

УДК 623.746

А. Л. ЗІРКА,

кандидат технічних наук,

О. О. РАССТРИГІН, доктор технічних наук,
старший науковий співробітник,**В. І. СІЛКОВ,** кандидат технічних наук, старший
науковий співробітник(Центральний науково-дослідний інститут
озброєння та військової техніки Збройних Сил
України, м. Київ)

Методика оцінки технічної досконалості безпілотного літального апарата за його основними льотно-технічними характеристиками при проведенні льотних випробувань

Отримання (застосування) комплексних показників для оцінки ряду характеристик (параметрів функціонування) надає можливість з більшою точністю та оперативністю оцінити потрібні параметри, а також у певних умовах зменшити матеріальні витрати, крім того заощадити час та ресурси при випробуваннях. Для комплексної оцінки якостей безпілотних літальних апаратів з різними силовими установками пропонується застосувати комплексний показник технічної досконалості.

Наведено результати теоретичних розрахунків комплексного показника технічної досконалості для групи безпілотних літальних апаратів, класу тактичного – поля бою та результати льотного експерименту. У ході льотного експерименту безпілотного літального апарата класу тактичний – поля бою “Мара-2М”:

оцінено адекватність запропонованого комплексного показника та методики з його розрахунку;

перевірено достовірність результатів розрахункових даних, отриманих в ході теоретичних досліджень;

перевірено достовірність заявлених характеристик безпілотного літального апарата “Мара-2М” за отриманими результатами льотного експерименту.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, режим польоту, оцінка характеристик.

Получение (применение) комплексных показателей для оценки ряда характеристик (параметров функционирования) дает возможность с большей точностью и оперативностью оценить нужные параметры, а также в определенных условиях уменьшить материальные затраты, кроме того сэкономит время и ресурсы при испытаниях. Для комплексной оценки качеств беспилотных летательных аппаратов с разными силовыми установками предлагается применить комплексный показатель технического совершенства.

Приведены результаты теоретических расчетов комплексного показателя технического совершенства для группы беспилотных летательных аппаратов, класса тактического – поля боя и результаты летного эксперимента конкретного образца. В ходе летного эксперимента беспилотного летательного аппарата класса тактический – поля боя “Мара-2М”:

оценена адекватность предложенного комплексного показателя и методики его расчета;

подтверждена достоверность результатов расчетных данных, полученных в ходе теоретических исследований;

проверена достоверность заявленных характеристик беспилотного летательного аппарата “Мара-2М” по результатам летного эксперимента.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, режим полета, оценка характеристик.

Питання проведення льотних випробувань зразків авіаційної техніки, зокрема безпілотних літальних апаратів (БпЛА), з необхідним обсягом та із задовільною точністю визначення параметрів залишається актуальним та складним завданням. При цьому оцінка окремих параметрів, таких як дальність та тривалість польоту (просторово-часові параметри), пов'язана із залученням значного ресурсу (часового, просторового, матеріально-технічного тощо), що в ряді випадків викликає проблемні питання при їх реалізації.

Досвід проведення випробувань безпілотних авіаційних комплексів (БпАК) (декілька десятків комплексів протягом останніх років пройшли визначальні відомчі випробування) показав, що в ряді випадків не було досягнуто підтвердження всіх заявлених характеристик.

Так, отримання значень ряду показників у ході льотних випробувань, зокрема льотно-технічних характеристик (ЛТХ) сучасних БпЛА, що здійснюють політ лише в автоматизованому режимі, виявилось ускладненим, наприклад, визначення мінімальної швидкості польоту, швидкості звалювання, характеристик керованості, маневреності та ін. При цьому з аналізу досвіду застосування БпАК в ході проведення антитерористичної операції на території Донецької та Луганської областей (АТО) окремі ЛТХ з зазначених вище не є принциповими та такими, що значною мірою впливають на ефективність виконання бойового завдання БпАК (наприклад, максимальна, мінімальна швидкості, максимальна висота польоту тощо). З іншого боку, в ході виконання розвідувальних польотів констатовано недостатні дальність та тривалість польоту більшості застосованих на даний час в зоні проведення АТО БпЛА з погляду досягнення рубежів розташування окремих важливих об'єктів противника (комплексів РЕБ, командних пунктів та ін.) [1]. Дані показники загалом характеризують можливість комплексів з виконання завдань за призначенням (оцінка характеристик корисного навантаження у вигляді оптико-електронних систем розглядається окремо). Разом з тим, в ході проведених випробувань для ряду БпАК вони не були повністю оцінені (підтвержені), у тому числі внаслідок несприятливих умов проведення випробувань, а також наявності просторово-часових обмежень, перш за все недосконалості наявної полігонно-випробувальної бази.

Зважаючи на зазначене, актуальним є пошук шляхів оптимізації процесу отримання значень окремих

параметрів при проведенні льотних випробувань, у тому числі із залученням нових науково-методичних підходів.

Отримання (застосування) комплексних показників для оцінки ряду характеристик (параметрів функціонування) у зазначених умовах надає можливість з більшою точністю та оперативністю оцінити потрібні параметри, а також у певних умовах зменшити матеріальні витрати, крім того, заощадити час та ресурс при випробуваннях БпАК. Для комплексної оцінки якостей БпАК пропонується застосувати комплексний показник технічної досконалості (КПТД) k_e для БпЛА з різними силовими установками [2, 3]. Зазначений аналітично виведений коефіцієнт k_e враховує та показує взаємну залежність декількох визначальних параметрів (дальність, тривалість польоту, ККД повітряного гвинта та досконалість силової установки).

Враховуючи найбільше розповсюдження на теперішній час у ЗС України та достатньо ефективне застосування в ході проведення АТО саме БпЛА з електричною силовою установкою (ЕСУ) далі в роботі пропонується розглянути БпАК класу 1 – тактичний – поля бою з ЕСУ.

Відповідно до раніш отриманих результатів теоретичних досліджень [2, 3] для БпЛА з ЕСУ k_e через максимальну аеродинамічну якість K_{\max} розраховується за виразом

$$k_e = K_{\max} \eta_{\text{ос}} \eta_{\text{зв}}, \quad (1)$$

де K_{\max} – максимальна аеродинамічна якість БпЛА; $\eta_{\text{ос}}$ – ККД двигуна; $\eta_{\text{зв}}$ – ККД повітряного гвинта.

Залежності даного коефіцієнта k_e від значень максимальної тривалості та дальності польоту в явному вигляді, що були отримані під час попередніх досліджень, мають відповідний вигляд:

$$k_e = \frac{V_{\text{ек}} T_{\max}}{0,088 E_{\max} k_{\text{доо}} \xi_{\text{ін}}}; \quad (2)$$

$$k_e = \frac{9,81 L_{\max}}{E_{\max} k_{\text{доо}} \xi_{\text{ін}}}, \quad (3)$$

де $V_{\text{ек}}$ – економічна швидкість польоту БпЛА; T_{\max} – максимальна тривалість польоту БпЛА; E_{\max} – максимальна енергія акумуляторної батареї; $k_{\text{доо}} = 1 - E_{\text{доо}}/E_{\max}$ – коефіцієнт, що оцінює припустиму глибину розряду акумулятора; $\xi_{\text{ін}} = (1 - E_{\text{ін}}/E_{\max})$ – коефіцієнт, який оцінює інші

Таблиця 1. Результати розрахунку k_e БпЛА тактичних – поля бою

БпЛА	Характеристики											
	T_{\max} , год	L_{\max} , км	$m_{\text{зл}}$, кг	$V_{\text{ек}}$, км/год	$V_{\text{крс}}$, км/год	$U_{\text{н}}$, В	$U_{\text{ос}}$, В	$Q_{\text{н}}$, А·год	$Q_{\text{ос}}$, А·год	$\frac{E_{\text{зл}}}{Vt}$, Вт	K_e	K_e
“Флай Ай”	2,3	180	11	68	72	50	36	9,8	2,6	36,0	13,6	13,6
“Фурия”	2	120	7	55	60	12,5	11	32	15	33,6	10,3	9,7
“Мара-2М”	1,3	72	2,3	54	66	16,4	14	6,3	4	20,6	10,7	9,5
“Патріот”	1,8	80	3,5	50	60	16,0	14	8,2	3	25,5	11,1	8,6
“DeViro”	1,2	70	4,5	50	60	16,0	14	8,2	3	19,8	9,5	9,6

(експлуатаційні) витрати енергії; L_{\max} – максимальна дальність польоту БПЛА.

Розрахунки k_e за формулами (2), (3) теоретично повинні дати однаковий результат, хоча виходять вони з різних джерел інформації. При цьому вирази (2) та (3) дозволяють знаходити значення k_e , а відповідно, здійснювати оцінку за рівнем технічної досконалості за даними (характеристиками) БПЛА, що, як правило, декларується або задаються [4, 5].

У табл. 1 як приклад наведено результати теоретичних розрахунків k_e для групи БПЛА, що входять до складу БпАК класу тактичного – поля бою. Дані БпАК застосовуються ЗС України в ході проведення АТО, окремі з них знаходяться на підконтрольній експлуатації в ЗС України та пройшли визначальні відомчі випробування.

Слід зазначити, що величину k_e досить наближено можна визначити за середніми значеннями параметрів формул (2) та (3) у ході випробувального польоту БПЛА на максимальну дальність і тривалість. Однак більш точну інформацію надає оцінка окремих частин профілю польоту, як це було здійснено авторами в ході льотного експерименту (ЛЕ) з БпАК класу тактичний – поля бою “Мара-2М”.

Під час випробувань зазначеного БпАК завданнями ЛЕ було:

оцінка адекватності запропонованого комплексного показника k_e та методики його розрахунку;

перевірка достовірності результатів розрахункових даних, отриманих у ході теоретичних досліджень;

перевірка достовірності заявлених характеристик БПЛА “Мара-2М” за отриманими результатами ЛЕ.

Для отримання вихідної інформації для ЛЕ (випробування на максимальні дальність та тривалість) необхідно було попередньо визначити:

максимальну величину енергії акумулятора (визначається під час проведення передпольотної підготовки);

коефіцієнт ξ_{in} витрати енергії на допоміжне споживання (виконання режимів зльоту, набору оптимальної висоти польоту, зниження та ін., отримувалося з бортових вимірювальних приладів) під час виконання відповідних режимів польоту;

коефіцієнт $k_{доо}$ залишкової (припустимої) величини енергії акумулятора після польоту (отримувалося з бортових вимірювальних приладів після завершенні польоту); максимальний запас енергії акумулятора;

коефіцієнт економічності за параметрами сталої ділянки польоту.

При цьому обробка отриманих даних в ході випробувального польоту здійснювалась як за весь політ (на рис. 1 показані дані вимірюваних характеристик бортовими засобами реєстрації за весь оцінюваний політ), так і на окремих ділянках (рис. 2), характерних сталістю режиму та параметрів польоту при мінімальному впливі зовнішніх факторів (вітер, зміна профілю польоту тощо).

Розрахунки коефіцієнта економічності за середніми параметрами дальності та тривалості польоту часто пов’язані з неповнотою вихідних даних, а також з викривленням їхніх дійсних значень.

При наявності реальних БПЛА ці дані порівняно просто можна одержати без проведення спеціальних льотних випробувань, а лише з використанням тренувальних та частково реальних (бойових) польотів, використовуючи штатну бортову апаратуру, як це зображено на рис. 2. Крім того, запропонована методика дозволить одержати додаткову інформацію, необхідну для інженерно-штурманських розрахунків.

На рис. 2 показані дані вимірюваних характеристик бортовими засобами реєстрації за обраний для розрахунків етап польоту. Саме на таких ділянках отримані максимальні значення $k_{e\max}$.

Так, для визначення коефіцієнта економічності необхідно виконати кілька завдань із витриманням режимів, так званих “майданчиків”. Підтримуючи певну

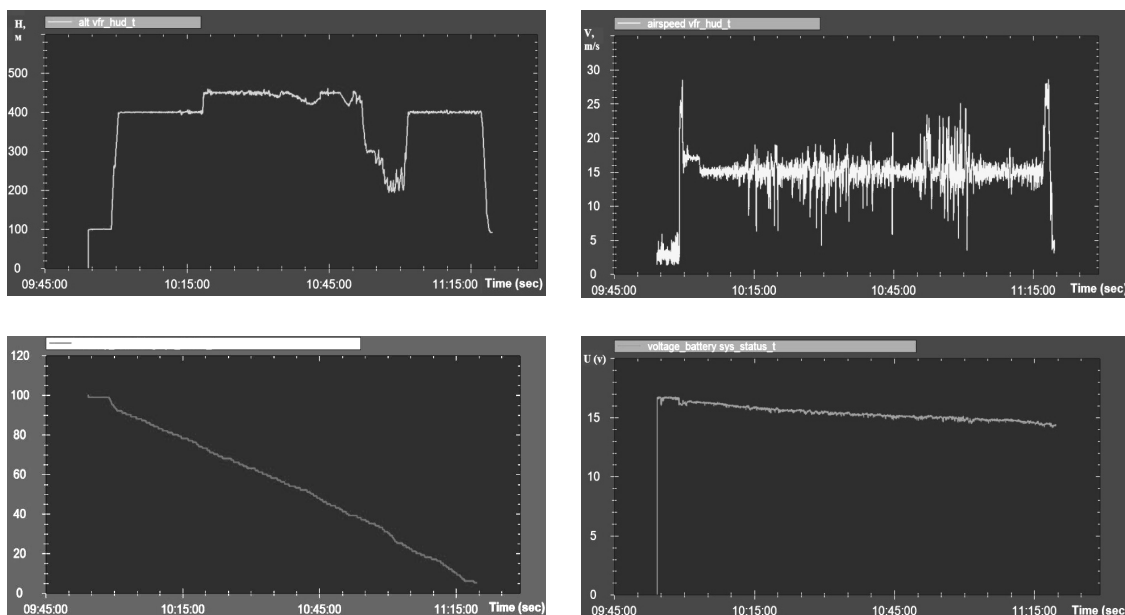


Рис. 1. Польотна інформація (висота, швидкість, залишкова ємність АКБ, напруга)

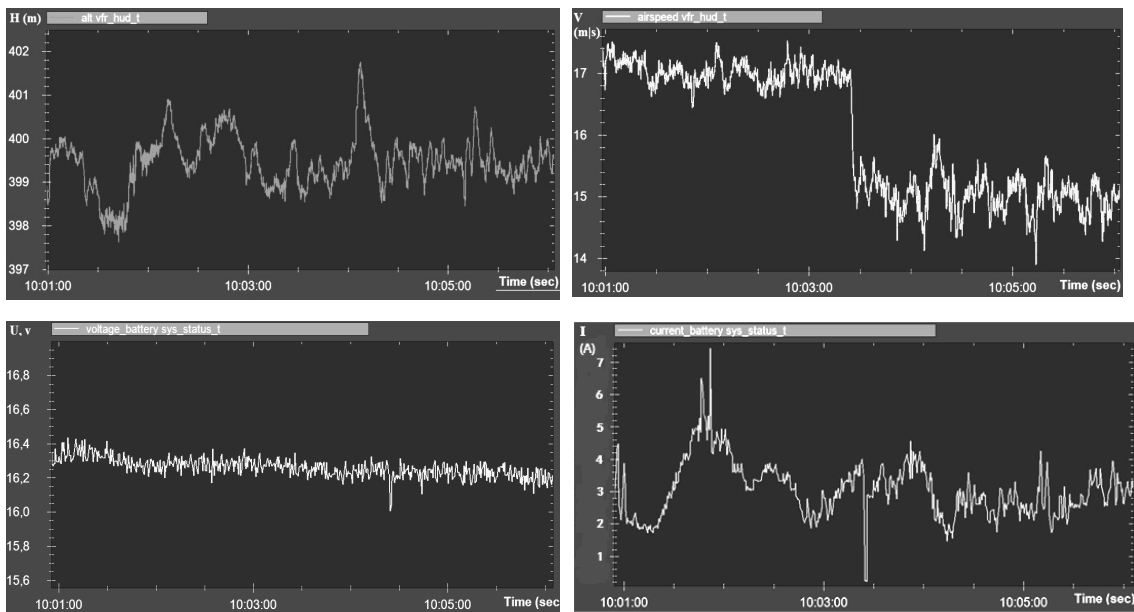


Рис. 2. Польотна інформація обраної ділянки випробувального польоту БПЛА “Мара-2М”

швидкість і висоту в режимі прямолінійного горизонтального польоту, оператор повинен витримати їх незмінними протягом 3–5 хв., контролюючи, крім того, нормальне перевантаження на рівні 1 та відсутність крену (рис. 2).

При цьому проводиться запис за часом, а саме: параметрів польоту (висоти, швидкості, нормального перевантаження, кутів крену); енергетичних даних (сили струму I , напруги U) акумуляторної батареї.

Оскільки частина електричної енергії витрачається не тільки на привід повітряного гвинта, але і на роботу інших бортових споживачів (системи керування, передачу інформації, роботу камери тощо), тоді ефективну силу струму (струм навантаження), що витрачається двигуном на переміщення БПЛА в повітрі, можна розрахувати у вигляді $I_{\text{дв}} = I_{\text{ін}}^{\xi}$, де $\xi_{\text{ін}} = 1 - I_{\text{ін}}/I$, $I_{\text{ін}}$ – сила струму, що споживана всіма системами БПЛА, крім привода повітряного гвинта, I – повна сила струму акумулятора, що вимірюється бортовим амперметром. Величина коефіцієнта $\xi_{\text{ін}}$ визначається експериментально для конкретного БПЛА з урахуванням варіанта споживачів інших видів енергії.

На ряді апаратів є можливість безпосереднього виміру та фіксації сили струму, споживаного двигуном, $I_{\text{дв}}$ і напруги живлення СУ $U_{\text{дв}}$, (рис. 2), як у даному випадку, що спрощує розрахунки та підвищує точність визначення кінцевих результатів. За записами обираються “майданчики”, на яких зазначені параметри близькі до постійних величин (рис. 2).

При невеликих короткоперіодичних змінах параметрів здійснюються їхні осереднення, за якими розраховується потужність електричного струму $N_{\text{дв}} = I_{\text{дв}} U_{\text{дв}}$ [Вт] для заданої швидкості V .

Далі будується наступний “майданчик” (для швидкості V_2) (рис 2), аналогічним чином розраховується $N_{\text{дв}2}$ і т. д. За отриманими даними будується графік

залежності $N_{\text{дв}}(V)$, який повинен мати мінімум на економічній швидкості $N_{\text{дв} \text{мін}}$, як це зображено на рис. 3.

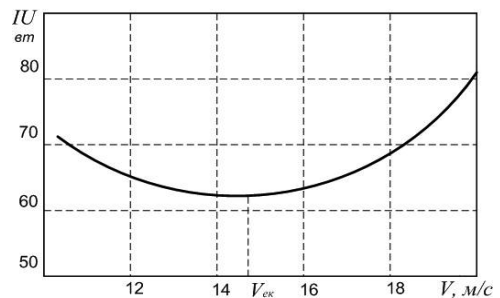


Рис. 3. Зміна споживаної потужності в залежності від швидкості польоту БПЛА

Наступним кроком є визначення мінімальної потрібної потужності на переміщення БПЛА з урахуванням втрат енергії в двигуні та на повітряному гвинті

$$N_{\text{мін}} = \frac{X_a V_{\text{ек}} [M / c]}{\eta_{\text{дв}} \eta_{\text{гв}}} = \frac{gm V_{\text{ек}} [M / c]}{0,866 K_{\text{макс}} \eta_{\text{дв}} \eta_{\text{гв}}} = \frac{m V_{\text{ек}} [M / c]}{0,088 k_e} [Bm]. \quad (4)$$

У сталому польоті потрібна потужність повинна дорівнювати мінімальній наявній потужності $N_{\text{дв} \text{мін}} = I_{\text{дв}} U_{\text{дв}}$. З їхньої рівності знаходиться

$$k_e = \frac{m V_{\text{ек}}}{0,088 (I_{\text{дв}} U_{\text{дв}})_{\text{мін}}}. \quad (2)$$

Якщо для розрахунків використовується приладова (точніше індикаторна V_i) швидкість, то отримана залежність у першому наближенні буде однаковою для всіх висот. Однак при постійній індикаторній швидкості й збільшенні висоти дійсна повітряна швидкість буде збільшуватися, що спричинить зміну ККД гвинта [6]. Отже, для більш точних розрахунків необхідно використовувати дійсні швидкості $V = V_i(\rho/\rho_0)^{0,5}$.

Однак БпЛА з ЕСУ виконують польоти на невеликих висотах, коли індикаторна та дійсна швидкості відрізняються несуттєво, що спрощує розрахунки.

Результати розрахунків коефіцієнта k_e досліджуваного БпЛА за результатами ЛВ (результати прямих вимірювань параметрів польоту) відповідно виразу (2) наведено в табл. 2.

Таблиця 2. Експериментальні значення k_e

$m_{зл}, \text{ кг}$	$V, \text{ м/с}$	$U_{п}, \text{ В}$	$I, \text{ А}$	k_e
2,3	17	16,3	3	9,1
2,3	15	15	2,7	9,7
2,3	13	14,8	2,8	8,2

Як видно з табл. 2, максимальне значення k_e досягається при фіксованій швидкості польоту приблизно 15 м/с, тому дана швидкість і буде економічною для досліджуваного БпЛА. Саме це і підтверджено розрахунком, що графічно зображено на рис. 3 (мінімальна витрата енергії при певній (економічній) швидкості польоту).

Як відомо, максимальне значення k_e досягається на економічній швидкості [6] (табл. 2), коли забезпечується мінімальна витрата енергії (рис. 3). Як видно з наведеної інформації, ці значення збігаються. Тобто значення $k_{e_{теор}} = 10,7$, що розраховане теоретичним шляхом за методикою [3], що була запропонована в ході теоретичних досліджень, та значення, що було отримане експериментальним шляхом, $k_{e_{екс}} = 9,7$ мають задовільну збіжність результатів ($\Delta k_e \approx 8\%$).

Висновки. Наведені розрахунки k_e БпЛА з ЕСУ за різними підходами (теоретичний розрахунок за відповідною методикою та експериментальне дослідження) демонструють можливість застосування зазначеного показника для оцінки деяких ЛТХ БпЛА з ЕСУ в ході проведення їх льотних випробувань.

Отримані таким чином дані (кількісні значення показників) дозволяють підвищити достовірність та оперативність, з урахуванням обмежень наявної полігонної бази, отримання окремих ЛТХ БпЛА в ході проведення їх льотних випробувань.

СПИСОК ПОСИЛАНЬ

1. Довідник учасника АТО : озброєння і військова техніка збройних сил Російської Федерації / за заг. ред. А. М. Алімпієва. Х. : Оригінал, 2015. 732 с.
2. Беспилотные летательные аппараты : обоснование и расчет основных параметров и характеристик / М. М. Митрахович [и др.] ; под ред. В. И. Силкова. К. : ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2016. – 268 с.
3. Сілков В. І., Жданов С. В., Делас М. І. Експрес-оцінювання технічної досконалості безпілотного літального апарата за його льотними даними // Наука і оборона. 2013. № 3. С. 45–50.
4. 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.;
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. Силков В. И. Динамика полета летательных аппаратов. К. : КМУ ГА, 1997. 424 с.

Рецензент С. В. Лапицький, д-р техн. наук, проф.
(Центральний науково-дослідний інститут озброєння та військової техніки Збройних Сил України)