

Валерій Сілков,  
Сергій Жданов,  
Микола Делас

## Експрес-оцінювання технічної досконалості безпілотного літального апарата за його льотними даними

*На сьогодні безпілотні літальні апарати створюються більш як у сорока країнах світу. Авіаційний ринок пропонує величезну кількість апаратів різних типів. Їхні виробники, рекламуючи товар, заявляють певні льотно-технічні характеристики. Як за такими характеристиками хоча б приблизно оцінити технічну досконалість зразка традиційних аеродинамічних компонувань, є предметом розгляду цієї статті.*

**Б**езпілотна авіаційна техніка за декілька останніх десятиліть стала невід'ємною частиною збройних сил усіх провідних країн світу. Її ефективність продемонстрована практично в усіх збройних конфліктах останнього часу [1]. Безпілотні літальні апарати (БпЛА), їхні бортові системи, цільове навантаження та озброєння безперервно вдосконалюються, пропонуються проекти створення стандартизованого інтерфейсу в інтересах підвищення оперативності планування застосування БпЛА в різних регіонах світу. У зв'язку із цим з'являється потреба в оцінюванні досконалості цих апаратів.

Сучасні безпілотні авіаційні комплекси (БпАК) є досить складними технічними системами. Вони охоплюють безпосередньо літальний апарат (ЛА), силову установку, бортове обладнання, системи зв'язку, розвідувальне обладнання, озброєння. Кожний із цих компонентів потребує спеціальних підходів до їх оцінювання. Розглянемо один з методів оцінювання технічної досконалості власне ЛА разом з його силовою установкою.

### 1. Формування показника для комплексного оцінювання економічності БпЛА з гвинтомоторною силовою установкою

З курсу динаміки польоту відомо, що дальність  $L$  і тривалість польоту  $T$  визначаються запасом пального на горизонтальний політ  $m_T$ , а також кілометровою  $q_k$  та годинною  $q_h$  витратами пального за такими формулами [2]:

$$L = \frac{m_T}{q_h}, \quad T = \frac{m_T}{q_h}. \quad (1)$$

Годинна витрата пального, у свою чергу, залежить від питомої витрати  $C_e$  (кількості пального, яке витрачається на 1 к. с. за 1 годину роботи силової установки) та ефективної потужності на валу двигуна  $N_e$ :

$$q_h = C_e N_e. \quad (2)$$

Основними факторами, які впливають на величину  $C_e$ , є частота обертання вала двигуна (кількість обертів за хвилину  $n$ ), висота  $H$  і швидкість польоту  $V$ .

Залежності  $N_e(n)$ ,  $C_e(n)$  називають дросельними характеристиками [3]. Їхній типовий вид представлений на *рисунку 1*. З *рисунка* видно, що при збільшенні обертів від малого газу до номінальних потужність двигуна зростає, а питома витрата пального скорочується. Подальше збільшення обертів приводить до зворотного ефекту.

На деяких двигунах номінальні оберти збігаються з максимальними. Таким чином, номінальний режим звичайно є найекономічнішим, розрахунковим для тривалого польоту.

Зі збільшенням висоти польоту густина повітря  $\rho$  зменшується, отже зменшується кількість паливно-повітряної суміші, котра надходить у циліндр двигуна, тож його потужність зменшується. Зміну потужності можна оцінити за допомогою формули [3]:

$$N_H = N_0 p_t, \text{ де } p_t = 1,11 \frac{p_H}{p_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11. \quad (3)$$

У даній формулі  $p_0, T_0$  – тиск і абсолютна температура повітря біля землі, а  $p_H, T_H$  – на заданій висоті.

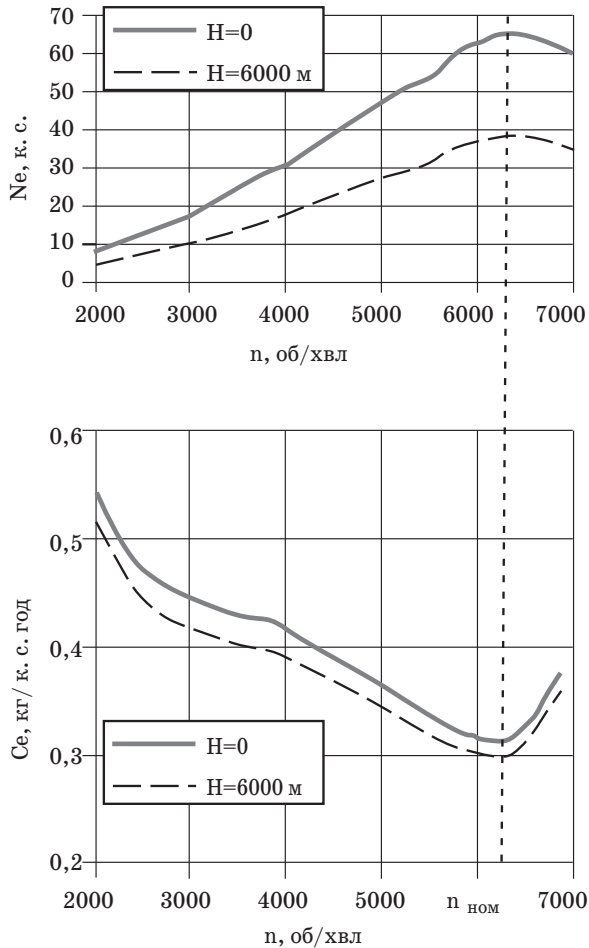


Рис. 1. Дросельні характеристики двигуна

Зміна питомої витрати пального за висотою відбувається меншою мірою, ніж зміна потужності, оскільки вплив висоти виявляється тільки через температуру  $C_{eH} = C_{e0} \sqrt{T_H/T_0}$ , тобто при збільшенні висоти до 11000 м питома витрата пального скорочується, а далі залишається постійною, оскільки  $T_{H > 11000\text{м}} = \text{const}$ . Як видно з графіка, збільшення висоти від 0 до 6000 м привело до зменшення  $C_e$  лише на 15%. Отже, для апаратів, які мають діапазон висот застосування до 4000 м, можна знехтувати впливом висоти на питому витрату пального й не вважати її залежною від висоти. Для висотних БпЛА, безумовно, вплив висоти слід враховувати.

При переміщенні ЛА в прямолінійному горизонтальному польоті на нього діє сила лобового опору  $X_a$ , яку можна виразити через силу тяжіння  $gm$  (яка дорівнює підйомній силі) та аеродинамічну якість  $K$ :

$$X_a = \frac{gm}{K} [H] = \frac{m}{K} [\text{кГ}]. \quad (4)$$

Добуток цієї сили на швидкість польоту є потрібною потужністю  $N_{\Pi}$ :

$$N_{\Pi} = 10^{-3} \frac{gmV [\text{м/с}]}{K} [\text{кВт}] = \frac{mV [\text{км/год}]}{75K} [\text{к.с.}]. \quad (5)$$

При цьому в першому випадку швидкість береться в метрах на секунду, а в другому – у кілометрах на годину. З рівняння (5) випливає очевидний зв'язок: 1 кВт = 0,735 к.с.

Приклад залежності потрібної потужності від швидкості польоту для висот від 0 до 3000 м наведений на рисунку 2. Потужність великою мірою залежить від швидкості:  $N_{\Pi} = X_a V = C_{xa} \rho V^2 S V / 2 = C_{xa} \rho V^3 S / 2$ . Її мінімальна величина відповідає економічній швидкості (економічному куту атаки, економічному коефіцієнту підйомної сили  $C_{y \text{ек}}$ ).

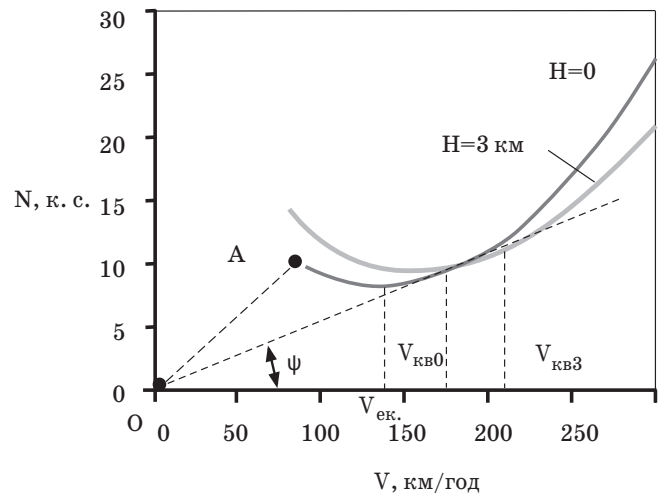


Рис. 2. Залежність потрібної потужності від швидкості польоту на різних висотах

Відношення потрібної потужності до швидкості в будь-якій точці графіка (наприклад, у точці А) дорівнює силі лобового опору. На графіку це відношення виражається тангенсом кута  $\psi$  нахилу лінії  $OA$  до осі швидкостей. Очевидно, що цей кут буде мінімальним у випадку торкання лінією  $OA$  кривої потрібної потужності. Точка торкання відповідає найвигіднішій швидкості, а також найвигіднішому куту атаки й максимальній аеродинамічній якості [2].

Поляра звичайно має квадратичну залежність, і тоді найвигідніший коефіцієнт підйомної сили виражається через її параметри [4]:

$$C_{xa} = C_{x0} + AC_{ya}^2, \quad C_{y \text{ек}} = \sqrt{\frac{C_{x0}}{A}}. \quad (6)$$

Використовуючи потрібну потужність і коефіцієнт корисної дії гвинта  $\eta_e$ , формулу (2) можна записати у вигляді [5]:

$$q_h = C_e \frac{N_{II}}{\eta_e} = \frac{C_e m V}{75 \eta_e K}. \quad (7)$$

З даної формули видно, що режим польоту й передусім швидкість і кут атаки (через якість) можуть суттєво впливати на  $q_h$ . Однак найбільший інтерес являє визначення мінімальної годинної витрати.

З формули (7) видно, що мінімальній годинній витраті пального повинне відповідати мінімальне відношення  $V/K$ . Визначимо режим польоту, який відповідає даній умові. Для цього запишемо вираз для швидкості прямолінійного горизонтального польоту й розділимо його на якість  $K = C_{ya}/C_{xa}$ :

$$\frac{V}{K} = \sqrt{\frac{2gm}{C_{ya} \rho S} \frac{C_{xa}}{C_{ya}}} = \sqrt{\frac{2gm}{\rho S} \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}}. \quad (8)$$

Тепер залишається тільки знайти мінімальне відношення  $\frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}$ . Для цього скористаємося рівнянням полари (6) і розділимо його на  $C_{ya}^{3/2}$ :

$$\frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}} = \frac{C_{x0}}{C_{ya}^{3/2}} + \frac{AC_{ya}^2}{C_{ya}^{3/2}}. \quad (9)$$

Продиференціювавши праву частину (9) по  $C_{ya}$  і дорівнявши її до нуля, знайдемо вираз для економічного коефіцієнта підйомної сили:

$$C_{yек} = \sqrt{3 \frac{C_{x0}}{A}} = \sqrt{3} C_{yне} = 1,73 C_{yне}. \quad (10)$$

$C_{yек}$  виявився більшим за найвигідніший в 1,73 раза. Оскільки швидкість горизонтального польоту обернено пропорційна кореню квадратному з коефіцієнта підйомної сили, то для  $V_{HB}$  отримаємо:

$$V_{не} = \sqrt[4]{3} V_{ек} = 1,32 V_{ек}. \quad (11)$$

Коефіцієнт лобового опору на економічному куті атаки:

$$C_{хек} = C_{x0} + AC_{yек}^2. \quad (12)$$

З урахуванням формули (10) і того, що  $C_{x0} = AC_{не}^2$ ,  $K_{не} = C_{yне} / (2C_{x0})$ , знайдемо  $C_{хек} = 4C_{x0}$ , а аеродинамічна якість на економічному режимі дорівнюватиме:

$$K_{ек} = \frac{\sqrt{3}}{2} K_{макс} = 0,866 K_{макс}. \quad (13)$$

Таким чином, економічна швидкість відповідає режиму найбільшої тривалості, а найвигідніша – режиму максимальної дальності польоту. Аеродинамічна якість на економічному режимі приблизно на 13% менша, ніж на найвигіднішому.

У деяких випадках замість поняття найвигіднішої живають поняття крейсерської швидкості, що не зовсім коректно для ЛА з гвинтомоторною силовою установкою.

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

Зменшення густини повітря з підвищенням висоти доводиться компенсувати збільшенням частоти обертання вала двигуна. При цьому  $C_e$  зменшується. На деякій висоті двигун вийде на номінальні оберти. Такий режим польоту відповідає мінімальній годинній витраті пального, коли  $C_e$  досягає мінімуму, аеродинамічна якість – максимальна, ККД гвинта за умовами його підбору повинен бути також максимальним, а тривалість польоту – гранично досяжною. Її значення зазвичай наводиться в рекламних проспектах.

Годинна витрата і запас пального дають можливість визначити максимальну тривалість польоту:

$$T_{макс} = \frac{m_T}{q_{h \min}} = \frac{75 \eta_e K_{ек} m_T}{C_{e \min} m V_{ек}} = \frac{75 \eta_e (0,866 K_{макс}) m_T}{C_{e \min} m V_{ек}} = \frac{65 \eta_e K_{макс} m_T}{C_{e \min} m V_{ек}}. \quad (14)$$

Як видно з формули (13), аеродинамічна якість на економічному режимі складає 0,866 від максимальної якості. Підставивши це значення у формулу (14), можна перейти від  $K_{ек}$  до  $K_{макс}$ .

Введемо коефіцієнт економічності ЛА

$$k_e = \frac{K_{макс} \eta_{e \max}}{C_{e \min}}, \quad (15)$$

який оцінює економічність планера (через його аеродинамічну якість), економічність повітряного гвинта (через його ККД), а також економічність силової установки (через питому витрату пального).

Перевагою даного показника є його універсальність, оскільки він визначається виключно відносними параметрами, які змінюються в досить вузьких межах.

Використовуючи формули (14) і (15), максимальну тривалість польоту можна визначити у вигляді:

$$T_{макс} = \frac{65 k_e m_T}{m V_{ек}} = \frac{65 k_e \bar{m}_T}{V_{ек}}, \quad (16)$$

де  $\bar{m}_T = \frac{m_T}{m}$  – відносний запас пального на ЛА,  $m$  – середня маса ЛА за політ.

Таким чином, тривалість польоту визначається двома параметрами: коефіцієнтом економічності й відносним запасом пального.

Швидкість польоту є кінематичним параметром. Від неї залежить потрібна потужність. Як було показано, для отримання максимальної тривалості польоту швидкість повинна бути економічною, а оберти двигуна – номінальними.

З (16) можна одержати вираз для максимальної величини  $k_e$

$$k_e = \frac{T_{макс} V_{ек}}{65 \bar{m}_T}, \quad (17)$$

що дає можливість розв'язати зворотню задачу: за економічної швидкості  $V_{ек}$ , максимальної тривалості польоту  $T_{max}$  і відносної маси пального  $\bar{m}_T$  обчислити максимальний  $k_e$ .

На відміну від виразу (15), усі параметри формули (17), як правило, надаються фірмами – виробниками БпЛА. Більше того, вони підтверджуються льотним експериментом і мають вищий ступінь довіри, ніж продубовані й розрахункові параметри. Отже, коефіцієнт  $k_e$ , який визначається за формулою (17), об'єктивніше характеризує технічну досконалість БпЛА.

Кілометрова витрата пального пов'язана з годинною витратою співвідношенням  $q_h = q_h/V$ . Годинна і кілометрова витрати пального на найвигіднішій швидкості будуть відповідно рівними:

$$q_{h\text{ нб}} = \frac{C_e N_{П\text{ нб}}}{\eta_e V_{нб}} = \frac{C_e m V_{нб}}{75 \eta_e K_{max}}, \quad q_k = \frac{C_e m}{75 \eta_e K_{max}}. \quad (18)$$

Політ на найвигіднішій швидкості забезпечує максимальну якість і мінімальну кілометрову витрату пального:

$$L_{max} = \frac{m_T}{q_{k\text{ min}}} = 75 \bar{m}_T \frac{K_{max} \eta_e}{C_e} = 75 \bar{m}_T k_e. \quad (19)$$

Із (19) випливає:

$$k_e = \frac{L_{max}}{75 \bar{m}_T}. \quad (20)$$

Слід зауважити, що обчислення за формулами (15) і (20) повинні дати однаковий результат, а їх застосування залежить від наявності тих або інших вихідних даних. При цьому коефіцієнт  $k_e$  можна використовувати як абсолютний показник технічної досконалості БпЛА, а також як інтегральний показник якості при оцінці групи ЛА за методикою, наведеною в [6].

## 2. Формування показника

### для комплексного оцінювання економічності БпЛА з турбореактивною силовою установкою

На сучасних БпЛА великого розміру дедалі частіше використовуються турбореактивні двигуни (ТРД). Для польоту ЛА вони створюють діючу силу безпосередньо, а не через повітряний гвинт. Тому для оцінювання льотних характеристик використовують не потужність, а реактивну тягу  $P$ , що виражається однаково часто й у Ньютонах, й у кілограмах. Питому витрату палива  $C_p$  відносять не до одиниці потужності, а до одиниці тяги й виражають в [кг / Н·год].

Для даних умов формули годинних та кілометрових витрат пального записуватимуться у вигляді:

$$q_h = C_p X_a, \quad q_k = q_h/V = C_p X_a/V. \quad (21)$$

При цьому передбачається, що тяга силової установки врівноважує лобовий опір.

Залежність лобового опору від швидкості  $X_a(V)$  має чітко виражений мінімум на найвигіднішому куті атаки. Якщо зобразити її графічно, то отримаємо рисунок, подібний до *рисунка 2*, на якому роль економічної швидкості виконує найвигідніша швидкість, а роль найвигіднішої швидкості – крейсерська швидкість [2]. Іншими словами, максимальну тривалість польоту отримують на найвигіднішій швидкості, а максимальну дальність – на крейсерській.

Використовуючи такий самий прийом, як і в попередньому розділі, можна показати, що між обома швидкостями існує зв'язок, обумовлений відповідними коефіцієнтами:

$$C_{y\text{ крс}} = \frac{C_{y\text{ нб}}}{\sqrt{3}} = 0,577 C_{y\text{ нб}}. \quad (22)$$

Ураховуючи зв'язок коефіцієнта підйомної сили зі швидкістю в прямолінійному горизонтальному польоті, одержимо зв'язок між швидкостями й аеродинамічними якостями на обох режимах польоту:

$$\frac{V_{крс}}{V_{нб}} = \sqrt[4]{3} = 1,32 \quad \frac{K_{крс}}{K_{max}} = \frac{\sqrt{3}}{2} = 0,866. \quad (23)$$

При зростанні висоти польоту криві  $X_a(V)$  зміщуються вправо. При цьому мінімальна величина  $X_a$  залишається постійною.

Виразимо лобовий опір через силу тяжіння й аеродинамічну якість відповідно до формули (4):

$$q_h = C_p X_a = C_p \frac{gm}{K}. \quad (24)$$

Із даної формули випливає, що мінімальну годинну витрату пального можна отримати за максимальної аеродинамічної якості, тобто при польоті на  $V_{HB}$ .

Але на малих висотах двигун сильно задрозельований і має відносно велику питому витрату пального, політ на малих висотах є неекономічним. При збільшенні обертів двигуна зростає швидкість, а також  $X_a$ , але зменшується  $C_p$ , причому значніше, ніж зростає лобовий опір. Тому на малих висотах вигідніше літати на швидкостях, більших за найвигіднішу.

З підйомом на висоту тяга двигуна зменшується, і це зменшення необхідно компенсувати зростанням обертів двигуна. При цьому  $C_p$  зменшується як за рахунок обертів, так і за рахунок зниження температури повітря. На деякій висоті двигун вийде на номінальні оберти,  $C_p$  досягне мінімуму (*рис. 1*), а найвигідніша швидкість забезпечить максимальну якість – отримаємо режим мінімальної годинної витрати пального (максимальної тривалості польоту):

$$T_{max} = \frac{m_T}{q_h} = \frac{K_{max} m_T}{C_{p\text{ min}} gm} = \frac{k_{ep}}{g} \bar{m}_T. \quad (25)$$

У формулі (25) прийнято позначення:

$$k_{ep} = \frac{K_{\max}}{C_{p \min}} [\text{Н} \cdot \text{год} / \text{кг}], \quad (26)$$

де  $k_{ep}$  – коефіцієнт економічності ЛА з ТРД. Із формули (25) можна отримати в явному вигляді залежність  $k_{ep}$  від тривалості польоту

$$k_{ep} = \frac{gT_{\max}}{\bar{m}_T}, \quad (27)$$

яка дає змогу одержати коефіцієнт економічності ЛА із ТРД за максимальною величиною тривалості польоту ЛА та за відносним запасом пального.

Використовуючи зв'язок між кілометровою та годинною витратами пального, виразимо даний коефіцієнт через максимальну дальність польоту:

$$q_k = \frac{q_h}{V}; \quad L = \frac{m_T}{q_k} = \frac{m_T V}{q_h} = \frac{m_T V K}{g C_p m}. \quad (28)$$

Як видно з (28), максимальна дальність реалізується при максимальному добутку  $VK$ . У [2] показано, що умова  $VK =$  відповідає крейсерському режиму польоту, коли  $V = V_{крс}$ , а  $K_{крс} = 0,866K_{\max}$ . З урахуванням цих співвідношень знайдемо величину  $k_{ep}$  через максимальну дальність польоту:

$$k_{ep} = \frac{L_{\max}}{0,088 \bar{m}_T V_{крс}}. \quad (29)$$

Очевидно, що розрахунки за формулами (27) і (29) при однакових вихідних даних повинні дати однаковий результат. Оскільки час польоту вимірюється безпосередньо, а дальність визначається розрахунковим шляхом, перевагу зазвичай віддають польоту з максимальною тривалістю.

### 3. Шкала оцінювання показників технічної досконалості ЛА

Для перевірки працездатності запропонованих показників був проведений аналіз характеристик діючих і перспективних БпЛА. Основним джерелом інформації щодо льотно-технічних даних БпЛА були [7], [8], а також [5] та Інтернет. Була обрана група ЛА з найповнішими даними (див. *табл. 1*). Для аналізу вибрані тільки БпЛА з гвинтомоторними силовими установками і з бензиновими дво- й чотиритактними двигунами.

Як впливає з аналізу формули (15), коефіцієнт  $k_e$  повинен змінюватися у відносно вузьких межах. Так, максимальне значення ККД гвинта теоретично дорівнює 1, а практично не перевищує 0,9; максимальна аеродинамічна якість для традиційних схем ЛА звичайно не більша за 20, а для більшості реальних БпЛА – не більша за 15; мінімальні питомі витрати пального бензинових двигунів перебувають у межах 0,1–0,3. Тому максимальна величина  $k_e$  не повинна перевищувати 200 к.с.·год/кг.

Для порівняльного оцінювання можна обрати близький до середньостатистичного зразок БпЛА

Таблиця 1

### Результати розрахунку коефіцієнта $k_e$ БпЛА з поршневыми двигунами

Назва БпЛА	$T_{\max}$	$V_{нв}$	$V_{крс}$	$m_{зл}$	$m_T$	$\bar{m}_T$	$H_{ст}$	$N_0$	$k_e$
	год	км/год	км/год	кг	кг		м	к.с.	к.с.·год/кг
Scout	7	77	102	159	25	0,157	4575	22	46
Ranger	8	136	180	275	60	0,218	4500	38	67
Іркут-200	12	106	140	200	60	0,3	5000	60	85
Predator RQ-1A	24	91	120	1020	295	0,289	7925	115	99
Pioneer	5	91	120	205	35	0,171	4570	26	35
Searcher II	14	148	196	426	110	0,258	6000	47	107
Hunter 5A	8	112	148	726	136	0,187	4575	64	64
Shadow RQ-7B	9	127	167	170	33	0,194	4570	38	78
Shadow RQ-7A	5	126	166	148	28,6	0,193	4270	38	43
Long Gun	30	142	188	326	136	0,417	4575	28	137
Neptune	5,5	85	112	176	18	0,102	2425	15	61
Стрепет-С	12	114	150	180	52	0,289	4500	28	63
Hermes-450	20	98	130	450	105	0,233	6100	52	113
Mirach-26	6	129	170	230	24	0,104	3500	27	99
Стрепет-Л	6	106	140	95	12	0,126	3500	15	67
Ремез-3	2	61	80	10	1,5	0,150		2,48	11
Hermes-180	10	123	162	195	45	0,231	4575	38	71

з такими характеристиками:  $K_{\max} = 15$ ,  $\eta_e = 0,9$ ,  $C_{e \min} = 0,135$  кг/к.с.·год і вважати його за еталонний. Тоді матимемо для порівняння еталонну величину  $k_e = 100$  к.с.·год/кг. Значення коефіцієнта  $k_e$  для реальних апаратів можуть відрізнятися від еталонної величини як у бік зменшення, так і в бік збільшення.

У таблиці 1 наведені розрахунки коефіцієнта  $k_e$  для прийнятої групи БпЛА за їх опублікованими параметрами. При цьому були вибрані ЛА різних класів і призначень від невеликого «Ремез-3» масою 10 кг до БпЛА стратегічного призначення типу «Predator RQ-1A». За величиною  $k_e$  можна скласти уявлення про технічний рівень цих апаратів. Він змінюється в достатньо широких межах: від 11 до 137.

Але для зручності використання можна також побудувати більш звичну (п'ятибальну) шкалу оцінок, наприклад таку, яка наведена в таблиці 2.

Використовуючи дану шкалу, можна виставити оцінки апаратам, наведеним у таблиці 1. Так, найвищу оцінку отримує перспективний БпЛА «Long Gun» ( $k_e = 135$ , або 5 балів), по 4 бали отримують «Hermes-450»

Таблиця 2

**Нормалізована шкала оцінок  
технічної досконалості БпЛА**

Кількість балів	Величина $k_e$ , к. с. год/кг	Характеристика
1	Менше 60	Невдала аеродинамічна схема, неекономічний двигун
2	60–80	Двигун і гвинт не узгоджені з характеристиками планера, значні витрати пального
3	80–100	Значна аеродинамічна якість, невеликі витрати пального
4	100–120	Значна дальність і тривалість польоту, запроваджені нові технології
5	Більше 120	Запроваджені новітні технології з матеріалів, аеродинаміки, двигунобудування, повітряних гвинтів

і «Searcher II». Далі йде досить велика група з оцінками 3 бали і 2 бали. Завершує список «Ремез-3» з одним балом.

Зауважимо, що до цих оцінок слід ставитися критично. Їхня величина залежить виключно від вихідних даних, які надає фірма-виробник і які можуть відрізнятися від реальних як через невисоку точність визначення параметрів польоту (наприклад, дальності, тривалості польоту), так і через навмисне завищення показників якості з рекламною метою.

Показники економічності БпЛА, обґрунтовані у статті, можуть знайти широке застосування на практиці під час оцінювання технічного рівня ЛА: при закупівлі зарубіжних зразків, при порівняльній оцінці ЛА різних виробників, при виборі ЛА для вирішення певного тактичного завдання тощо. Ці показники можуть бути вико-

ристані при розробці норм, тактико-технічних та інших завдань.

Даний метод автори пропонують зацікавленим фахівцям для обговорення. Ми з подякою сприйmemo всі критичні зауваження.

#### Перелік 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. – 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. Котельников Г. Н. Аэродинамика лётальных аппаратов / Г. Н. Котельников, О. В. Мамлюк, В. И. 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., исправл. и перераб. – М. : Информационное агентство АРМС-ТАСС, 2011. – 456 с.

8. Janes unmanned aerial vehicles and targets / editor: Mark Daly; contributing editor: Martin Streetly. – Coulsdon, Surrey, U.K.: IHC Jane's, 2011. – 734 p.

*Надійшла до редакції 17 травня 2013 р.*