

УДК 623.746 – 519

В.І. Сілков¹, С.В. Жданов¹, А.В. Приймак²¹ЦНДІ озброєння та військової техніки Збройних Сил України, Київ²Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ПРО ПОКАЗНИК КОМПЛЕКСНОЇ ОЦІНКИ ТЕХНІЧНОЇ ДОСКОНАЛОСТІ БПЛА З ЕЛЕКТРИЧНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ

Серед різноманіття безпілотних літальних апаратів (БПЛА) різних типів найбільше розповсюдження отримали комплекси поля бою (Міні-БПЛА), які виконують задачі за призначенням в радіусі 2...15 км. Ці апарати звичайно оснащені силовою установкою, в якій повітряний гвинт приводиться в дію електричним двигуном. Авіаційний ринок пропонує на даний час величезну кількість апаратів даного типу. Їхні виробники, рекламуючи товар, заявляють певні льотно-технічні характеристики. Як за цими характеристиками оцінити, хоча б приблизно, технічну досконалість зразка традиційних аеродинамічних компонок є предметом цієї статті.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, показник досконалості, коефіцієнт економічності, лобовий опір, аеродинамічна якість, коефіцієнт корисної дії, електричний двигун.

Вступ

Постановка проблеми. На сучасних безпілотних літальних апаратах класу Міні-БПЛА широке застосування знайшли електричні силові установки (ЕСУ), які мають певні переваги перед силовими установками інших типів. Зокрема, вони є практично безшумними, мають надзвичайно низький рівень ІЧ-випромінювання, тобто залишаються непомітними як для візуального, так й інструментального їх виявлення. Застосування невеликих електричних двигунів дозволило суттєво обмежити розміри БПЛА та зменшити ЕПР останніх. Малопомітність та здатність виконувати політ на малих висотах дозволяють їм успішно виявляти малорозмірні об'єкти та обстежувати внутрішні об'єми споруд.

Особливостями розвитку апаратів даного класу є їх подальша мініатюризація.

Вказані властивості міні-БПЛА зробили їх невід'ємною частиною збройних сил практично усіх провідних країн світу. Вони продемонстрували свою ефективність практично в усіх збройних конфліктах останнього часу [1]. БПЛА, їх бортові системи, цільове навантаження, озброєння безперервно удосконалюються. У зв'язку із цим з'являється потреба в оцінці їх технічної досконалості. А тому метою статті є розробка фізично обґрунтованого та практично доступного показника технічної досконалості міні-БПЛА із електричною силовою установкою.

Виклад основного матеріалу

Сучасні безпілотні авіаційні комплекси (БАК) є складними технічними системами. Вони включають літальний апарат (ЛА), силову установку, бортове обладнання, системи зв'язку, розвідувальне обладнання та озброєння, систему управління та наведення тощо. Їх технічний рівень визначає рівень техні-

чної досконалості усього комплексу. Оцінка ж складових технічного рівня є задачею, яка може не мати рішення у зв'язку із дією т.з. «інтеграційного ефекту». Виходом тут є збільшення масштабів систем, що підлягають оцінці, з акцентуванням уваги на ступені автономності їх функціонування. З огляду на це розглянемо один із методів оцінки технічної досконалості власне ЛА разом з електричною силовою установкою, як головного компонента БАК.

1. Потрібна потужність для прямолінійного горизонтального польоту БПЛА

При прямолінійному горизонтальному польоті на ЛА діє сила лобового опору X_a , яку можна визначити через силу тяжіння gm (рівну підйомній силі) і аеродинамічну якість K [2] в Ньютонах або кілограмах сили:

$$X_a = \frac{gm}{K} [H] = \frac{m}{K} [кгс] \quad (1)$$

Добуток цієї сили на швидкість польоту є потрібною потужністю N_{Π} , яка може бути виміряна в ватах (Вт) або в кінських силах (к.с) [2]:

$$N_{\Pi} = \frac{gmV[m/c]}{K} [Вт] = 2,725 \frac{mV[км/год]}{K} [Вт] = \frac{mV[км/год]}{270K} [к.с.] \quad (2)$$

Приклад залежності потрібної потужності від швидкості в прямолінійному горизонтальному польоті для висот 0 і 3000 м наведений на рис. 1. При постійному коефіцієнті лобового опору потрібна потужність залежить від швидкості польоту в третьому ступені: $N_{\Pi} = X_a = C_{xa} \rho V^2 S V / 2 = C_{xa} \rho V^3 S / 2$. Однак коефіцієнт C_{xa} сам залежить від швидкості (через коефіцієнт підйомної сили), тому залежність $N_{\Pi}(V)$ носить більш складний характер. Її мінімаль-

на величина відповідає економічній швидкості (економічному куту атаки, економічному коефіцієнту підйомної сили $C_{y_{ек}}$).

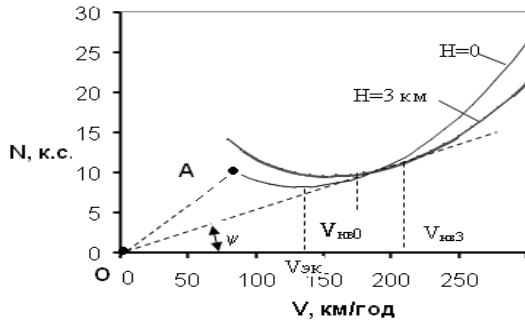


Рис. 1. Залежність потрібної потужності від швидкості польоту на різних висотах.

Відношення потрібної потужності до швидкості у будь-якій точці графіка (наприклад, у точці А) дорівнює силі лобового опору. На графіку це відношення виражається тангенсом кута ψ нахилу променя ОА до осі швидкостей. Очевидно, що цей кут буде мінімальним у випадку торкання лінією ОА кривої потрібної потужності. Точка торкання відповідає найвигіднішій швидкості $V_{нв}$, найвигіднішому куту атаки $\alpha_{нв}$ (найвигіднішому коефіцієнту підйомної сили $C_{y_{нв}}$) й максимальній аеродинамічній якості K_{max} [2]. Дані параметри визначаються полярою ЛА. Поляра звичайно має квадратичну залежність і тоді найвигідніший коефіцієнт підйомної сили виражається через її параметри [4]:

$$C_{xa} = C_{x0} + AC_{ya}^2, \quad C_{y_{нв}} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{A}}, \quad (3)$$

де $C_{y_{нв}}$ є найважливішою характеристикою оптимальних режимів польоту.

З формули (2) слідує, що мінімальну потужність можна отримати при мінімальному відношенні V/K . Визначимо режим польоту, що відповідає даній умові. Для цього запишемо вираз для швидкості прямолінійного горизонтального польоту й розділимо його на якість $K = C_{ya}/C_{xa}$:

$$\frac{V}{K} = \sqrt{\frac{2gm}{C_{ya}\rho S}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}} = \sqrt{\frac{2gm}{\rho S}} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}. \quad (4)$$

Очевидно, що відношення V/K буде мінімальним при мінімальному значенні величини $C_{xa}/C_{ya}^{3/2}$. Визначимо режим польоту, що відповідає даній умові. Для цього скористуємося рівнянням поляри (3) й розділимо його на $C_{ya}^{3/2}$:

$$\frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}} = \frac{C_{x0}}{C_{ya}^{3/2}} + \frac{AC_{ya}^2}{C_{ya}^{3/2}}. \quad (5)$$

Виконавши диференціювання правої частини (5) по C_{ya} й прирівнявши її до нуля, знайдемо вираз

для економічного коефіцієнта підйомної сили

$$C_{y_{ек}} = \sqrt{3 \frac{C_{x0}}{A}} = \sqrt{3} C_{y_{нв}} = 1,73 C_{y_{нв}}. \quad (6)$$

$C_{y_{ек}}$ виявився більше найвигіднішого в 1,73 разу. Оскільки швидкість горизонтального польоту обернено пропорційна кореню квадратному з коефіцієнта підйомної сили, то будемо мати відношення між найвигіднішою і економічною швидкостями в вигляді:

$$V_{нв} = \sqrt[4]{3} V_{ек} = 1,32 V_{ек}. \quad (7)$$

Із формули (7) слідує, що найвигідніша швидкість перевищує економічну на 32 %.

Коефіцієнт лобового опору на економічному куті атаки дорівнює:

$$C_{x_{ек}} = C_{x0} + AC_{y_{ек}}^2. \quad (8)$$

З урахуванням формули (8) і того, що $C_{x0} = AC_{y_{нв}}^2$, $K_{нв} = C_{y_{нв}}/(2C_{x0})$, знайдемо $C_{x_{ек}} = 4C_{x0}$.

Таким чином, коефіцієнт лобового опору на економічній швидкості в 4 рази більший ніж на найвигіднішій, а аеродинамічна якість зменшується приблизно на 13%

$$K_{ек} = \frac{\sqrt{3}}{2} K_{max} = 0,866 K_{max}. \quad (9)$$

З'язок між економічним і найвигіднішим режимами польоту визначається формулами (6) – (9). Ці відношення слід враховувати при плануванні та виконанні конкретних польотів.

У деяких виданнях поняття «найвигідніша швидкість» замінюється поняттям «крейсерська швидкість», що є не зовсім коректним для ЛА з гвинтомоторною силовою установкою.

При збільшенні висоти польоту криві потрібних потужностей піднімаються нагору й зміщуються вправо – найвигідніша швидкість збільшується при незмінному куті атаки (аеродинамічній якості).

Повітряний гвинт підбирається з умови максимального ккд на певному режимі польоту: режимі максимальної дальності або режимі максимальної тривалості. Це необхідно враховувати при виборі швидкості, висоти та частоти обертання вала двигуна при виконанні конкретного польоту.

На деяких двигунах номінальні оберти збігаються з максимальними. Таким чином, номінальний режим звичайно є найекономічнішим, розрахунковим для тривалого польоту. Близьким до нього є режим польоту на максимальну дальність.

2. Оцінка витрат енергії на зміну режиму польоту

При застосуванні на БПЛА з ЕСУ привід повітряного гвинта приводиться в дію електродвигуном (ЕД). Тому методичний підхід для оцінки тактико-технічних характеристик залишається таким же, як і

для поршневого двигунів. Однак для оцінки показника економічності замість витрати палива необхідно використовувати витрати електроенергії.

У зв'язку із цим необхідно проводити оцінку – скільки енергії (наприклад, акумуляторних батарей) необхідно витратити для підйому ЛА з однієї висоти на іншу, для переходу з однієї швидкості на другу. При цьому необхідно вибрати найбільш економічний режим польоту, а потім розрахувати потрібні витрати енергії. В першу чергу це стосується економічної швидкості, яка відповідає найбільшій тривалості польоту. Для розрахунку цієї швидкості необхідно визначити за формулами (3), (6) економічний коефіцієнт підйомної сили $C_{\text{уек}}$, а потім і економічну швидкість

$$V_{\text{ек}} = \sqrt{\frac{2gm}{C_{\text{уек}}\rho S}}. \quad (10)$$

Реальне пілотування здійснюється по приладовій швидкості. Для її розрахунку у формулу (10) замість щільності ρ варто підставляти значення $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$, що відповідає висоті $H = 0$. У цьому випадку індикаторна (приладова) швидкість $V_{\text{іек}}$ буде однаковою для усіх висот, а істинна швидкість буде зростати із зростанням висоти залежно від зміни щільності повітря

$$V_{\text{ек}} = V_{\text{іек}} \sqrt{\rho_0/\rho_H}. \quad (11)$$

Повна енергія ЛА, як відомо, складається з потенційної й кінетичної

$$E = gmH + mV^2/2. \quad (12)$$

Розділивши вираз (12) на m , одержимо питому енергію – повну енергію, що припадає на 1 кг маси ЛА

$$E_{\text{в}} = gH + V^2/2. \quad (13)$$

Для переміщення ЛА з висоти H_1 на висоту H_2 зі зміною швидкості від V_1 до V_2 необхідна питома енергія буде дорівнювати:

$$\Delta E_m = g(H_2 - H_1) + \frac{V_2^2 - V_1^2}{2}. \quad (14)$$

Набір висоти доцільно робити при умові $\rho = \rho_0$. Тоді істинні швидкості будуть пов'язані із приладовою співвідношеннями

$$V_1 = V_{\text{іек}} \sqrt{\rho_0/\rho_1}, \quad V_2 = V_{\text{іек}} \sqrt{\rho_0/\rho_2}.$$

Підставляючи дані значення у (14), одержимо

$$\Delta E_m = g(H_2 - H_1) + \frac{1}{2} V_{\text{іек}}^2 \left(\frac{\rho_0}{\rho_2} - \frac{\rho_0}{\rho_1} \right). \quad (15)$$

Оцінимо вплив кожної складової формули (15) для найбільш імовірних змін висоти польоту. Розрахунки показують, що зміна кінетичної енергії при

прийнятому прийомі пілотування є невеликою. Так, при швидкості 50 км/год помилка не врахування кінетичної енергії, становить усього 0,35%, на швидкості 100 км/год – 1,39%, а на швидкості 200 км/год – 5,34%. Оскільки політ зі швидкостями більше 100 км/год для БпЛА з ЕСУ малоімовірний, а діапазон зміни висот може бути не значним, то врахування витрат енергії на зміну швидкості не має практичного значення. Виходячи із цього, формулу (15) можна переписати у більш простому вигляді:

$$\Delta E_m = g(H_2 - H_1). \quad (16)$$

Якщо висота приймається в метрах, то результат розрахунку по формулі (16) має розмірність [Вт×с/кг]. Для одержання результату в кіловатах на годину його необхідно розділити на $3,6 \times 10^6$.

Для одержання повної енергії необхідно питому енергію помножити на масу ЛА. За величиною ΔE_m можна планувати витрату енергії акумулятора.

3. Наявна енергія для виконання прямолінійного горизонтального польоту

Якщо для переміщення ЛА використовуються бортові акумулятори, то робота (енергія $E_{\text{ак}}$) електричного струму визначається добутком напруги (U) і сили струму (I) на час його дії (t), тобто $E_{\text{ак}} = UIt$ [Вт×с]. Оскільки механічна енергія також вимірюється в [Вт×с], то рівність між ними не зміниться, якщо від секунд перейти до годин $E_{\text{ак}} = UIt$ [Вт×год].

Нагадаємо, що величину максимальної енергії акумулятора можна підрахувати в ампер-годинах за його максимальною ємністю $Q = It$ [А×год] і номінальною напругою U [В]

$$E_{\text{макс}} = Q_{\text{макс}} U \text{ [Вт-год]}. \quad (17)$$

Однак енергія акумулятора, яка може бути реально використана E_p , буде дорівнювати її максимальній величині $E_{\text{макс}}$ за врахуванням мінімально допустимої енергії по глибині розряду акумулятора $E_{\text{доп}}$. Крім того, частина енергії втрачається в ЕД, а також на повітряному гвинті. Ці втрати кількісно визначаються відповідними коефіцієнтами корисної дії ЕД $\eta_{\text{дв}}$ і повітряного гвинта $\eta_{\text{в}}$. Тому наявна енергія силової установки, котра може бути використана на політ ЛА, буде визначатися за формулою

$$E_{\text{СУ}} = (E_{\text{макс}} - E_{\text{доп}}) \eta_{\text{дв}} \eta_{\text{в}} = E_{\text{макс}} \eta_{\text{дв}} \eta_{\text{в}} k_{\text{доп}}. \quad (18)$$

В формулі (18) коефіцієнт

$$k_{\text{доп}} = 1 - E_{\text{доп}}/E_{\text{макс}}$$

оцінює допустиму глибину розрядки акумулятора.

Так, при допустимій глибині розрядки $E_{\text{доп}}/E_{\text{макс}} = 0,3$ (або 30%) $k_{\text{доп}} = 0,7$. На практиці допускають $k_{\text{доп}} = 0,6..0,7$.

Наявна енергія, що визначена за формулою (18), також не вся використовується на виконання тактичної задачі. Частина її E_{in} витрачається на перевірку систем, агрегатів, на зліт, посадку, набір заданої висоти, на роботу системи передачі інформації на управління апаратом тощо.

Таким чином, власне на горизонтальний політ або інші задані маневри залишається величина енергії

$$E_{ГП} = E_{CV} - E_{in} = E_{max} \eta_{дв} \eta_{в} k_{доп} \xi_{in}, \quad (19)$$

де $\xi_{in} = 1 - E_{in}/E_{max}$ – коефіцієнт, що оцінює інші (експлуатаційні) витрати енергії.

Якщо прийняти $\eta_{дв} = 0,85$, $\eta_{в} = 0,8$, $k_{доп} = 0,7$, $\xi_{in} = 0,9$, то добуток даних коефіцієнтів дорівнює 0,428, тобто на корисну роботу (горизонтальний політ і інші маневри) практично вдається використати біля 40% від максимальної енергії акумулятора.

В польоті сила струму залежить від зовнішнього навантаження двигуна повітряним гвинтом. Її можна отримати із рівності електричної і механічної потужностей (див. формулу (2) з урахуванням втрат енергії в електродвигуні і на повітряному гвинті:

$$\begin{aligned} N = IU &= \frac{X_a V}{\eta_{дв} \eta_{в}} = \frac{gmV[m/c]}{K \eta_{дв} \eta_{в}} \\ &= 2,725 \frac{mV[км/год]}{K \eta_{дв} \eta_{в}} [Вт]. \end{aligned} \quad (20)$$

Оскільки енергія електричного струму $E = UIt = Nt$, то при $t=1$ год отримуємо годинну витрату енергії

$$E_h = 2,725 \frac{mV[км/год]}{K \eta_{дв} \eta_{в}} [Вт]. \quad (21)$$

Отримані формули дозволяють визначити тривалість горизонтального польоту, зокрема, її максимальну величину, якщо політ виконується на економічній швидкості, коли аеродинамічна якість дорівнює $K_{ек} = 0,866K_{max}$

$$T_{max} = \frac{E_{ГП}}{E_h} = 0,318 \frac{\bar{E}_{ГП} k_{ee}}{V_{ек}}. \quad (22)$$

В формулі (22) позначено:

$\bar{E}_{ГП} = E_{ГП}/m$ – відносний запас енергії акумулятора на виконання горизонтального польоту (запас енергії, що припадає на 1 кг маси ЛА);

k_{ee} – максимальний коефіцієнт економічності БпЛА з електричною силовою установкою

$$k_{ee} = K_{max} \eta_{дв} \eta_{вmax}. \quad (23)$$

Коефіцієнт k_{ee} є величиною безрозмірною, тому зручною для практичного використання. Він визначається максимальною аеродинамічною якістю

ЛА, а також коефіцієнтами корисної дії електричного двигуна і повітряного гвинта. Вказані коефіцієнти знаходяться в межах

$$\eta_{дв} = 0,85 \dots 0,95, \quad \eta_{вmax} = 0,7 \dots 0,9.$$

Між тим, всі параметри виразу (23) рідко задаються виробниками на презентаціях конкретних зразків. Отже величину k_{ee} більш надійно можна визначити з формули (22) за результатами польотної інформації, яка презентується практично для усіх комплексів: економічної швидкості [км/год], максимальній тривалості польоту [год] і відносного запасу енергії на горизонтальний політ [Вт×год/кг]

$$k_{ee} = \frac{V_{ек} T_{max}}{0,318 E_{ГП}}. \quad (24)$$

Якщо задана не тривалість, а дальність польоту, коефіцієнт економічності визначається наступним чином.

Політ на максимальну дальність виконується на найвигіднішій швидкості, коли $K_{нв} = K_{max}$, і тоді годинна витрата енергії буде дорівнюватися

$$E_h = 2,725 \frac{mV_{нв}}{K_{max} \eta_{дв} \eta_{в}} = 2,725 \frac{mV_{нв}}{k_{ee}}. \quad (25)$$

Оскільки кілометрова витрата енергії пов'язана з годинною співвідношенням $E_k = E_h/V$, то максимальна дальність польоту дорівнює

$$L_{max} = \frac{E_{ГП}}{E_k} = \frac{\bar{E}_{ГП} k_{ee}}{2,725}. \quad (26)$$

Залежність коефіцієнта економічності від дальності в явному вигляді прийме вид:

$$k_{ee} = \frac{E_{ГП}}{E_k} = \frac{L_{max}}{0,367 \bar{E}_{ГП}}. \quad (27)$$

Очевидно, що розрахунки k_{ee} за формулами (24) і (27) повинні дати близькі результати.

4. Шкала оцінки показників технічної досконалості ЛА

Для перевірки працездатності запропонованих показників проведена оцінка можливості їх використання для визначення льотних властивостей діючих і перспективних БпЛА. В якості джерел інформації використовувалися роботи [5, 7, 8] та сайти офіційних виробників БпЛА. Була сформована група ЛА з найбільш повними даними, які й представлені в табл. 1.

Слід зауважити, що ємність акумуляторної батареї в даній таблиці визначена з великим наближенням.

Вірогідність визначення коефіцієнта k_{ee} (а отже й технічного рівня БпЛА) залежить від об'єктивності вихідних даних).

Таблиця 1

Результати розрахунку коефіцієнта k_{ee} БпЛА з електричною силовою установкою

Назва БпЛА	Радіус дії, км	Тривалість польоту, год	Макс. швидкість, км/год	Крейс. швидкість, км/год	Статич. степія, м	Злітна маса, кг	Злітна потужність СУ, Вт	Ємність акумулятора, А×год	k_{ee}
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Элерон-3	10	1,00	80	60	1500	3,5	200	7,00	9,44
Wasp AE	5	0,83	83	37	152	1,2	150	2,60	4,83
Кажан-2	10	1,00	110	80	4000	2,5	200	5,00	12,59
Aladin	5	0,75	90	46	200	3	300	6,00	5,43
Bayraktar	15	1,33	83	60	4000	4,5	200	9,00	12,56
Bird Eye	10	1,00	83	61	3352	5,5	900	11,00	9,60
Micro-B	10	1,00	83	46	250	1	100	2,00	7,24
Orbiter-I	15	3,00	129	56	129	7	1200	14,00	26,43
Raven	10	1,50	81	56	4267	1,9	200	3,80	13,22
Груша	10	1,25	120	60	3000	2,4	250	4,80	11,80
Искатель	10	0,67	80	56	4000	1,2	200	2,60	5,90
WASP III	5	0,75	65	40	300	0,43	150	0,86	4,72
Mosquito	3	0,70	110	61	150	0,5	120	1,00	6,72
Puma AE	15	2,00	83	60	152	5,9	200	11,80	18,88

Нажаль, вихідна інформація часто є суперечливою, рекламною і тому потребує додаткового аналізу.

Як впливає з аналізу формули (23), коефіцієнт k_{ee} повинен змінюватися у відносно вузьких межах. В табл. 1 в графі 10 наведені розрахунки даного коефіцієнта для прийнятої групи БпЛА за їх опублікованими параметрами. Оскільки вихідна інформація по дальності у край обмежена, то в табл. 1 надані результати розрахунку k_{ee} по формулі (24).

В табл. 1 представлені БпЛА різних класів і призначення: від невеликого "WASP III" масою 0,430 кг до БпЛА "Orbiter-I" масою 7 кг. За величиною k_{ee} можна скласти уявлення про технічний рівень даних апаратів.

Максимальна аеродинамічна якість ЛА традиційних схем звичайно знаходиться в межах 15 – 20 од. Отже коефіцієнт k_{ee} в даному випадку (крім апаратів з великим відносним подовження крила) не перевищує 15. Якщо він стає більше за дану величину, необхідно критично проаналізувати його вихідні дані, зокрема, максимальну аеродинамічну якість. Так, отримана в таблиці величина $k_{ee} = 26$ для БпЛА "Orbiter-I", очевидно, завищена за рахунок досить великої тривалості польоту або за рахунок ємності акумулятора.

Для зручності користування можна також побудувати більш звичну (п'ятибальну) шкалу оцінок k_{ee} , наприклад, таку, що наведена в табл. 2.

Використовуючи дану шкалу можна виставити оцінки ЛА із табл. 1.

Таблиця 2

Нормалізована шкала оцінок технічної досконалості БпЛА

Кількість балів	Величина k_{ee}	Характеристика
1	менше 5	Невдала аеродинамічна схема, неекономічний двигун незадовільно підібраний гвинт
2	5...9	Низька аеродинамічна якість, низька ємність АБ, невеликий ккд гвинта
3	10...14	Задовільна аеродинамічна якість, велика ємність АБ, придатний ккд гвинта
4	15...19	Висока аеродинамічна якість, значний ккд АБ, запроваджені нові технології
5	20...25	Використані новітні матеріали, технології виробництва, сучасні досягнення з аеродинаміки, двигунобудування, повітряних гвинтів, джерел живлення електричною енергією

Зауважимо, що БПЛА із $k_{ee} > 25$ можна віднести до супереконімічних.

Отриманий коефіцієнт k_{ee} може допомогти виявити помилкові дані або проаналізувати вузькі місця в компоновці ЛА та силової установці.

Висновки

1. Широка номенклатура безпілотних літальних апаратів, які знаходяться на озброєнні збройних сил країн світу, їх різномірний технологічний та технічний рівень висувають на перший план проблему їх порівняльної оцінки, як основи процесу прийняття рішення при формуванні сучасного парку безпілотної авіаційної техніки для Збройних Сил України.

2. В роботі запропонований принципово новий комплексний показник, який характеризує рівень технічної досконалості сучасних БПЛА з ЕСУ, інтегрально враховуючи як досконалість аеродинамічної компоновки безпілотних літальних апаратів, так і технічну досконалість їх силових установок.

3. Запропонований комплексний показник може бути особливо корисним при вирішенні задач оцінки технічної досконалості існуючих зразків безпілотних платформ для різнотипного цільового навантаження, та безпілотних платформ, що створюються, а також при використанні у складі інтегральних показників при відпрацюванні концепцій створення сучасних безпілотних літальних апаратів.

Список літератури

1. Харченко О.В. Комплексний аналіз перспектив розвитку військової безпілотної авіації у збройних силах провідних країн світу / О.В. Харченко, С.О. Богаславець, Ю.В. Коцуренко // Наука і оборона. – 2013. – № 1. – С. 23-27.
2. Силков В.И. Динамика полета летательных аппаратов / В.И. Силков. – К.: КМУ ГА, 1997. – 424 с.
3. Азарьев И.А. Практическая аэродинамика дельтаплана / И.А. Азарьев, Д.С. Горшенин, В.И. Силков. – М.: Машиностроение, 1992. – 285 с.
4. Аэродинамика літальних апаратів / Г.Н. Котельніков, О.В. Мамлюк, В.І. Силков, Ю.М. Терещенко. – К.: Вища освіта, 2002. – 255 с.
5. Беспилотные летательные аппараты: Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / В.М. Ильюшко и др.; под ред. В.И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2010. – 302 с.
6. Беспилотные авиационные комплексы: Методики сравнительной оценки боевых возможностей / М.М. Митрахович и др.; под ред. В.И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2012. – 302 с.
7. Беспилотные летательные аппараты мира: Справочник. 2-е изд., исправлен. и перераб. – М.: Информационное агентство АРМС-ТАСС, 2011. – 456 с.
8. Janes Unmanned Aerial Vehicles And Targets / Editor Mark Daly; v.k.: TMC Jane's, 2011, 348.

Надійшла до редколегії 29.08.2014

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.І. Миргород, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

О ПОКАЗАТЕЛЕ КОМПЛЕКСНОЙ ОЦЕНКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА БПЛА С ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

В.И. Силков, С.В. Жданов, А.В. Приймак

Среди многообразия беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) разных типов наибольшее распространение получили комплексы поля боя (Мини-БПЛА), которые выполняют задачи по назначению в радиусе 2...15 км. Эти аппараты обычно оснащены силовой установкой, в которой воздушный винт приводится в действие электрическим двигателем. Авиационный рынок предлагает на данное время огромное количество аппаратов данного типа. Их производители, рекламируя товар, заявляют определенные летно-технические характеристики. Как за этими характеристиками оценить, хотя бы приблизительно, техническое совершенство образца традиционных аэродинамических компоновок является предметом этой статьи.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, показатель совершенства, коэффициент экономичности, лобовое сопротивление, аэродинамическое качество, коэффициент полезного действия, электрический двигатель.

ABOUT INDEX OF COMPLEX ESTIMATION OF TECHNICAL PERFECTION OF BPLA WITH ELECTRIC POWER-PLANT

V.I. Silkov, S.V. Zhdanov, A.V. Priymak

Among the variety of pilotless aircrafts (BPLA) of different types most distribution was got by complexes battle-fields (MINI-BPLA) which execute tasks on purpose in a radius a 2...15 km These vehicles are usually equipped a power-plant in which an airscrew is driven to the action an electric engine. An aviation market offers the enormous amount of vehicles of this type on this time. Their producers, promoting a product, declare certain aircraft performance descriptions. How after these descriptions to estimate, even approximately, technical perfection of standard of traditional aerodynamic arrangements is the article of this article.

Keywords: pilotless aircraft, index of perfection, coefficient of economy, head-resistance, aerodynamic quality, output-input ratio, electric engine.