

Формування масово-енергетичних параметрів безпілотного літального апарату контейнерного старту класу «міні»

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського»

Запропоновано комплексний підхід до формування масово-енергетичного обрису безпілотного літального апарату контейнерного старту класу «міні». Систематизовано типові залежності, що пов'язують масу БпЛА, його енергоозброєність та питома навантаження на крило. Розроблено узагальнений алгоритм визначення масово-енергетичних параметрів. Запропоновано аналітичні залежності визначення маси пускового пристрою двох типів (механічного з еластичними елементами та пневматичного) в залежності від стартової швидкості БпЛА.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат контейнерного старту, пусковий пристрій, масово-енергетичний баланс.

Висока ефективність безпілотного літального апарату (БпЛА) досягається, головним чином, зниженням маси конструкції планеру, силової установки, обладнання, а також високою щільністю його компонування, тобто максимальним використанням внутрішніх об'ємів [1]. Перевищення маси БпЛА є основною причиною невиконання проектних льотно-технічних характеристик (ЛТХ), тобто погіршення масово-енергетичних параметрів. Складність масово-енергетичного проектування пов'язана з необхідністю досягнення максимальної вантажопідйомності і продуктивності, при заданих тактико-технічних вимогах (ТТВ). Задача масово-енергетичного балансу для БпЛА контейнерного старту класу «міні» недостатньо висвітлена в сучасних наукових працях та дослідженнях [2-3, 5]. Конструктивно БпЛА контейнерного старту складається: БпЛА, пусковий пристрій (ПуПр), транспортний контейнер (ТрКн), наземна станція керування (НСК). Зокрема, існуючі алгоритми масового проектування [1-3, 5] не розкривають особливостей співвідношень між ЛТХ та масою БпЛА контейнерного старту класу «міні» з електричною силовою установкою, не достатньо розкриті питання визначення маси першого наближення ПуПр пневматичного та механічного типів. Все це обумовлює необхідність узагальнення досвіду проектування, детальної обробки статистики по існуючим зразкам, формування узагальнених співвідношень, які характеризують масові та енергетичні параметри елементів та систем БпЛА контейнерного старту.

Мета дослідження – сформулювати узагальнене методичне забезпечення та алгоритм визначення масово-енергетичних параметрів БпЛА контейнерного старту класу «міні» та ПуПр.

В загальному випадку, транспортна маса спорядженого ТрКн, з установленим БпЛА та ПуПр описується виразом:

$$m_{ТрКн}^{cn} = m_0 + m_{ПуПр} + m_{ТрКн},$$

де m_0 – злітна маса БпЛА;

$m_{ПуПр}$ – маса ПуПр;

$m_{ТрКн}$ – маса ТрКн.

Злітна маса БПЛА залежить від проектних ЛТХ літака, параметрів силової установки (с.у), сукупності параметрів планеру та двигуна (всі ці характеристики зазначені в ТТВ на проект) та визначається з рівняння:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{ц.н}^{с.ж} + m_{с.к}}{1 - (\overline{m_{пл}} + \overline{m_{с.у}} + \overline{m_e} + \overline{m_{с.п}})},$$

де $m_{ц.н}$ - маса навантаження (ц.н – цільового, с.ж – системи живлення, с.к – системи керування);

$\overline{m_{пл}}$ - відносна маса (пл - планеру БПЛА, е – енергоносії, с.п – система посадки).

Маса БПЛА являється ключовим параметром, який формує раціональний обрис БПЛА. В зв'язку з цим, на основі аналізу існуючих праць [1-5] по технології масово-енергетичного проектування, для БПЛА контейнерного старту класу «міні» з електричною силовою установкою пропонується вибір раціональних масово-енергетичних параметрів реалізувати у відповідності з алгоритмом, наведеним на рис.1.

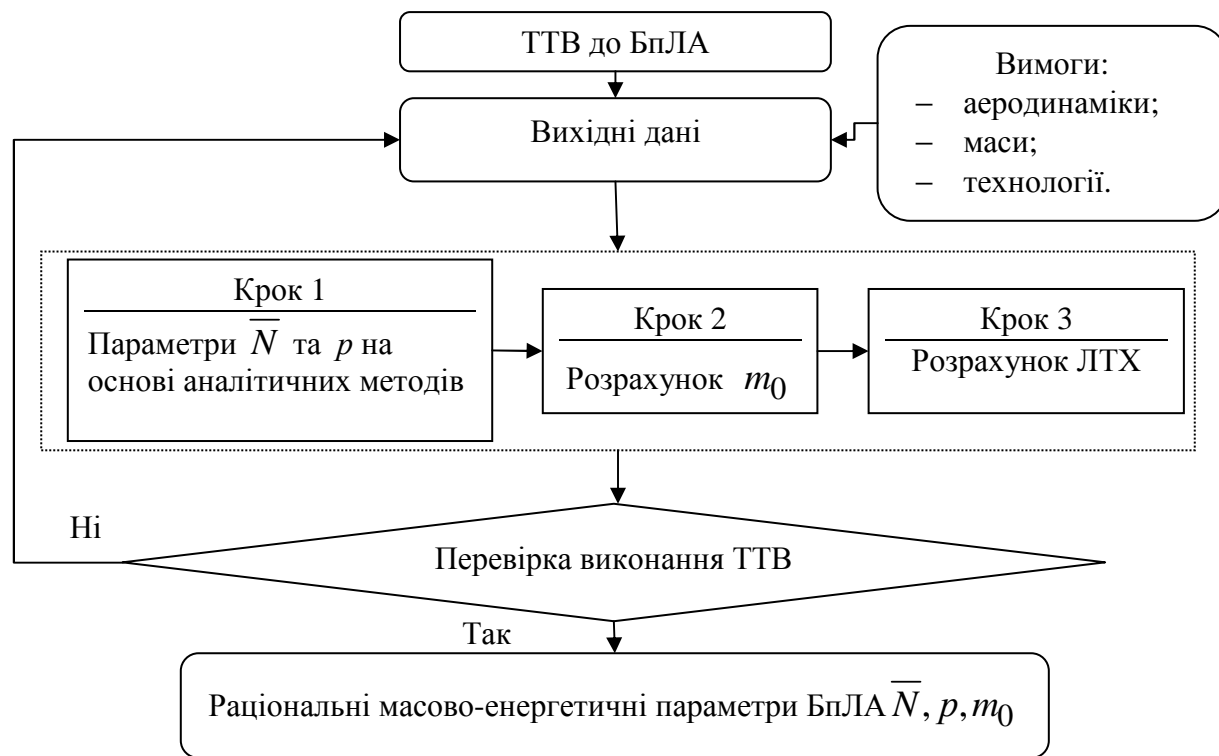


Рис.1. Алгоритм формування масово-енергетичного обрису БПЛА:

\overline{N} - енергоозброєність БПЛА; p – навантаження на крило.

Визначення раціонального масово-енергетичного обрису БПЛА реалізується, з врахуванням даних рис. 2-5 і табл. 1, методом ітераційних обчислень (див. рис.1) за три основні кроки.

Крок 1 – визначення взаємозв'язку енергоозброєності та навантаження на крило БПЛА, шляхом врахування аналітичних виразів, які описують проектні ЛТХ (див. табл.1). Залежності були сформовані на основі аналізу і систематизації

результатів робіт [2-5]. Крім цього рекомендується при визначенні \bar{N} враховувати фактори, які мінімізують потрібну потужність с.у БПЛА (рис. 2).

Для БПЛА контейнерного старту умови транспортування та запуску вносять суттєві обмеження в гранично допустимі розміри основних елементів. Важливою проектною умовою, яка обумовлює діапазон максимальних значень навантаження на крило, є обмеження по максимальній площі крила в транспортній конфігурації.

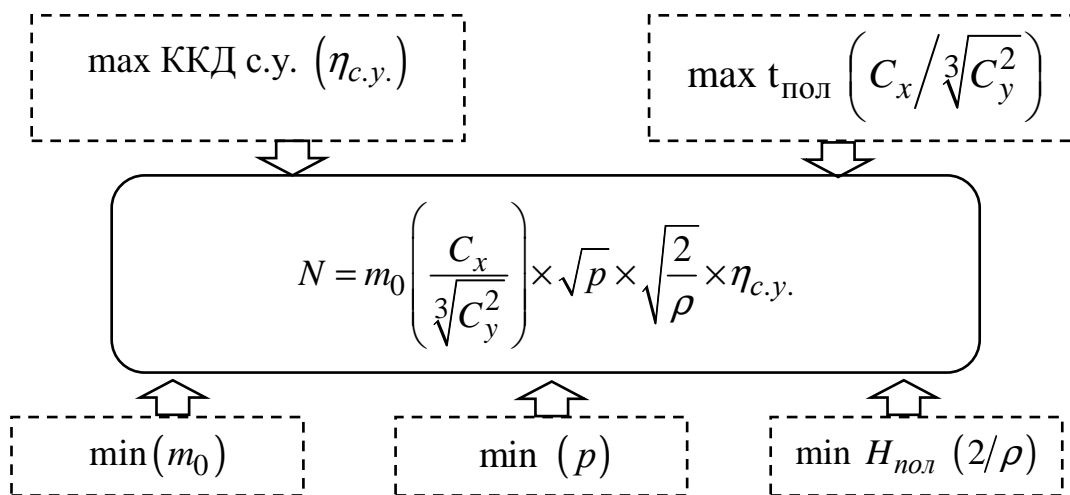


Рис. 2. Фактори мінімізації потрібної потужності двигуна БПЛА [7]:
 $t_{пол}$ - проектний час польоту БПЛА; $H_{пол}$ - висота польоту БПЛА.

В першому наближенні пропонується прийняти, що крило в транспортній конфігурації займає не більше ніж 50% від об'єму частини ТрКн для БПЛА. Можлива зона розміщення крила, з врахуванням наявності контейнеру під корисне навантаження носовій частині, зображена на рис. 3. Як правило, геометричні розміри та форма поперечного перерізу ТрКн задається в ТТВ.

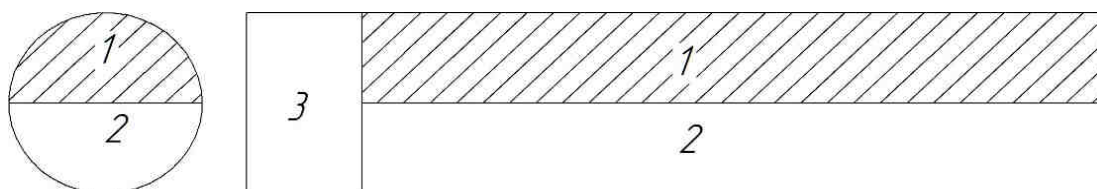


Рис. 3. Зонування внутрішніх об'ємів ТрКн в загальному випадку: 1 – проектний об'єм крила; 2 – проектний об'єм фюзеляжу; 3 – проектний об'єм під ПуПр.

Для максимізації площі крила приймається, що його форма в плані прямокутна. Тоді площу крила розраховують з рівняння:

$$S_{кр} = a \cdot \frac{l}{2} \cdot b_0^{\max} = \frac{V_{a.n}}{b_0^{\max} \cdot c_o},$$

де $V_{a.n}$ - максимальний об'єм контейнера, який займає крило;

b_0^{\max} - максимальна можлива хорда прямого крила;

\bar{c}_o - відносна товщина профілю крила;

a – параметр, що характеризує кількість консолей крила (2 чи 4).

В завершенні даного етапу, будується графік на якому відображається область існування раціональних проектних параметрів в координатах \bar{N} та p . Графік дає наглядне відображення діапазону зміни чисельних значень кожного з параметрів з врахуванням ТТВ до БПЛА. Приклад побудови наведений на рис.4.

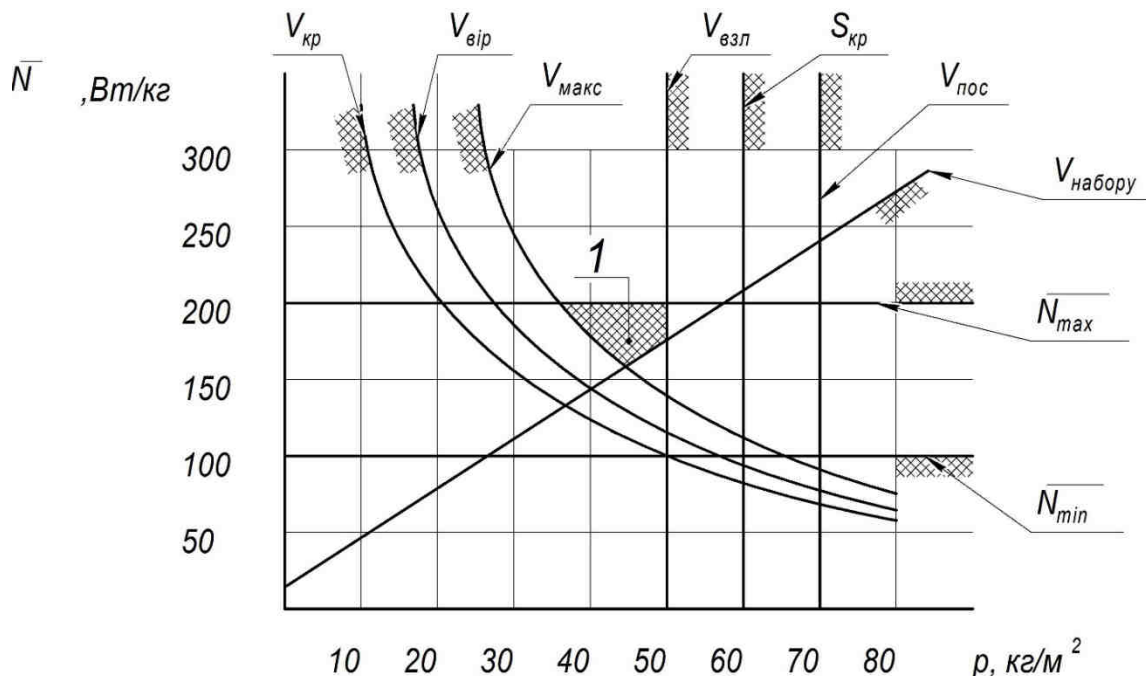


Рис. 4. Область існування проектних параметрів: 1 – область існування проектних параметрів; $S_{кр}$ максимально можлива площа крила; N_{max} та N_{min} максимальні та мінімальні значення енергоозброєності; $V_{кр}$ крейсерська швидкість польоту; $V_{макс}$ - максимальна швидкість польоту, $V_{вір}$ - швидкість віража, $V_{вл}$ - швидкість злету; $V_{пос}$ - швидкість посадки; $V_{набору}$ - вертикальна швидкість набору висоти.

Методика визначення області існування базових проектних параметрів $\bar{N}(p)$ наступна:

- на основі виразів 1-6 (див. табл. 1), отримують графічну залежність $\bar{N}(p)$, яка характерна для певного режиму польоту БПЛА (крейсерського, набір висоти, максимальна швидкість, віраж, етап зльоту та посадки);
- з врахуванням геометрії відсіку $TrKn$ під крило, розраховують максимально можливу його площу та отримують обмежуючу вертикальну ліній на навантаження на крило;
- задаються максимальними та мінімальними значеннями \bar{N} , отриманими на основі аналізу аналогів;
- визначають ділянку перетину обмежуючих кривих, яка і еквівалента області існування проектних параметрів \bar{N} та p .

Таблиця 1

Взаємозв'язок енергоозброєності \overline{N} та навантаження на крило p БПЛА

№ п/п	Умови польоту	Вираз	Пояснення
1.	Крейсерський політ, $V_{кр}$	$\overline{N}_{кр} = \frac{1}{\eta_{с.у.}} \frac{4g}{K_{кр}} \sqrt{\frac{P_{кр}}{C_y^{кр}}}$	$\overline{N}_{кр}$ - потрібна енергоозброєність на крейсері; $P_{кр}$ - навантаження на крило горизонтальному польоті; $K_{кр}$ - крейсерська аеродинамічна якість; $C_y^{кр}$ - крейсерський коефіцієнт підйомної сили.
2.	Правильний віраж, $V_{вір}$	$\overline{N}_{в.} = \frac{4}{K_{кр}} \sqrt{\frac{P_{кр.}}{C_y^{кр}}} \sqrt{(1/\cos \gamma)^3}$	γ - кут крену в віражу.
3.	Вертикальна швидкість набору, $V_{набору}$	$\overline{\Delta N} = \frac{H_n}{L_n} 4 \sqrt{\frac{P_{кр.}}{C_y^{кр}}}$	H_n - висота набору; L_n - дистанція до набору висоти H_n .
4.	Максимальна швидкість польоту V_{max}	$\overline{N}_{макс.} = \frac{1,3}{\eta_{с.у.}} \frac{4g}{K_{кр}} \sqrt{\frac{P_{кр.}}{C_y^{кр}}}$	$\eta_{с.у.}$ - коефіцієнт корисної дії силової установки.
5.	Посадочна швидкість, $V_{пос}$	$p(C_{y_{max\ пос}}) = \frac{V_{пос}^2 \cdot \rho \cdot C_{y_{max\ пос}}}{2}$	$C_{y_{max\ пос}}$ - посадочний коефіцієнт підйомної сили.
6.	Злітна швидкість, $V_{зл}$	$p(C_{y_{max\ зл}}) = \frac{V_{зл}^2 \cdot \rho \cdot C_{y_{max\ зл}}}{2}$	$C_{y_{max\ зл}}$ - злітний коефіцієнт підйомної сили.

Кроком 2 (див. рис.1.) є розрахунок мас окремих частин та БПЛА в цілому. Основні закономірності по визначенню мас окремих складових БПЛА класу «міні» з електричною силовою установкою наведені на (рис. 5), які отримані на основі аналізу наукових праць [2-6] та обробки статистичних даних [1-6] для існуючих зразків БПЛА цього класу. Виведені залежності забезпечують визначення маси БПЛА першого наближення з врахуванням ТТВ та похибкою в межах $\pm 15...20\%$.

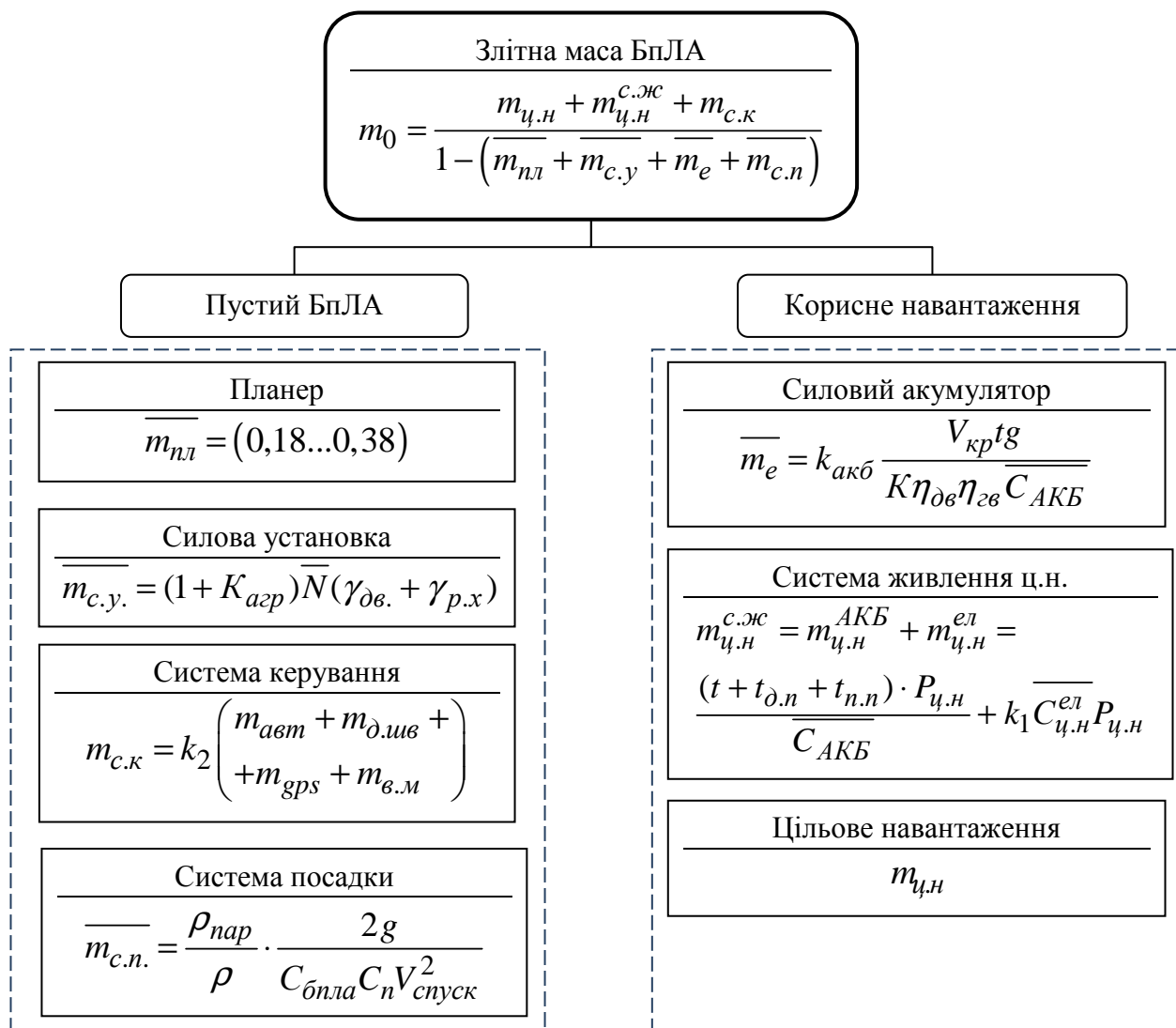


Рис. 5. Структура мас БПЛА з електричною силовою установкою: t - час польоту заданий ТТВ, в год.; $P_{ц.н}$ - номінальна електрична потужність корисного навантаження Вт*год; $t_{д.н}$ та $t_{н.н}$ - час допольотної та післяпольотно перевірки роботи цільового навантаження відповідно; $\overline{m_{ц.н}^{ел}}$ - маса електрообладнання; $\overline{C_{ц.н}^{ел}}$ - питома маса електрообладнання, кг/Вт; k_1 - коефіцієнт кратності резервування системи живлення (1, 2, 3). $m_{авт}$ $m_{д.шв}$, m_{GPS} - маси автопілота, датчика швидкості та модуля GPS відповідно; $m_{в.м} = n_{серв} m_{серво}$ - маса виконуючих механізмів; k_2 - коефіцієнт, який враховує додаткові конструктивні маси с.к., практичне значення 1,12...1,25; $k_{АКБ}$ - коефіцієнт, що враховує резерв ємності АКБ для забезпечення довготривалої експлуатації, практичне значення 1,1...1,2.

Крок 3 – розрахунок ЛТХ БпЛА. Розрахунок чисельних значень параметрів, які задані ТТВ виконується на основі аналітичних залежностей динаміки польоту ЛА. Отримані значення порівнюються з ТТВ. Якщо необхідні параметри не виконуються – проводять наступну ітерацію обчислень – переходять на крок 1 (див. рис.1).

Таким чином, в результаті реалізації алгоритму (див. рис.1.) визначають раціональний діапазон базових проектних параметрів m_0 , \bar{N} та p . Прийняті розраховані чисельні значення m_0 є вхідними даними для розрахунку параметрів ПуПр. В загальному випадку ПуПр структурно розділяється на декілька ланок (табл.2).

Таблиця 2

Структурні елементи ПуПр [6]	
Елемент ПуПр	Загальний вклад/вимоги
ПуПр	Вірогідність безвідмовної роботи $P(t) \approx 0.98$
Направляючі	Мінімізація відхилення від траєкторії руху
Каретка	Висока жорсткість конструкції, відсутність пружних деформацій
Передаточний механізм	Закон зміни рушійної сили $F(t)$
Акумулятор енергії	Максимізація запасу енергії E_{\max}
Замок каретки	Висока жорсткість конструкції, відсутність пружних деформацій
Привід замка каретки	Вірогідність безвідмовної роботи $P(t) \approx 0.98$

Для формування масово-енергетичного обрису ПуПр необхідно врахувати:

- швидкість старту БпЛА (див. табл.1. п. 6);
- максимальне перевантаження (визначається параметрами корисного навантаження, системи керування та загальною міцністю планеру БпЛА);
- злітну масу БпЛА (див. рис. 5).

Масу ПуПр доцільно описати рівнянням:

$$m_{\text{ПуПр}} = m_n + m_{p.m.} + m_{\text{кон}},$$

де m_n - маса направляючої конструкції;

$m_{a.e.}$ - маса акумулятору енергії (резинових джгутів, стиснуте повітря т.д.);

$m_{\text{кон}}$ - конструктивна маса інших елементів.

В першому наближенні, за відсутності чітких проектних вимог до ПуПр, його масу доцільно визначати по статистичним даним аналогів [1-6] в залежності від швидкості сходу з катапульті. Для визначення необхідних виразів проаналізовано масово-енергетичні параметри двох типів ПуПр: пневматичного та механічного з еластичними елементами. Результати обробки статистичних даних представлено в табл. 4.

На масу ТрКн впливають вимоги міцності та технологічності, стартові перевантаження, сила віддачі ПуПр та інші параметри які описуються в ТТВ. В загальному випадку залежність має вигляд:

$$m_{\text{ТрКн}} = f(a_n, a_{\text{мех}}, a_{\text{міцн}}),$$

де $a_n, a_{mex}, a_{мицн}$ - параметри, які характеризують вимоги старту, технології виготовлення та міцності відповідно.

Таким чином, реалізація алгоритму (див.рис.1), визначення мас ПуПр (див. табл. 4) та ТрКн, дозволяє сформуванати раціональні масово-енергетичні параметри цих елементів БпАК контейнерного старту.

Таблиця 4.

Проектні маси ПуПр		
Тип ПуПр	Розрахунковий вираз	Пояснення
Механічний з еластичними елементами	$m_{ПуПр}^{ел} = m_{ПуПр}^{ел} m_0 =$ $= (-0,0954V_{cm} + 2,2089) m_0$	$m_{ПуПр}^{ел}$ - маса ПуПр на еластичних елементах, кг;
Пневматичний	$m_{ПуПр}^{пн} = m_{ПуПр}^{пн} m_0 =$ $= (-0,0045V_{cm} + 0,7864) m_0$	$m_{ПуПр}^{ел}$ - маса пневматичного ПуПр, кг; V_{cm} - стартова швидкість БпЛА, м/с

Запропонований підхід визначення масово-енергетичного обрису БпЛА та маси ПуПр апробований при проектуванні БпЛА контейнерного старту «Сокіл-2» рис.6.



БпЛА «Сокіл-2»



Один з варіантів ПуПр пневматичного типу

Рис. 6. Зразки БпЛА та ПуПр БпАК «Сокіл-2»

Висновок. По результатам проведенних досліджень:

- розроблено комплексний підхід, відповідне методичне забезпечення та алгоритм визначення масово-енергетичних параметрів БпЛА та ПуПр БпАК контейнерного старту класу «міні»;
- систематизовано аналітичні залежності, які пов'язують енергоозброєність та навантаження на крило БпЛА.

Розроблений підхід апробовано при проектуванні БпЛА контейнерного старту «Сокіл-2» та його пускового пристрою.

Список літератури

1. 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.: ил.
2. Гребенников А.Г., Парфенюк В.В., Парфенюк О.И., Удовиченко С.В. Анализ и выбор комбинированной схемы скоростного беспилотного летательного

аппарата // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. Ун-т «ХАИ». – 2010. – Вып.48. – С.51-63.

3. Особливості масової моделі безпілотного літального апарату/ Є.А. Дружинін, Д.М. Крицький, А.І. Захарчук: Системи обробки інформації, 2013, випуск 1 (108) – с. 44-48.

4. В.А. Попов, Д.В. Федутинів Развитие направления миниатюрных беспилотных летательных аппаратов за рубежом. – Режим доступа http://www.uav.ru/articles/mav_abroad.pdf. – 15.02.2017.

5. Особенности массового баланса беспилотного летательного аппарата гражданского назначения во втором приближении/ А.И. Захарчук, С.А. Яшин, В.И. Рябков // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ «ХАИ». - 2013. - Вып. 58. - С. 55-62.

6. Збруцький О.В. Безпілотні літальні апарати контейнерного старту: сучасний стан і напрямки досліджень / О.В. Збруцький, О.М. Масько, В.В. Сухов // – Вісник. Нац. техн. унів-ту України «КПІ» : серія «Машинобудування». – 2012. - № 62. – с.63-66.

7. Г. С. Аленченков Структурный синтез механизмов стартовых устройств беспилотных летательных аппаратов малой массы/А. Э. Пушкарев, Г. С. Аленченков// Интеллектуальные системы в производстве. 2012. № 1 (19) с. 5-11.

Поступила в редакцію 21.03.2017

Формирование массово-энергетических параметров беспилотного летательного аппарата контейнерного старта класса «мини»

Предложен комплексный подход в массово-энергетическом проектировании БПЛА контейнерного старта класса «мини». Систематизированы типовые зависимости, связывающих массу БПЛА, его энерговооруженность и удельную нагрузку на крыло. Разработан обобщенный алгоритм определения массово-энергетических параметров. Предложены аналитические зависимости определения массы пускового устройства двух типов (механического и пневматического) в зависимости от стартовой скорости БПЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат контейнерного старта, пусковое устройство, массово-энергетический баланс.

Determination of Mass-Energy Parameters of the Tube Launch Mini Unmanned Aircraft

A comprehensive approach to the mass-energy design of the tube launch mini uav is proposed. The generalized algorithm for determining mass-energy parameters is developed. Typical dependencies connecting the mass of UAV, its energy-armament and the specific load on the wing are systematized. Analytic dependencies of the determination of the mass of the starting device of two types (mechanical and pneumatic), depending on the starting speed of the UAV, are proposed.

Key words: unmanned aerial vehicle, tube launch, mass-energy design.

Масько Олександр Миколайович – асистент кафедри Приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ, Україна.