

УДК 629.7.022

DOI: <http://dx.doi.org/>

Масько О. М.¹, аспірант

МЕТОДИКА ФОРМУВАННЯ ОБ'ЄМНОЇ КОМПОНОВКИ БПЛА КОНТЕЙНЕРНОГО СТАРТУ КЛАСУ «МІНІ»

En Unmanned aircraft systems (UAS) of unmanned aerial vehicles (UAV) with the tube launch container (LC) class "mini" have occupied its niche among other facilities. For this class of UAV the most widely used aerodynamic scheme is "tandem". The use of such a scheme is due to several advantages of its layout compared to the classic one. One of the advantages is the possibility of achieving the most effective technical solution under severe constraints of overall mass both in transport and in flight configurations. The purpose of this study is to develop a

¹ Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут» факультет авіаційних і космічних систем

method of forming a container volume layout UAV launch, justify the choice of rational constructive and technological solutions (CTS) of the UAV scheme and summarize volumetric parameters of UAV typical elements.

The feature of the tube launch UAV is the simultaneous deployment of UAV transport container and launch device (LD). The study takes into account the fact that not the entire amount allocated under LC UAV and LD is completely used and measured by the coefficient of the internal volume efficiency. Taking into account the possible circuit design layout of the UAV in the LC and the shape parameters and the payload locations the following options of the UAV layout are considered: payload placed in the nose or tail of the UAV; payload module located between the nose and rear fuselage (in this study is not considered). Definition of CTS rational layout of the UAV is performed using transformation ratio. For certain rational layout CTS UAV volumes of individual components of the UAV are determined.

The analytical dependence of volumes elements and UAV systems according to their parameters is analyzed in detail in the study.

As a result of the research the methodology of tube launch UAV was formed and the appropriate analytical expressions are offered; criteria for selecting aerodynamic schemes tube launch UAV with the accounting requirements to minimize transport dimensions are identified; it was found that tandem / canard scheme with rotary aerodynamic surfaces and their mutual overlap in transport configuration fully meets the requirements of the tube launch.

Ru

Исследованы вопросы формирования объемной компоновки беспилотного летательного аппарата контейнерного старта класса «мини». Сформирована методика объемной компоновки БПЛА контейнерного старта и предложены соответствующие аналитические выражения. Определены критерии выбора эффективных аэродинамических схем БПЛА контейнерного старта с учетом требования минимизации транспортных габаритов. Установлено, что наиболее полно требованиям контейнерного старта соответствует схема тандем/утка с поворотными аэродинамическими поверхностями и их взаимным перекрытием в транспортной конфигурации.

Вступ

Безпілотні авіаційні комплекси (БпАК) із безпілотним літальним апаратом (БпЛА) контейнерного startу класу «міні» вже зайняли свою нішу серед інших комплексів [1]. Так, сьогодні вони використовуються у якості легких ударних БпЛА («Switchblade» рис. 1, з; «Cutlass» рис. 1, а); для дослідження та збору даних різних метеорологічних явищ («Coyote» рис. 1, б, «Trident» рис. 1, е); виконання оперативної розвідки у інтересах колон військової техніки («Сокіл-2» рис. 1, в, «Maveric» рис. 1, д); у концепції LOCUST польоту зграї БпЛА. Для даного класу БпЛА найбільшого розповсюдження отримала аеродинамічна схема «тандем» [1]. Застосування такої схеми обумовлено рядом переваг її компоновки у порівнянні із класичною. Одна із яких – можливість досягнення максимально ефективного технічного рішення в умовах жорстких масово-габаритних обмежень як у транспортній, так і у польотній конфігураціях.

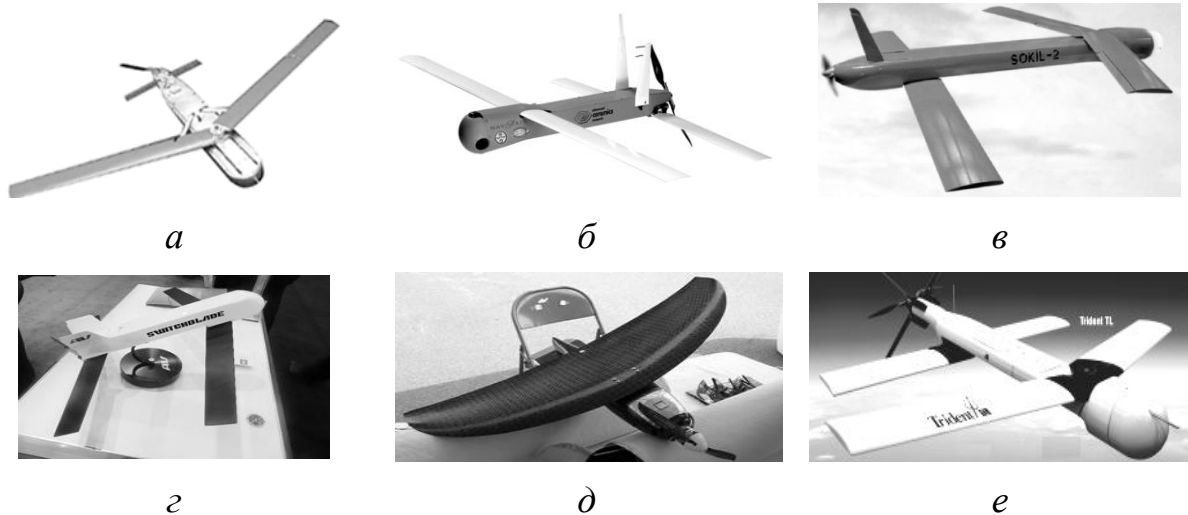


Рис. 1. БПЛА контейнерного старту: а – «Cutlass»; б – «Coyote»; в – «Сокіл-2»; г – «Switchblade»; д – «Maveric»; е – «Trident»

Постановка задачі

Не зважаючи на значне поширення БПЛА цього класу, у науково-технічній літературі [2 – 6] не достатньо повно дослідженні питання проектування елементів БПЛА контейнерного старту, особливо об'ємного компонування БПЛА з врахуванням габаритів транспортного контейнеру (ТрКн).

Метою даного дослідження є розробка методики формування об'ємної компоновки БПЛА контейнерного старту, обґрунтований вибір раціонального конструктивно-технічного рішення (КТР) схеми БПЛА та узагальнення об'ємних параметрів типових елементів БПЛА.

Основна частина

Особливістю БПЛА контейнерного старту є одночасне розміщення в ТрКн БПЛА та пускового пристрою (ПуПр). В даному випадку мінімально-можливий теоретичний об'єм ТрКн визначається:

$$V_{\text{ТрКн}}^{\text{тер}} = V_{\text{БПЛА}}^{\text{тер}} + V_{\text{ПуПр}}^{\text{тер}}, \quad (1)$$

де $V_{\text{БПЛА}}^{\text{тер}}$, $V_{\text{ПуПр}}^{\text{тер}}$ – відповідно необхідні мінімальні теоретичні об'єми відсіків БПЛА та ПуПр в транспортній конфігурації.

У подальших викладках приймається до уваги той факт, що не весь об'єм частини ТрКн виділений під БПЛА та ПуПр використовується у повній мірі, що пропонується враховувати наступним чином:

$$V_{\text{БПЛА}} = k_{\text{БПЛА}}^V \cdot V_{\text{БПЛА}}^{\text{тер}}, \quad (2)$$

де $V_{\text{БпЛА}}$ – проектний транспортний об’єм БпЛА, який враховує особливості компоновки ТрКн, його геометричні розміри та параметри форми;

$k_{\text{БпЛА}}^V$ – коефіцієнт наповнення відсіку БпЛА у транспортній конфігурації. Рекомендоване практичне значення $k_{\text{БпЛА}}^V$ для ТрКн круглого поперечного перерізу 0,6...0,4 (рис. 2, а), прямокутного 0,8...0,7.

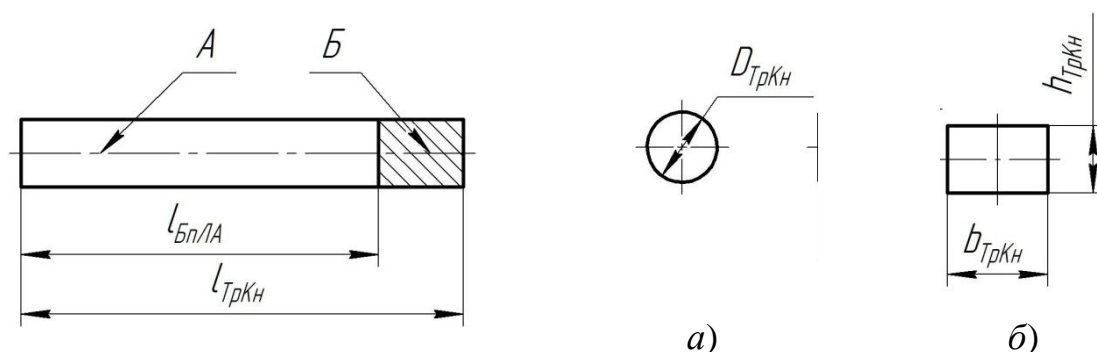


Рис. 2. Компонувальна схема ТрКн: А – зона розміщення БпЛА; Б – зона ПуПр; параметри форми l , b , h , D – довжина, ширина, висота, діаметр; а) та б) – круглий та прямокутний поперечний переріз ТрКн

Із урахуванням можливих схемних рішень компоновки БпЛА у зоні А (рис. 2) та параметрів форми і місця розміщення цільового навантаження (ц.н) пропонується розглядати наступні варіанти компоновки БпЛА (рис. 3):

- ц.н розміщено у носовій чи хвостовій частині БпЛА таким чином, що його міделевий переріз;
- більший за мідель фюзеляжу;
- рівний або менший міделю фюзеляжу;
- модуль ц.н розміщено між носовою і хвостовою частиною фюзеляжу (в даному дослідженні не розглядається)

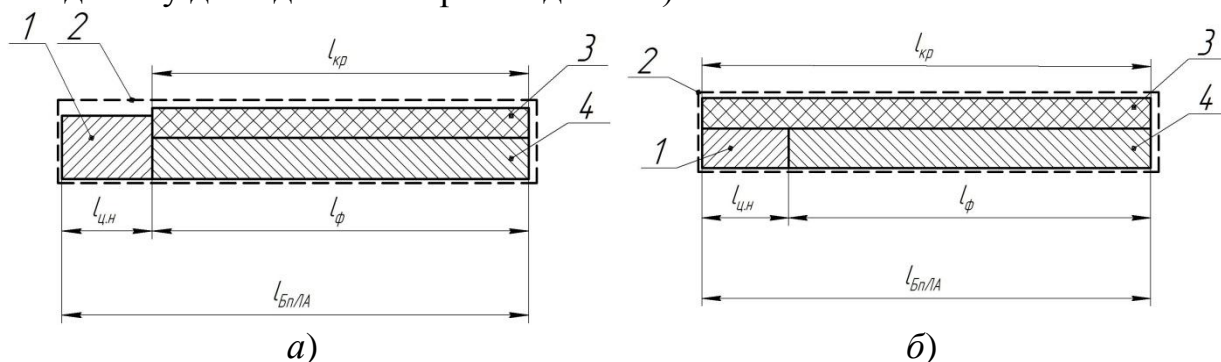


Рис. 3. Варіанти компоновки елементів БпЛА в ТрКн:

- 1 – зона цільового навантаження;
- 2 – контур відсіку БпЛА в ТрКн;
- 3 – зона фюзеляжу; 4 – зона крила

l, h – довжина та висота відповідно; ϕ – фюзеляж; $кр$ – крило

Теоретичний транспортний об'єм БпЛА, із урахуванням його компонентів (крило, ГО, фюзеляж), визначається:

$$V_{\text{БпЛА}}^{\text{тер}} = V_{\phi} + V_{\text{ц.н.}} + V_{\text{ГО}} + V_{\text{ВО}} + V_{\text{кр}}, \quad (3)$$

де V_{ϕ} – об'єм фюзеляжу, включаючи відсік ц.н, за виключенням, коли ц.н являється окремим модулем, встановленим в носовій чи хвостовій частині БпЛА;

$V_{\text{ц.н.}}$ – об'єм модуля ц.н – задається ТТВ, якщо модуль являється окремою частиною фюзеляжу;

$V_{\text{ГО}}, V_{\text{ВО}}, V_{\text{кр}}$ - транспортні об'єми ГО, ВО та крила відповідно.

Величина транспортного об'єму у значній мірі залежить від аеродинамічної компоновки БпЛА. Для аналізу ефективних КТР схем БпЛА, доцільно використовувати узагальнений критерій трансформації, запропонований у роботі [2].

Критерій трансформації $K_{\text{тр}}$ характеризує зменшення габаритних розмірів альтернативного конфігурації БпЛА у транспортному положенні по відношенні до крейсерської, тобто:

$$K_{\text{тр}} = k_m k_{\text{cx}}, \quad (4)$$

де $k_m = V_{\text{БпЛА}}^{\text{тр}} / l_{\text{БпЛА}^i}^3$ – коефіцієнт складання, який відображає властивість схеми БпЛА зменшувати свої габарити за рахунок конструктивних особливостей (зйомні консолі, балки тощо);

$V_{\text{БпЛА}}^{\text{тр}}$ – транспортний об'єм БпЛА;

$l_{\text{БпЛА}^i}$ – максимальний габарит i -го варіанту БпЛА у транспортній конфігурації;

$k_{\text{cx}} = S_{\text{эф}} / S_{\text{ом}}$ – коефіцієнт ефективного використання планової площі крила по відношенню до площі аеродинамічної поверхні круглої форми в плані (рис. 4);

$S_{\text{эф}}$ – площа аеродинамічних поверхонь, які створюють підйомну силу;

$S_{\text{ом}} = \pi l_{\text{БпЛА}^i}^2 / 4$ – охоплювана площа (рис. 4).

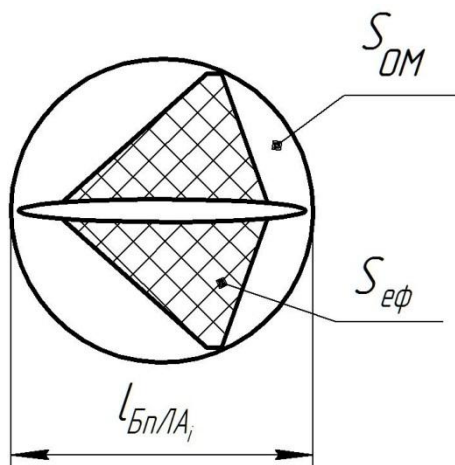


Рис. 4. Ефективна площа аеродинамічних поверхонь БпЛА

Враховуючи вираз (4) обмеження на габаритні розміри записуються у вигляді:

$$l_{\text{БпЛА}} \leq \sqrt[3]{\frac{V_{\text{БпЛА}}^{\text{тр}}}{k_m}} \quad (5)$$

Визначення раціональної компоновки БпЛА, з точки зору габаритних обмежень, рекомендується виконувати у наступній послідовності:

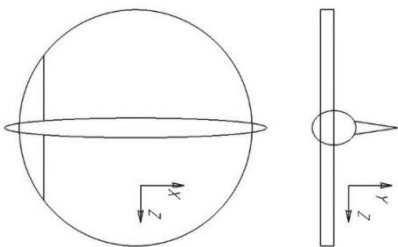
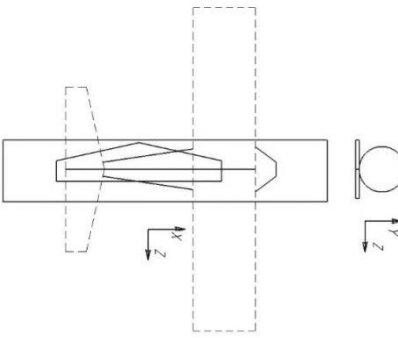
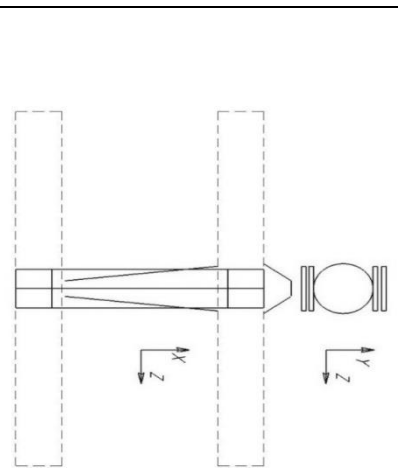
- для прийнятих до розгляду загальних схем БпЛА визначаються коефіцієнти k_m та k_{cx} ;
- для кожної схеми визначають ефективну площу $S_{\text{эф}_i}$ і максимальний габарит $l_{\text{БпЛА}_i}$;
- отримані дані підставляють в умову (5).

Невиконання умови 5 означає, що БпЛА має великі габарити у транспортній конфігурації. У цьому випадку, необхідно ввести конструктивні зміни по зменшенню габаритів або якщо вони відсутні відкинути схему. Із усіх умов раціональною буде схема із мінімальними габаритами. У разі визначення співвідношень розмахів крил класичної схеми та тандем/качка, приймається, що співвідношення розмахів класичної схеми та тандем/качка, при однаковій площі крила становить 0,7...0,8 [3–5].

У дослідженнях проаналізовано 12 схемних рішень трансформації БпЛА різних аеродинамічних схем: літаюче крило, класична, тандем, качка. Для кожної із них розраховано значення коефіцієнтів k_m та k_{cx} . Дані для найбільш раціональних схемних рішень наведено у табл. 1.

Таблиця 1

Значення параметрів k_m та k_{cx} для деяких схем БПЛА

Схема БПЛА	$S_{\text{еф}}$	$V_{\text{БПЛА}}^{\text{ТР}}$	k_{cx}	k_m	
Літаюче крило, кругле, складний кіль		$\frac{\pi l^2}{4}$	$l \cdot l \cdot 0,4l$	1	0,4
Класична, суцільноповоротне крило, складне оперення та крила рознесенні по вертикалі		$\frac{l^2}{\lambda}$	$l \cdot 0,2l \cdot 0,15l$	$\frac{\pi}{4\lambda}$	0,03
Схема тандем/качка поротні аеродинамічні поверхні відносно осі Y із взаємним перекриття, поверхонь розташованих у одній площині		$\frac{(0,75l)^2}{\lambda}$	$l \cdot 0,2l \cdot 0,15l$	$\frac{0,14\pi}{\lambda}$	0,03

У результаті розрахунків встановлено: максимальну ефективність для даної проектної задачі має аеродинамічна схема тандем/качка із поворотними аеродинамічними поверхнями, що взаємно перекриваються у транспортній конфігурації.

Варто зауважити, що після визначення раціонального КТР компоновки БПЛА (табл. 1) необхідно враховувати наступні способи зменшення транспортного положення:

- зменшуються габарити або положення аеродинамічних поверхонь;

Прилади та методи контролю

- пропелер має складні лопаті, при цьому вважається, що вони складаються вздовж фюзеляжу і не потребують додаткового об'єму;
- залишаються постійними геометричні параметри: фюзеляжу, цільового навантаження, силової установки.

Для визначеного раціонального КТР компоновки БпЛА переходять до визначення об'ємів окремих компонентів БпЛА.

У загальному випадку, корисний об'єм фюзеляжу визначається із виразу:

$$V_{\phi} = k_{\phi}^V (V_{c.y} + V_e + V_{c.k.} + V_{c.n.} + V_{c.n.}^{c.j}), \quad (6)$$

де k_{ϕ}^V – коефіцієнт використання об'єму фюзеляжу БпЛА;

$V_{c.y}$ – об'єм силової установки, тієї частини, яка розміщується в фюзеляжі. Для ДВЗ: двигун, генератор, система запалювання, стартер, вихлопна система. Для електричного двигуна: двигун, регулятор ходу;

V_e – об'єм енергоносія (АКБ, паливний елемент тощо);

$V_{c.k.}$ – об'єм системи керування розміщеної у фюзеляжі (автопілот, датчики системи навігації, частина виконуючих механізмів тощо);

$V_{c.n.}$ – об'єм системи посадки;

$V_{c.n.}^{c.j}$ – об'єм системи живлення цільового навантаження.

Рівняння, які описують кожний елемент фюзеляжу БпЛА наведені у табл. 2. Рекомендовані середньостатистичні значення окремих складових наведені у табл. 3.

Транспортний об'єм під аеродинамічні поверхні типу крило визначається наступним чином:

- для схеми зображеної на рис. 3, а:

$$V_{a.n.} = V_{\text{БпЛА}} - V_{\phi} = V_{\text{БпЛА}} - l_{\text{БпЛА}} \cdot S_{\text{м.ф}},$$

де $S_{\text{м.ф}}$ – площа міделю фюзеляжу;

$V_{\text{БпЛА}}$ – сумарний об'єм відсіку під БпЛА;

$l_{\text{БпЛА}}$ – проектна довжина фюзеляжу БпЛА;

- для схеми зображеної на рис. 3, б:

$$V_{a.n.} = V_{\text{БпЛА}} - V_{\phi} - V_{\text{ц.н.}} = V_{\text{БпЛА}} - l_{\phi} \cdot S_{\text{м.ф}} - l_{\text{ц.н.}} \cdot S_{\text{м.ц.н.}},$$

Вважається, що цільове навантаження може бути розміщено тільки в носовій або хвостовій частині БпЛА.

Розрахункові залежності потрібного об'єму аеродинамічних поверхонь трапецеподібної чи трикутної форми у плані мають вигляд:

$$V_{a.n.} = \frac{l}{3} \left[(2\bar{c}_k \cdot b_k + \bar{c}_o \cdot b_o) b_k + (2\bar{c}_o \cdot b_o + \bar{c}_k \cdot b_k) b_o \right],$$

де \bar{c}_k, \bar{c}_o – відносні товщини кінцевої та кореневої хорд;

b_o, b_k – коренева та кінцева хорда крила;

l – необхідний розмах аеродинамічної поверхні.

Для аеродинамічної поверхні прямокутної форми в плані:

$$V_{a.n.} = l \cdot b_o (\bar{c}_o \cdot b_o) = l \cdot b_o^2 \cdot \bar{c}_o = S_{кр} b_o \cdot \bar{c}_o.$$

Таблиця 2

Аналітичні залежності об'єму елементів фюзеляжу БПЛА

Елемент	Вираз	Пояснення
Об'єм енергоносія	$V_e^e = \frac{\bar{m}_e m_0}{C_{АКБ}^V}$	m_0 – злітна маса БПЛА; \bar{m}_e – відносна маса енергоносія; $C_{АКБ}^V$ – питома об'ємна густина енергії акумулятору (орієнтовні значення наведено у табл. 3)
Система живлення цільового навантаження	$V_{ц.н.}^{с.ж} = k_{ц.н.}^V \frac{m_{ц.н.}^{с.ж}}{C_{АКБ}^V}$	$m_{ц.н.}^{с.ж}$ – проектна маса системи живлення; $k_{ц.н.}^V$ – коефіцієнт який враховує додаткову масу електрообладнання (перетворювачі/стабілізатори напруги) (практичне значення 1,1...1,4)
Електрична силова установка	$V_{с.у.}^e = k_{с.у.}^V \left(\frac{\bar{N}}{C_{елдв.}^V} + \frac{\bar{N}}{C_{регул.}^V} \right)$	$C_{елдв.}^V$ – питома об'ємна густина електричного двигуна. Рекомендоване значення першого наближення $C_{елдв.}^V = 5000$ кВт/м ³ $k_{с.у.}^V$ – коефіцієнт, враховуючий розбіжність між ідеальними та реальними розмірами с.у. Практичне значення 1,2...1,4; $C_{регул.}^V$ – питома об'ємна густина регулятора напруги. $C_{регул.}^V = 12000$ кВт/м ³ .

Прилади та методи контролю

Елемент	Вираз	Пояснення
Система керування	$V_{с.к.} = k_{с.к.}^V \left(\frac{m_{авт.}}{C_{авт.}^V} + \frac{m_{д.шв.}}{C_{д.шв.}^V} + \frac{m_{GPS}}{C_{GPS}^V} + \frac{m_{в.м.}}{C_{в.м.}^V} \right)$	$C_{авт.}^V$, $C_{д.шв.}^V$, C_{GPS}^V , $C_{в.м.}^V$ – об’ємні маси автопілоту, датчику швидкості, блоку GPS, виконуючих механізмів; $k_{с.к.}^V$ – об’ємний коефіцієнт, який враховує додатковий об’єм під інше обладнання с.к. Практичне значення 1,1...1,4

Таблиця 3

Питома об’ємна енергія електричних АКБ

Тип АКБ	<i>Ni-Cd</i>	<i>Li-pol</i>	<i>Li-ion</i>	<i>Li-Fe</i>
$C_{АКБ}^V$, кг/м ³	0,15-0,2	1350...1670	0,2...0,25	0,22-0,35

Таким чином, отримано базові проектні залежності, які дозволяють провести обґрунтовану оцінку можливих компоновальних варіантів БпЛА контейнерного старту і для обраної схеми розрахувати транспортний об’єм фюзеляжу.

Висновки

У результаті проведених досліджень:

- сформована методика об’ємної компоновки БпЛА контейнерного старту та запропоновані відповідні аналітичні вирази;
- визначено критерії вибору ефективних аеродинамічних схем БпЛА контейнерного старту із урахуванням вимоги мінімізації транспортних габаритів;
- встановлено, що найбільш повно вимогам контейнерного старту відповідає схема тандем/качка із поворотними аеродинамічними поверхнями та їх взаємним перекриттям у транспортній конфігурації.

Розроблена методика апробована при проектуванні БпЛА «Сокіл-2» (рис. 1, в).

Список використаних джерел

1. Збруцький О. В. Безпілотні літальні апарати контейнерного старту: сучасний стан і напрямки досліджень / О. В. Збруцький, О. М. Масько, В. В. Сухов // Вісник ММІ, вип. 64. – К : НТУУ «КПІ», 2012. – С. 6366. – Режим доступу: <http://visnyk-mmi.kpi.ua/images/stories/pdf/64/63-64.pdf>.
2. Силин Д. Ю. Влияние габаритных ограничений на выбор общей схемы сверхлегкого беспилотного летательного аппарата / Д. Ю. Силин // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2003. – № 1.

- С. 42–48. - Режим доступу: http://www.irbis-nbuv.gov.ua/cgi-bin/irbis_nbuv/cgiirbis_64.exe?I21DBN=LINK&P21DBN=UJRN&Z21ID=&S21REF=10&S21CNR=20&S21STN=1&S21FMT=ASP_meta&C21COM=S&S21P03=FILA=&S21STR=aktit_2003_1_7.
3. *Roskam, J.*, Airplane Design, DARC, Kansas 66044, USA. – Access mode: <https://books.google.com.ua/books?id=oNxQBAAAQBAJ&lpg=PA364&ots=1A47PZDYtV&dq=Airplane%20Design%2C%20DARC&hl=uk&pg=PA364#v=onepage&q=Airplane%20Design,%20DARC&f=false>.
 4. *Stinton, D.*, The Anatomy of the Aeroplane, second edition, 1998, Blackwell Science, ISBN 0-632-04029-7. – 306 p.
 5. *Горощенко Б. Т.* Эскизное проектирование самолета / Б. Т. Горощенко, А. А. Дьяченко, Н. Н. Фадеев // М: Машиностроение, 1970. – 334 с.
 6. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В. М. Ильюшко, М. М. Митрахович, А. В. Самков, В. И. Силков, О. В. Соловьев, В. И. Стрельников; Под общ. ред. В. И. Силкова. – К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2009. – 302 с.