

Ю. О. Данілов¹, І. К. Келлер², О. В. Задкова²

¹ Озброєння Командування Сил логістики Збройних Сил України, Київ, Україна

² Льотна академія Національного авіаційного університету, Кропивницький, Україна

МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ РАЦІОНАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З УРАХУВАННЯМ ВИТРАТ НА РОЗРОБЛЕННЯ ТА ЕКСПЛУАТАЦІЮ

Анотація. Стаття присвячена вирішенню актуальної науково-практичної задачі визначення раціональних льотно-технічних характеристик і конструктивно-компонувальної схеми літального апарата за критерієм ефективності при фіксованій вартості, який враховує ефективність і витрати на досягнення цієї ефективності. **Метою статті** є розробка методики обґрунтування тактико-технічних характеристик перспективного літального апарата з урахуванням економічного критерію. **Результати.** Завдання технічних вимог та рівня технічної досконалості дозволили визначити в першому наближенні геометричні та масові характеристики літальних апаратів. За розробленою методикою було визначено раціональні льотно-технічні характеристики літального апарата. Проведений ваговий розрахунок літального апарата. **Визначені геометричні та об'ємні розміри** літального апарата. Визначені економічні показники. **Висновки.** Теоретично обґрунтовані тактико-технічні характеристики перспективного літального апарата з урахуванням економічного критерію. Результати можуть бути використані для обґрунтування напрямків розробки перспективних літального апарата.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, критерій ефективності, аеродинамічні характеристики, аеродинамічне компонування.

Вступ

Основними напрямками модернізації літальних апаратів (ЛА), які були виготовлені переважно в кінці 80-х – на початку 90-х років, що на сьогодні складають основу авіації Збройних Сил України, є підвищення глибини та якості об'єктивного контролю бортових систем і оцінки дій екіпажу літака для забезпечення безпеки польотів; забезпечення відповідності засобів навігації, посадки, зв'язку міжнародним вимогам [1, 2].

Аналіз останніх досліджень і публікацій. В умовах обмеженого фінансування набуває актуальності прикладна задача проведення системних досліджень щодо раціонального вибору перспективних літальних апаратів. Вирішення цієї задачі неможливе без наявності розвинутого науково-методичного апарату щодо формування технічного обриса перспективних літальних апаратів. Широкий спектр задач порівняльної оцінки альтернативних варіантів при формуванні обриса перспективних літальних апаратів обумовили складність методик оцінювання показників ефективності [3-5]. Визначення раціональних льотно-технічних характеристик (ЛТХ) літальних апаратів є актуальною науково-прикладною задачею [6].

Метою статті є розробка методики обґрунтування тактико-технічних характеристик перспективного літального апарата з урахуванням економічних критеріїв.

Результати досліджень

Завдання визначення раціональних ЛТХ і конструктивно-компонувальної схеми (ККС) літальних апаратів за критерієм ефективності при фіксованій вартості замінюється оптимізацією комбінованого критерію, який враховує ефективність і витрати на досягнення даного рівня ефективності:

$$K = N \times K_{\text{эф}}, \quad (1)$$

де N – кількість літальних апаратів в угрупованні при заданих асигнуваннях на створення, експлуатацію; $K_{\text{эф}}$ – критерій ефективності одного ЛА.

Необхідно одержати максимальне значення критерію, для чого, в свою чергу, необхідно задати технічні вимоги з врахуванням рівня технічної досконалості літальних апаратів аналогічного призначення (коефіцієнти піднімальної сили та лобового опору, коефіцієнти відвалу поляри, аеродинамічні якості по режимам польоту та ін.). Завдання технічних вимог та рівня технічної досконалості дозволяють визначити в першому наближенні геометричні та масові характеристики літальних апаратів.

1. Ваговий розрахунок літального апарата

Вихідними даними є такі тактико-технічні вимоги: варіанти навантаження; дальність польоту при заданій швидкості та висоті; розрахункове перевантаження по режимах польоту; максимальна вертикальна швидкість; коефіцієнти піднімальної сили C_{ya} і лобового опору C_{xa} на заданих режимах польоту літака-прототипу; стрілоподібність крила і оперення; вага обладнання та ін.

Злітна вага літального апарата [7]:

$$M_0 = \frac{M_{\text{eoo}}}{1 - (\gamma_{\text{пл}} + \gamma_{\text{cy}} + \gamma_n)}, \quad (2)$$

де M_{eoo} – вага екіпажа, обладнання та озброєння; $\gamma_{\text{пл}}, \gamma_{\text{cy}}, \gamma_n$ – питома вага планера, силової установки, палива. Так як вага порожнього ЛА та вага палива при одній і тій же злітній вазі можуть змінюватися, то необхідно задати значення злітної ваги, а потім уточнити її в процесі розрахунку.

Тягоозброєність літального апарата вибирається з таких умов:

а) забезпечення заданої довжини розбігу:

$$\mu = \frac{P_0}{0,9 C_{\text{yавідр}} \rho_0 g L_{\text{розб}}} + 1,1 f_{\text{коч}} + 0,033, \quad (3)$$

де $C_{\text{yавідр}} = 1,1 \div 1,2$ – коефіцієнт підйомної сили при відриві літального апарата від злітно-посадкової смуги; $f_{\text{коч}}$ – коефіцієнт тертя - кочення ($f_{\text{коч}}=0,03$ – бетонувана злітно-посадкова смуга; $f_{\text{коч}}=0,1$ – ґрунтова злітно-

посадкова смуга); $L_{розб}$ – довжина розбігу;

б) забезпечення швидкості польоту на заданій висоті:

$$\mu = 4650M_{розр}^2 C_{xa} / (\bar{P}\rho_0), \quad (4)$$

де $C_{xa} = C_0 + A_0 \cdot P_0^2 / (294000M_{розр}^2 \Delta^2)$ – коефіцієнт лобового опору; $\bar{P} = P/P_0$ – відносна тяга; $\Delta = \rho/\rho_0$ – відносна щільність повітря; A_0 – коефіцієнт відвалу поляри; $M_{розр}$ – розрахункове число Маху польоту;

в) з умови перевантаження сталого віражу:

$$\mu = C_x \frac{\rho V^2}{2P_0} + \frac{An_y^2 2P_0}{\rho V^2}; \quad (5)$$

г) з умови забезпечення вертикальної швидкості:

$$\mu = \left(V_{y\max}^2 C_{x0} / (1,53^2 \bar{P}^3 \cdot M_0 / S) \right)^{1/3}. \quad (6)$$

Тяга силової установки:

$$P_{cy} = \mu M_0, \quad (7)$$

де $\mu = f_{\max}$ ($\mu_{розб}$, $\mu_{н}$, $\mu_{вір}$, $\mu_{верт.шв}$).

Площа міделя двигуна:

$$F_{м.дв} = \frac{P_{дв}}{12,888}. \quad (8)$$

Відносна площа міделя фюзеляжу:

$$F_{\phi+z} = F_{\phi} + K_M F_{м.дв}, \quad (9)$$

де $F_{\phi} = 0,15 M_0$ – поперечна площа перетину фюзеляжу; $K_M = 0,9$ – якщо двигун у фюзеляжі; $K_M = 1,0$ – якщо двигун на крилі.

Маса крила:

$$M_{кр} = 4 \cdot 10^6 K_1 K_M (1 - \bar{Z}_s)^3 (1 + \bar{Z}_0 \cdot (\eta - 1) / \mu) \times \\ \times \left(0,9 - 3,5 \sum Z_{si}^2 \cdot (M_{vai} / M_p) \cdot \eta_p M_p \lambda^{3/2} \sqrt{5} \right) / \\ / \left(\bar{c} \cos^2 \chi \cdot 0,5 \right) + (\eta + 2) / (\mu + 0,5) + 0,001 \times \\ \times (13 + 0,333\sqrt{9}) S (1 - \bar{z}_s \eta / (\eta + 1)) + V_2 M_{\max}, \quad (10)$$

де $\bar{Z}_s = D_{\phi} / \sqrt{S\lambda}$ – відносна положення борта фюзеляжу уздовж усього розмаху крила; D_{ϕ} – діаметр фюзеляжу; M_{vai} – вага і-го вантажу; \bar{Z}_{si} – відносна положення вантажу вздовж борта; $M_p = 0,9M_0$ – розрахункова маса ЛА; $K_M = 1,2$ – коефіцієнт, який враховує матеріал крила.

Маса фюзеляжу:

$$M_{\phi} = 0,001 (0,1M_0 + 24,5) S_{ом.ф}. \quad (11)$$

Маса оперення (для двокільового ЛА):

$$M_{оп} = 0,051M_0 - 0,0008M_0^2 \quad (12)$$

Маса шасі:

$$M_{ш} = 0,056M_0 - 0,0003M_0^2. \quad (13)$$

Маса планера:

$$M_{п} = M_{кр} + M_{\phi} + M_{оп} + M_{ш}. \quad (14)$$

Маса двигуна:

$$M_{дв} = (1,37 - 0,002M_0) f_{дв} 0,175P_{дв}. \quad (15)$$

Поточна маса:

$$M_{тск} = M_0 - M_0 \iota_{наб}. \quad (16)$$

Маса палива розраховується, виходячи з обраного профілю польоту, що складається з ділянок набору висоти, горизонтального польоту, зниження:

$$M_{пал} = (\gamma_{наб} + \gamma_{zn} + \gamma_{зниж}) M_0, \quad (17)$$

де $\gamma_{наб} + \gamma_{zn} + \gamma_{зниж}$ – відносні маси палива при наборі висоти, горизонтального польоту та зниженні.

Горизонтальний політ:

$$\gamma_{zn} = 1 - e^{\beta}, \quad (18)$$

де $\beta = \left(\frac{C_{тум} L_{zn} (C_{ко} \rho V_{zn}^2) + 2A_0 P_0}{2P_0 \rho V_{zn}^2} \right) / (3,6V_{zn})$; $C_{пит}$ – питома витрата палива при горизонтальному польоті; L_{zn} – дальність горизонтального польоту; V_{zn} – швидкість літального апарата в горизонтальному польоті.

Набір висоти:

$$\gamma_{наб} = \frac{0,0035(H_k - H_0)(1 - 0,03m)}{1 - 0,004(H_k - H_0)}, \quad (19)$$

де m – ступінь двоконтурності двигуна; H_0 , H_k – початок і кінець набору висоти.

Формули (1-19) є основою для складання вагового зведення літального апарата.

2. Визначення геометричних і об'ємних розмірів

Геометричні і об'ємні розміри визначаються відповідно до [8]: площа крила – $S_{кр} = 900 \cdot M_0 / P_0$; розмах крила – $\ell_{кр} = \sqrt{\lambda S_{кр}}$; подовження крила – $\lambda_{кр} = \ell_{кр}^2 / S_{кр}$; довжина фюзеляжу дорівнює $L_{\phi} = 6,2 + 0,835M_0 - 0,012M_0^2$.

Омивана площа всього літального апарата:

$$S_{ом} = S_{ом.кр} + S_{ом.зо} + S_{ом.во}, \quad (20)$$

де $S_{ом.кр} = \sqrt{\frac{F_{\phi+z}}{0,785}} \left(\frac{2}{\lambda(1+1/\eta)} + \frac{2}{\lambda\eta(1+1/\eta)} \right)$; $S_{ом.зо} = 0,2091 - 0,00033S_{ом.кр}$; $S_{ом.во} = 0,18 - 0,0005S_{ом.кр}$.

Наявні об'єми літака:

а) об'єм фюзеляжу:

$$W_{\phi+z} = 0,62F_{\phi+z} \ell_{\phi} - 0,0008F_{\phi+z}^2 \ell_{\phi}^2; F_{\phi+z} \ell_{\phi} > 40m^3;$$

$$W_{\phi+z} = 1,08 F_{\phi+z} \ell_{\phi} - 0,0127 F_{\phi+z}^2 \ell_{\phi}^2; F_{\phi+z} \ell_{\phi} \leq 40m^3;$$

б) об'єм крила:

$$W_{кр} = 0,44\kappa \bar{c} S_{ом.кр}^{1,5} / \sqrt{\lambda}, \quad (21)$$

де $\kappa = (\eta_e + \eta_c 2\eta_e + 2) / ((\eta_e + 1)(\eta_c + 1))$ – коефіцієнт, який враховує вплив звууження по хордах і товщині крила; $\eta_e = e_{корн} / e_{кін}$ – звууження по хордах крила; $\eta_c = \bar{c}_{корн} / \bar{c}_{кін}$ – звууження по товщині крила; $e_{корн}$, $e_{кін}$ – кінцева і коренева хорда крила; $\bar{c}_{корн}$, $\bar{c}_{кін}$ – кінцева і коренева товщина крила;

в) об'єм всього літального апарата:

$$W_c = W_{\phi+z} + W_{kp} + W_{zo} + W_{eo}. \quad (22)$$

Потрібні об'єми літального апарата:

а) об'єм палива:

$$W_{mn} = 1,38 M_n; \quad (23)$$

б) об'єм двигуна:

$$W_{\delta\phi n} = M_{\delta\phi} / 0,375; \quad (24)$$

в) об'єм для шасі:

$$W_{un} = M_{un} / 0,5; \quad (25)$$

г) об'єм обладнання:

$$W_{on} = M_o / 0,35; \quad (26)$$

д) сумарний об'єм:

$$W_{заг} = W_{\Sigma nom} / W_{сам}. \quad (27)$$

3. Визначення економічних показників

Вартісний розрахунок є невід'ємною частиною проектування. Вихідними даними для розрахунку є:

– тактико-технічні характеристики (які відображають ступінь досконалості та складності конструкції);

– виробничі показники (характеризують умови виготовлення виробу).

Усі величини підсумкових вартостей мають розмірність тисяча умовних одиниць. Вартість повних витрат на один літальний апарат за весь час життєвого циклу:

$$C_{\Sigma LA} = C_{LA}^P + C_{LA}^B + C_{LA}^E + C_{aep}, \quad (28)$$

де C_{LA}^P , C_{LA}^B , C_{LA}^E , C_{aep} – витрати на розробку, виготовлення, експлуатацію й аеродромні витрати.

Визначення витрат на розробку:

$$C_{LA1z}^P = C_{LA1z}^P + C_{CV1z}^P, \quad (29)$$

де C_{LA1z}^P – витрати науково-дослідну роботу (НДР) і дослідно-конструкторську роботу (ДКР) при розробці та проектуванні літального апарата (планера, обладнання та ін. без силової установки), що припадає на одну годину польоту ЛА; C_{CV1z}^P – витрати на НДР і ДКР при розробці й проектуванні силової установки до ЛА, що доводяться на одну годину польоту літального апарата.

В свою чергу:

$$C_{LA1z}^P = m_n^{0,62} V_{max}^{0,25} n_{do}^{0,52} K_{\tau} \frac{(1 + K_{нпр})}{N_{LA} H_{LA} T_{LA}}, \quad (30)$$

$$C_{CV1z}^P = 160 n_{\delta\phi}^{-0,62} \left(\frac{m_{cy}}{n_{\delta\phi}} \right)^{0,6} n_{do}^{0,45} K_{\tau} \frac{(1 + K_{нпр})}{N_{LA} H_{LA} T_{LA}}, \quad (31)$$

де m_n – маса пустого літального апарата, кг; V_{max} – максимальна швидкість польоту, км/год; n_{do} – кількість дослідних зразків (2-5); N_{LA} – кількість ЛА в партії; H_{LA} – середньорічний наліт одним літальним апаратом; T_{LA} – термін служби літального апарата; $n_{\delta\phi}$ – кількість двигунів на одному літальному апараті; m_{cy} – маса силової установки, кг; $K_{нпр} = 0,16 + 0,44 e^{-0,13(2020 - \tau)}$; $K_{\tau} = (1 + 0,01\alpha)^{\tau - 2020}$ – коефіцієнт зниження собівартості за результатом росту виробництва праці; α – середньорічний відсоток

зниження собівартості ДКР, внаслідок удосконалення процесу виробництва ($\alpha \approx 2...5\%$); τ_0 – календарний час досліджень, рік.

Визначення витрат на виготовлення літального апарата (без силової установки) на одну годину польоту:

$$C_{LA\Sigma F} = C_{LA1z}^E + C_{CV1z}^E, \quad (32)$$

де C_{LA1z}^E – витрати на виготовлення ЛА (без силової установки) на одну годину польоту; C_{CV1z}^E – витрати на виготовлення силової установки.

Витрати на виготовлення ЛА складають

$$C_{LA}^B = \frac{I}{H_{LA} T_{LA} \left(C_M + C_{ПГВ} + C_{OC} + C_{ЗП} + C_{ЗР} + C_{УВ} \right)}, \quad (33)$$

де C_M – витрати на матеріали (сировина та напівфабрикати), тис.ум.од.; $C_{ПГВ}$ – вартість закуплених готових виробів, тис.ум.од.; C_{OC} – вартість спеціального оснащення, тис.ум.од.; $C_{ЗП}$ – витрати на заробітну платню, тис.ум.од.; $C_{ЗР}$ – загальнозаводські витрати, тис.ум.од.; $C_{УВ}$ – умовні витрати, тис.ум.од.; $C_M = (2,7 + 9,68 N_{LA}^{-0,08}) (M_{ПЛ} 1000)^{1,78} M_{max} 10^{-6}$, N_{LA} – кількість ЛА в партії; $M_{ПЛ}$ – маса планера; $C_{ПГВ} = (-250 + 0,05 V_{max} + 0,5 M_n) N^{-0,03}_{LA}$, $C_{OC} = (3300 + 0,3 M_n - 2,6 \cdot 10^{-7} M_{ПЛ}^2) \times 1,05^{N_{дв}} N^{-1}_{LA}$, $C_{ЗП} = (0,0278 + 0,156 N_{LA}^{-0,32}) M_n^{0,77}$, $C_{ЗР} + C_{УВ} = 2,4 C_{ЗП}$.

Витрати на виготовлення силової установки на 1 годину польоту:

$$C_{CV1z}^E = 177 N_{\delta\phi}^{-0,33} t_{\delta\phi}^{0,18} m_{cy}^{0,31} \times P_{max}^{0,38} \frac{1}{K_{\delta\phi} T_{\delta\phi}}, \quad (34)$$

де $N_{\delta\phi}$ – кількість виготовлених двигунів; m_{cy} – маса силової установки, кг; $t_{\delta\phi}$ – час освоєння двигуна у виробництві, квартал; P_{max} – максимальна тяга силової установки; $K_{\delta\phi}$ – коефіцієнт, що враховує продовження терміну служби двигуна за рахунок капремонтів; $T_{\delta\phi}$ – призначений ресурс нового двигуна.

В свою чергу, кількість виготовлених двигунів

$$N_{\delta\phi} = a v N_{LA}, \quad (35)$$

де N_{LA} – загальна кількість випущених літальних апаратів, шт.; a , v – емпіричні коефіцієнти, що враховують необхідне співвідношення між випуском літальних апаратів та двигунів.

Сумарні витрати на виготовлення ЛА:

$$C_{\Sigma LA1z}^B = C_{LA1z}^B + C_{CV1z}^B. \quad (36)$$

Визначення експлуатаційних витрат на 1 годину польоту розраховується як:

$$C_{LA1z}^E = \frac{C_{ПММ}}{H_{LA}} + \frac{C_{ТО} + C_{КАП.Р} + C_{ПР.Р}}{R_{LA}} + \frac{C_{ЛПС} + C_{ГТС}}{n_{LA} H_{LA}}, \quad (37)$$

де $C_{ПММ}$ – річні витрати на паливо-мастильні матеріали (ПММ), що приходять на один ЛА; $C_{то}$, $C_{пр.р}$, $C_{кап.р}$ – витрати на технічне обслуговування, ремонт, за цикл експлуатації літального апарата; R_{LA} – середньотехнічний ресурс літального апарата.

Річні витрати на ПММ складають

$$C_{\text{пмм}} = 11,5 \mu^{0,95} + 33 \cdot 10^{-5} M_o, \quad (38)$$

де μ – стартова тягоозброєність; M_o – злітна маса літального апарата, кг.

Вартість технічного обслуговування:

$$C_{\text{ТО}} = 0,076 M_o^{0,75} + C_{\text{зч}} + C_{\text{И}}, \quad (39)$$

де $C_{\text{зч}} = 0,1 C_{\text{ЛА}}^B T_{\text{ЛА}}$ – витрати на закупівлю запасних частин і витратних матеріалів при технічному обслуговуванні за весь цикл експлуатації, чол./год; $C_{\text{И}} = 0,041 C_{\text{ЛА}\Sigma\text{Л}}^B T_{\text{ЛА}}$ – витрати на закупівлю контрольно-перевірочної апаратури (КПА), інструмента, засоби наземного-обслуговування.

Відповідно,

$$C_{\text{КАП,Р}} = 13 \cdot 10^{-7} t_p^{-0,4} N_P^{-0,88} M_{\text{П}}^{1,2} V_{\text{max}} n_{\text{КР}}, \quad (40)$$

$$C_{\text{ПР,Р}} = 8,5 \cdot 10^{-7} t_p^{-0,4} N_P^{-0,8} M_{\text{П}}^{1,2} V_{\text{max}} n_{\text{ПР}}, \quad (41)$$

де t_p – час освоєння виробу в ремонті, квартал; N_P – програма ремонту, шт.; $M_{\text{П}}$ – маса порожнього літального апарата, кг; V_{max} – максимальна швидкість літального апарата, км/год; $n_{\text{ПР}}$, $n_{\text{КР}}$ – кількість ремонтів за період експлуатації.

Визначення аеродромних витрат розраховуються таким чином:

$$C_{\text{аер}} = C_{\text{ІАЗ}} + C_{\text{АТЗ}} + C_{\text{НЕУ}} + C_{\text{ТЕ}} 1 / (P_{\text{ЛА}} H_{\text{ЛА}}), \quad (42)$$

де $C_{\text{ІАЗ}}$, $C_{\text{АТЗ}}$, $C_{\text{НЕУ}}$ – річні витрати на розробку, виготовлення засобів інженерно-авіаційного забезпечення (ІАЗ), аеродромно-технічного забезпечення (АТЗ); $C_{\text{ТЕ}}$ – річні витрати на грошово-речове утримання служб.

Слід враховувати, що:

$$C_{\text{ІАЗ}} + C_{\text{АТЗ}} + C_{\text{НЕУ}} = 1,4 L_{\text{зпс}}^{0,8}, \quad (43)$$

$$C_{\text{ТС}} = C_{\text{ЛПС}} (1 + 0,01 \gamma_{\text{ітс}}), \quad (44)$$

де $\gamma_{\text{ітс}}$ – відсоток річних витрат на утримання інженерно-технічного складу відносно років.

За викладеною вище методикою можуть бути визначені раціональні ЛТХ та конструктивні параметри перспективного літального апарата.

Висновок

Теоретично обґрунтовані тактико-технічні характеристики перспективного літального апарата з урахуванням економічного критерію. Результати можуть бути використані для обґрунтування напрямків розробки перспективних та модернізації існуючих літальних апаратів.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Олехнович О. В. Модернізація літаків Повітряних Сил. [Електронний ресурс] — Режим доступу до сайту: <https://armyinform.com.ua/2020/09/modernizaciya-litakiv-povityrianyh-syl-kurs-na-povne-onovlennya-avioniky/>.
2. Леонтьєв О. Б. Методичний підхід до обґрунтування кількісно-якісного складу перспективних Збройних Сил України на етапах стратегічного планування їх розвитку / О. Б. Леонтьєв, В. О. Нерубацький, О. В. Нікіфоров, Є. Б. Смірнов // Збірник наукових праць ОНДІ ЗСУ. – 2005. – Вип. 2 (2). – С. 40–55
3. Мітрахович М. М. Складні технічні системи. Системне математичне забезпечення проектних рішень / Мітрахович М. М. – К.: Нічлава, 1998. – 184 с.
4. Зиков І. С., Кучук Н. Г., Шматков С. І. Синтез архітектури комп'ютерної системи управління транзакціями e-learning. *Сучасні інформаційні системи*. 2018. Т. 2, № 3. С. 60–66. DOI: <https://doi.org/10.20998/2522-9052.2018.3.10>.
5. Mozhaiev, M., Kuchuk, N. and Usatenko, M. (2019), "The method of jitter determining in the telecommunication network of a computer system on a special software platform", *Innovative technologies and scientific solutions for industries*, (4 (10), pp. 134-140. doi: 10.30837/2522-9818.2019.10.134
6. Горощенко Б. Г. Эскизное проектирование самолётов / Б. Г. Горощенко, В. А. Дьяченко, Н. М. Фадеев – М.: Машиностроение. 1970. – 89 с.
7. Проектирование самолётов / Под ред. Егера С.М. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
8. Терещенко Ю. М. Интеграция авиационных силовых установок і літальних апаратів / Терещенко Ю. М., Кулик М. С., Панін В. В. – К.: Нац. авіац. ун-т. – 2009. – 344 с.

Received (Надійшла) 14.07.2020

Accepted for publication (Прийнята до друку) 26.08.2020

Method of determination of rational parameters of the aircraft with taking into account the costs of development and operation

Yu. Danilov, I. Kellier, O. Zadkova

Abstract. As Ukraine has a strong potential in the development and production of its own aircraft, substantiation of its tactical and technical characteristics is an urgent scientific and practical task. The article is devoted to solving the current scientific problem of determining the rational flight characteristics and structural-layout scheme of the aircraft by the criterion of combat effectiveness which at a fixed cost, replaced by optimization of the combined criterion, takes into account efficiency and cost to achieve this efficiency. The method of determining the economic criterion for all stages of the life cycle of the aircraft is given. According to the described method, rational flight technical and design parameters of a promising aircraft were determined. This made it possible to substantiate the tactical and technical characteristics of a promising aircraft, taking into account the economic criterion. Tasks of technical requirements and level of technical perfection allow to define in the first approximation geometrical and mass characteristics of the aircraft. The weight calculation of the aircraft is given. The substantiation of tactical and technical characteristics of the perspective aircraft taking into account the economic criterion is presented. The weight calculation of the aircraft was performed. The geometric and volumetric dimensions of the aircraft are determined. Economic indicators are defined. According to the above method, the rational flight characteristics and design parameters of a promising aircraft were determined. The results can be used to justify the development of promising and modernization of existing aircraft complexes.

Keywords: unmanned aerial vehicle, aerodynamic characteristics, aerodynamic layout.