рекомендоване значення для літаків загальної авіації $m_Z^{(C_Y)} = -0,25$;
 - максимальні несучі властивості компоування носій та контейнер у першій редакції у збалансованому стані характеризуються значенням $C_{Ya_MAX_BAL} = 1,44$;
 - аналіз вихрового сліду компоування носій та контейнер демонструє потужний вплив кінцевих вихорів крила носія на кінцеві вихори крила контейнеру, що свідчить про наявність подальшої оптимізації компоування.
 - значення критерію максимальної дальності у збалансованому польоті $K/\sqrt{C_{Ya}} = 17$ од. у порівнянні із даними статистики є дещо меншим. У подальшому доцільно застосовувати у компоуванні транспортного контейнера крило із параметрами, тотожними до параметрів крила безпілотного носія.
3. Аеродинамічне компоування носій та контейнер у другій редакції дозволяє реалізувати такий рівень аеродинамічних характеристик:
 - максимальне значення аеродинамічної досконалості розрахункової моделі компоування складає $K_{\text{MAX}} = 15,7$ од ($\Delta K_{\text{MAX}} = +0,9$ од), що із урахуванням вертикального оперення, підкосів крил, шасі, двигуна та інших агрегатів, що не були змодельовані дає підстави експертно ви-

- значити максимальне значення аеродинамічної досконалості компонування, як 14 одиниць;
- балансування відбувається автоматично на куті атаки, яке відповідає максимальному значенню аеродинамічної досконалості K_{MAX} .
 - рівень статичної стійкості складає $m_Z^{(C_Y)} = -0$, що перевищує рекомендоване значення для літаків загальної авіації $m_Z^{(C_Y)} = -0,25$ та потребує додаткового аналізу потужності рульових приводів під час проектування системи керування;
 - максимальні несучі властивості (друга редакція) у збалансованому стані лишаються практично не змінними $C_{Ya_MAX_BAL} = 1,42$;
 - аналіз вихрового сліду демонструє зменшення впливу кінцевих вихорів крила носія на кінцеві вихори крила контейнеру.
4. Запропоноване за результатами досліджень компонування системи носій та контейнер вважати прийнятним, оскільки отримане для розглянутого компонування значення критерія максимальної дальності у збалансованому польоті у порівнянні із попереднім варіантом є значно більшим та складає $K/\sqrt{C_{Ya}} = 19$ од.

Список використаної літератури

1. <https://dic.academic.ru/dic.nsf/bse/75404/>
2. https://ohranatruda.ru/ot_biblio/norma/390482/
3. <https://ru.euronews.com/2019/06/04/dday-facts-numbers-ru>
4. <https://www.popmech.ru/weapon/14092-troyanskie-koni-voyny/>
5. <https://ru.wikipedia.org/wiki/Mistel>
6. <http://www.airwar.ru/enc/bww2/zveno.html>
7. <http://airwar.ru/enc/bpla/d21.html>
8. <http://www.airwar.ru/enc/xplane/whiteknight.html>
9. Ударцев Е. П., Переверзев М. А., Ищенко С. А. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи. Издательство НАУ. Киев. 1998 г.
10. Глушков Н. Н., Инешин Ю. Л., Свириденко Ю. Н. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов, Ученые записки ЦАГИ, т. XX, N 1, 1989 г. 18 с.
11. Зінченко Д. М. Розрахунково-експериментальна оцінка аеродинамічних характеристик літака з механізованим крилом. Дисертація на здобуття наукового ступеня к.т.н. Київ 2007 г.