

УДК 519.6:629.735.4

В.Г. Лебідь, С.А. Калкаманов, С.І. Пчельніков

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РОТОРОПЛАНА З ТАНДЕМНИМИ КРИЛАМИ

Розроблена методика розрахунку аеродинамічних характеристик ротороплану – літального апарату вертикального зльоту і посадки з роторними гвинтами, що розташовані паралельно поздовжній вісі фюзеляжу. Методика побудована на синтезі напівемпіричних моделей та моделей, заснованих на лопатевій і вихровій теоріях гвинтів. Наведено результати розрахунків аеродинамічних характеристик ротороплана з двома тандемно розташованими крилами та злітною вагою 100000 н в умовах навкісного обтікання роторних гвинтів, та вагою 66000н в умовах осьового та навкісного обтікання роторних гвинтів.

Ключові слова: ротороплан, роторний гвинт, аеродинамічні характеристики, нормальна сила, сила опору, кінцеві аеродинамічні поверхні.

Вступ

Розвиток авіації на сучасному етапі характеризується переглядом багатьох проектів, які з'явилися на початку становлення авіації. Одним з таких проектів є ротороплан (другі назви – циклокоптер, цикложір [1]) – літальний апарат (ЛА), в якому для створення тяги і піднімальної сили використовуються обертові ротори (роторні гвинти). Спроби створення ротороплану були зроблені на початку ХХ століття [1]. Інтерес до ЛА вертикального зльоту та посадки, зокрема к гвинтокрилам та роторопланам, відновилося у середині ХХ століття [2–3]. Однак тільки на початку ХХІ століття були продемонстровані перші успішні польоти дронів – малих безпілотних ЛА, побудованих за схемою ротороплану [4–5].

Метою даної роботи є розробка методик розрахунку аеродинамічних характеристик ротороплану для задач дослідження концептуальної моделі літального апарату вертикального зльоту і посадки з роторними гвинтами.

Виклад основного матеріалу

Розглядається ротороплан, що представляє собою планер з роторними гвинтами та з тандемно розташованими двома крилами, закріплених на фюзеляжі (рис. 1). З двох сторін лопаті перпендикулярно до площини хорд розташовані кінцеві аеродинамічні поверхні (крильця).

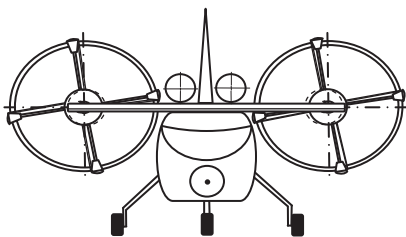


Рис. 1. Ротороплан повздовжньої схеми

АХ ротороплану визначаються в значній мірі аеродинамікою роторного гвинта (РГ), а також аеродинамічною інтерференцією елементів компонування ЛА. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик ротороплану побудовано на синтезі моделей, заснованих на лопатевій і вихровій теоріях гвинтів – для розрахунку АХ РГ, та напівемпіричних моделей – для розрахунку АХ планеру з урахуванням скошу потоку від РГ.

Представимо аеродинамічні сили, діючі на ротороплан у вигляді суми сил окремих його елементів – РГ, крила, кіля, фюзеляжу. Суми проекцій аеродинамічних сил на осі зв'язаної системи дорівнюють:

$$X = X_{\text{РГ}} + X_{\text{кр}} + X_{\text{ф}} + X_{\text{к}} ; \quad (1)$$

$$Y = Y_{\text{РГ}} + Y_{\text{кр}} ; \quad (2)$$

$$Z = Z_{\text{РГ}} + Z_{\text{к}} + Z_{\text{ф}} + Z_{\text{кр}} , \quad (3)$$

де $X_{\text{р}}$, $X_{\text{РГ}}$, $X_{\text{кр}}$, $X_{\text{ф}}$, $X_{\text{к}}$ – поздовжні сили, відповідно, ротороплана, РГ, крила, фюзеляжу і кіля;

$Y_{\text{р}}$, $Y_{\text{РГ}}$, $Y_{\text{кр}}$ – нормальні сили, відповідно, ротороплана, РГ і крила;

$Z_{\text{р}}$, $Z_{\text{РГ}}$, $Z_{\text{к}}$, $Z_{\text{ф}}$, $Z_{\text{кр}}$ – поперечні сили, відповідно, ротороплана, РГ, кіля, фюзеляжу і крила.

Тяга, сила опору РГ, крутний момент РГ визначаються інтегруванням по довжині лопаті та азимуту аеродинамічних сил, діючих на елемент лопаті. Піднімальна сила та індуктивна складова сили опору елемента лопаті визначаються через циркуляцію та вектор місцевої швидкості. Профільна складова сили опору береться з АХ профілю лопаті. Для визначення індуктивних швидкостей та напруженості вільних і приєднаних вихорів за розмахом лопаті гвинта, вона моделюється простою вихровою схемою. На середній лінії лопаті розташовуються приєднані вихори, що примикають безпосередньо до

задньої її крайки і ті, що зійшли з неї за час оберту по азимуту на деякий невеликий кут. Вихорі, що примикають до задньої крайки, мають довжину трьох хорд. У кожному азимутному положенні лопаті розподіл напруженості по її розмаху визначається розв'язанням ітераційним методом системи рівнянь, яка складається з виразу коефіцієнта піднімальної сили профілю, формули М.Є. Жуковського і виразу для індуктивної швидкості в кожному розрахунковому перерізі лопаті. Процес ітерацій триває до досягнення необхідної точності [6].

Опір кінцевої аеродинамічної поверхні (КАП), що розташована на спиці кріплення лопаті РГ:

$$X_{ck} = C_{xck} \cdot \frac{\rho V_c^2}{2} \cdot \frac{b_{ko} + b_{kl}}{2} \ell_k,$$

де C_{xck} – коефіцієнт опору КАП, який визначається за методикою [7];

b_{ko} – хорда КАП поблизу лопаті ротора;

b_{kl} – кінцева хорда КАП;

ℓ_k – розмах КАП.

Потужність роторного гвинта дорівнює:

$$N_{pv} = m_{pv} \cdot q_v \cdot R \cdot \omega;$$

де $m_{pv} = (m_k + m_{kc})$;

$$q_v = 0,5\rho(\omega R)^2 d_p \cdot \ell_\Lambda;$$

m_k – коефіцієнт крутного моменту роторного гвинта з лопатями без КАП;

ℓ_Λ – розмах лопаті РГ.

Коефіцієнт моменту на валу РГ від опору КАП:

$$m_{kc} = \frac{z_k}{q_v R} X_{ck} \cdot R_c,$$

де z_k – кількість КАП;

R_c – відстань до середини КАП.

Сумарна піднімальна сила, що створена двома тандемно розташованими крилами ротороплана, дорівнює:

$$Y_{a\text{кр}} = C_{ya1} \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot S_{k1} + C_{ya2} \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot S_{k2},$$

де S_{k1} і S_{k2} – характерні площі крил.

Коефіцієнт піднімальної сили однієї консолі крила визначається за формулою [8]:

$$C_{ya} = C_{ya}^\alpha \cdot \alpha,$$

$$\text{де } C_{ya}^\alpha = \frac{C_\lambda \cdot \pi \cdot \lambda}{\lambda \sqrt{1 - M_\infty^2} + \text{tg}^2 \chi + C_\lambda};$$

λ – подовження крила;

M_∞ – число Маха;

χ – стрілоподібність крила.

Сумарна сила опору двох тандемно розташованими крил дорівнює:

$$X_{a\text{кр}} = C_{xa1} \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot S_{k1} + C_{xa2} \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot S_{k2}.$$

Коефіцієнт опору однієї консолі крила:

$$C_{xa} = C_{xo} + A \cdot C_{ya}^2,$$

де $C_{xo} = 2 \cdot \frac{0,445}{(\log R_e)^{2,58}}$ – коефіцієнт опору тертя плоскої пластини;

$$R_e = \frac{V_\infty \cdot b}{\nu} \text{ – число Рейнольдса;}$$

$$A = \frac{1}{\pi \lambda} \text{ – коефіцієнт відвалу поляри.}$$

Перерахунок аеродинамічних сил крила з швидкісної системи координат $(Y_{a\text{кр}}, X_{a\text{кр}})$ в зв'язану $(Y_{\text{кр}}, X_{\text{кр}})$ здійснюється по відомим співвідношенням [9].

Опір фюзеляжу визначається за формулою:

$$X_o = C_{xf} \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot S_{pf} + \Delta C_f \cdot \frac{\rho V_\infty^2}{2} \cdot S_{i1},$$

де $C_{xf} = \frac{0,445}{(\log R_{ef})^{2,58}}$ – коефіцієнт опору фюзеляжу;

$\Delta C_f = 0,01$ – додатковий коефіцієнт опору за рахунок надбудов;

$S_{pf} = 2,85 \cdot \ell_f \cdot \sqrt{S_{mf}}$ – площа поверхні фюзеляжу [10];

S_{mf} – площа міделя фюзеляжу;

$$R_{ef} = \frac{V_\infty \ell_f}{\nu} \text{ – число Рейнольда;}$$

ℓ_f – довжина фюзеляжу.

Потужність, яка потрібна для прямолінійного горизонтального польоту ротороплана дорівнює:

$$N = N_{pv} + X_p \cdot V_\infty.$$

В якості прикладу досліджені АХ ротороплану с наступними геометричними параметрами. Довжина крил $\ell_1 = 10$ м, $\ell_2 = 8$ м, хорди $b_1 = 1$ м, $b_2 = 0,7$ м. Роторний гвинт діаметром $d = 3$ м має 4 лопаті, кожна з яких довжиною $\ell_\Lambda = 6,4$ м і хордою $0,7$ м. Довжина фюзеляжу $\ell_f = 14,3$ м, діаметр $d_f = 2,5$ м. Розглядалося проєкт ротороплану з двома польотними вагами – $G = 100000$ н та $G = 66000$ н.

Основна частина піднімальної сили ротороплану при середніх та великих швидкостях польоту створюються тандем ними крилами. Тому, для зменшення профільних втрат та крутного моменту роторних гвинтів при швидкостях польоту $V_\infty > 150$ км/год передбачається зменшення кутової

швидкості обертання роторів з $\omega = 120$ рад/с до $\omega = 20$ рад/с (рис. 2).

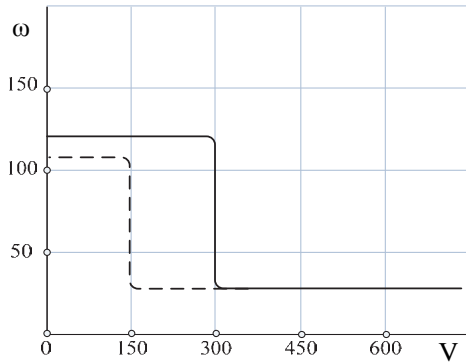


Рис. 2. Закон зміни кутової швидкості обертання роторних гвинтів ротороплана за швидкістю польоту: вагою $G=100000$ н – суцільна крива, та вагою $G=66000$ н – пунктирна крива

Залежності балансувальних значень кута встановлення лопатей роторних гвинтів від швидкості горизонтального польоту наведені на рис. 3.

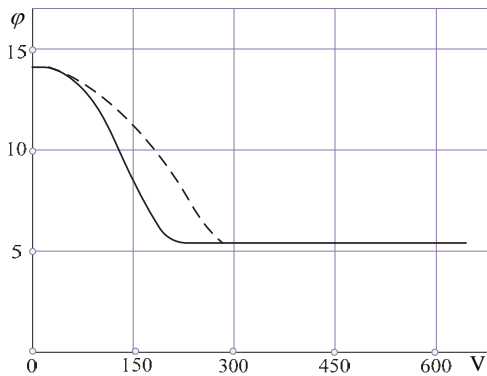


Рис. 3. Залежність балансувальних кутів встановлення лопатей роторних гвинтів ротороплана від горизонтальної швидкості польоту: вагою $G=100000$ н – суцільна крива, та вагою $G=66000$ н – пунктирна крива

Результати розрахунків за наведеної вище методикою АХ ротороплану показані на рис. 4-6. На рис. 4 представлені залежності коефіцієнта тяги t від коефіцієнта m_{pv} роторного гвинта при кутовій швидкості обертання ротора $\omega = 120$ рад/с і при швидкостях набігаючого потоку $V_\infty = 0$ км/год та $V_\infty = 200$ км/год.

Залежності складових нормальної сили ротороплану від швидкості горизонтального польоту V_∞ для проектів з польотною вагою $G = 100000$ н та $G = 66000$ н представлені на рис. 5

На рис. 6. наведені залежності потрібної потужності N в залежності від швидкості горизонтальної

ного польоту V_∞ ротороплана вагою $G = 100000$ н та $G = 66000$ н.

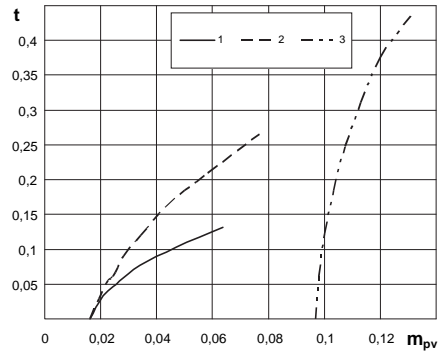


Рис. 4. Поляра роторного гвинта ротороплана: 1 – $V_\infty = 0$, $\omega = 120$; 2 – $V_\infty = 200$, $\omega = 120$; 3 – $V_\infty = 200$, $\omega = 20$

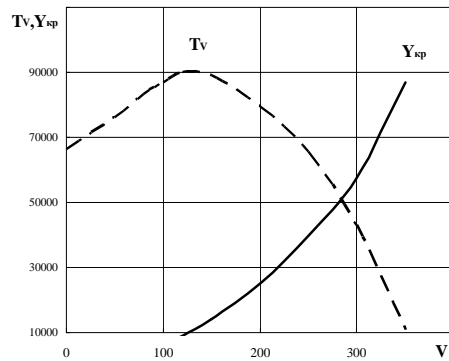


Рис. 5. Залежності складових нормальної сили від швидкості горизонтального польоту ротороплану вагою $G=66000$ н

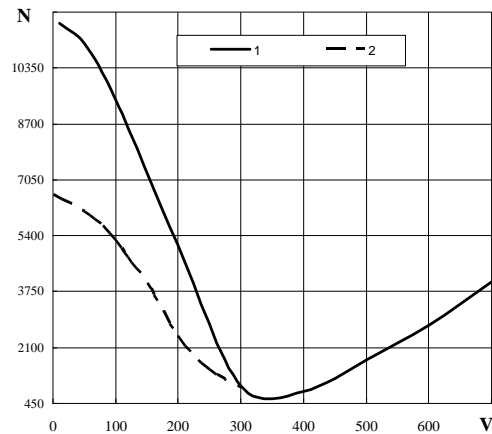


Рис. 6. Залежності потрібної потужності N (к.с.) від горизонтальної швидкості V ротороплана: вагою $G=100000$ н – суцільна крива, та ротороплана вагою $G=66000$ н – пунктирна крива

Таким чином, в статті розрахованим шляхом отримані АХ ротороплану поздовжньої схеми – літального апарату вертикального зліту і посадки з

