

УДК 533.6.629.

**КОРИТЬКО О.І.**, провідний науковий співробітник, кандидат технічних наук, доцент, старший науковий співробітник

## **ЩОДО ВИРІШЕННЯ ЗАДАЧІ СТВОРЕННЯ ЛЕГКОЇ ПАРАБІПЛАННОЇ ТРАНСПОРТНОЇ СИСТЕМИ**

*Розглядається варіант створення легкої парабіпланної транспортної системи військового призначення. Наводиться приклад її аеродинамічного розрахунку та визначення на його основі деяких льотно-технічних характеристик та конструктивних параметрів*

*Ключові слова: ескізне проектування, парабіпланна транспортна система, аеродинамічний розрахунок, льотно-технічні характеристики*

Нові реалії, а саме – нав'язана нам гібридна війна на сході України, диктують нові підходи до вирішення деяких специфічних військових завдань. Бойові дії ведуться в основному локально, невеликими військовими підрозділами, які знаходяться в безпосередньому конфліктному зіткненні з проросійськими бандформуваннями. Указані підрозділи для успішного ведення бойових дій потребують належного логістичного забезпечення, яке включає також і безперервну повітряну розвідку і оперативне евакуювання поранених бійців. Зрозуміло, що для цього необхідні як безпілотні так і легкі пілотовані літальні апарати (ЛА), які здатні здійснювати посадку та зліт з невеличких майданчиків (або навіть без них). Природньо, що вказані ЛА повинні бути, перш за все, максимально простими і дешевими в виробництві та мати якомога кращі експлуатаційні якості. Ідея створення одного із таких ЛА виникла саме у волонтерів, які в дуже складних умовах здійснювали вище зазначену логістику різними шляхами. Так сталося, що серед згаданих волонтерів-активістів виявилось немало досвідчених фахівців різних галузей науки, які на основі своїх знань та набутого волонтерського досвіду сформуvalи загальний вигляд легкої авіаційної транспортної системи для вказаних вище потреб. В її основі лежить ідея використання парабіпланної несучої системи та вантажної мотогондоли (МГ) з двома поршневыми двигунами і повітряними штовхаючими гвинтами. Один із варіантів такої гіпотетичної транспортної системи наведений на рис. 1. Саме він може слугувати основою для подальшої творчої роботи над проектом.

Наступним логічним кроком в зазначеній роботі, на наш погляд, є виконання попереднього аеродинамічного розрахунку, результати якого дозволять в подальшому провести відповідні дослідження з метою уточнення деяких конструктивних параметрів та отримання бажаних льотно-технічних характеристик нашої транспортної системи. Саме розгляду цього дуже важливого питання ми присвятимо основну увагу на наступному етапі.

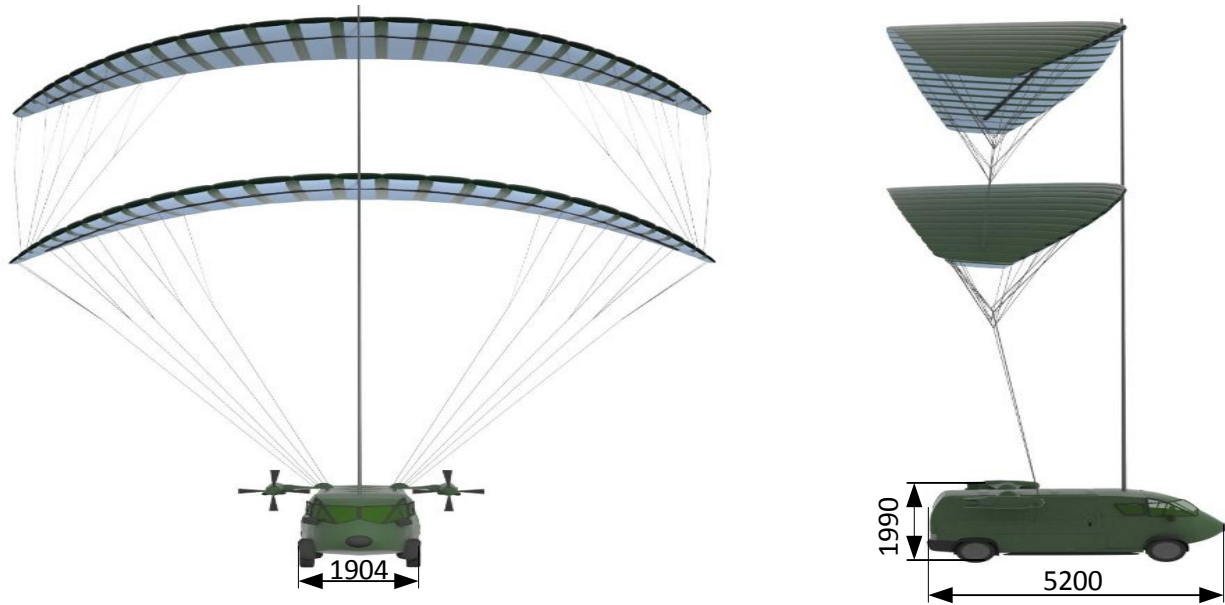


Рис. 1. Ескіз гіпотетичної парабіпланної транспортної системи

### 1. Основні геометричні параметри парабіпланної транспортної системи

Для визначення цих параметрів ми будемо використовувати в якості апріорної інформації дані, отримані з ескізу, наведеного на рис. 1. На ньому позначені деякі габаритні розміри мотогондоло. Саме вони були базовими при визначенні вихідних значень геометричних параметрів усіх інших елементів транспортної системи.

#### 1.1. Несуча парабіпланна система

Визначити її основні геометричні параметри, як згадувалось, будемо із розгляду ескізу на рис. 1. Отже:

сумарна розрахункова площа горизонтальних проекцій двох несучих планів  $S = 69,2 \text{ м}^2$ ;

сумарна площа серединної омиваємої поверхні двох планів  $S' = 78,6 \text{ м}^2$ ;

середня аеродинамічна хорда (САХ) несучого плану  $b_A = 3,127 \text{ м}$ ;

відстань від кореневої хорди плану до САХ, вздовж розмаху  $\bar{z}_A = 2z_A/l = 0,429$ , де  $z_A = 2,544 \text{ м}$ ,  $l$  – розмах несучого плану крила;

відносна товщина профілю крила  $\bar{c} = c/b = 0,093$ ;

кут стрілоподібності передньої крайки плану  $\chi_{II} = 15,5^\circ$ ;

кут стрілоподібності лінії середин хорд плану  $\chi_{0,5} = 4,5^\circ$ ;

подовження несучого плану крила  $\lambda = 2l^2/S = 4,672$ ;

звуження несучого плану крила  $\eta = b_0/b_k = 2,67$ , де  $b_0$  - коренева та  $b_k$  - кінцева хорди несучого плану.

#### 1.2. Вантажна мотогондоло

Перш ніж розглянути геометричні параметри МГ слід вирішити таке важливе питання, як висунення та задоволення загальних вимог до її форми. Сенс цього кроку полягає в необхідності зменшення до мінімуму можливого лобового опору МГ. Останнього існує можливість досягнути, забезпечивши якомога більш плавне

(безвідривне) обтікання, відсутність різного роду застійних зон та ламінарність течій в примежовому шарі на якомога більшій частині зовнішньої поверхні МГ. Для досягнення вище перерахованого конструкторськими засобами необхідне широке використання різноманітних обтікачів, зализ та ретельне шліфування обтікаємої поверхні.

Щодо геометричних параметрів МГ то із рис. 1 визначаємо:

омиваємому площу поверхні МГ  $S_r = 41,2 \text{ м}^2$ .

подовження МГ  $\lambda_r = l_r / d_m = 2,66$ , де  $l_r$  – довжина МГ,  $d_m$  – її максимальний поперечний розмір.

## 2. Аеродинамічний розрахунок парабіпланної транспортної системи

Природньо, що проектуємий ЛА являється мало-швидкісним. Тому найбільш вірогідно, що він буде мати можливість реалізовувати в польоті швидкості, які відповідають числам Маха  $M \leq 0,2$ , та висоти  $H \leq 1000 \text{ м}$ . Слід також відзначити, що ми маємо намір дотримуватись в подальшому філософії вибору методики розрахунку аеродинамічних характеристик, яка зазначена в роботі [1]. А саме: оскільки ми знаходимось на етапі ескізного проектування, то нас в достатньо повній мірі можуть задовольнити підходи, які, по своїй складності, є максимально доступними, але, при їх професійному використанні, здатні забезпечити необхідну достовірність результатів. Професійність використання – означає фахову адаптацію метода, який використовується, до особливостей задачі, яка в даному разі вирішується.

Наприклад, ми маємо намір розраховувати аеродинаміку парабіпланної несучої системи, використовуючи для цього методику зорієнтовану на жорсткі авіаційні конструкції. І, на наш погляд, подібне узагальнення має шанси бути справедливим лише в разі обмеженого використання результатів. А саме, тільки для розрахунків динаміки польоту ЛА, в якому реалізуються лише стаціонарні режими обтікання. Останні ж, як відомо, можуть існувати тільки в разі виконання сталого польоту з кутами атаки, на яких забезпечується безвідривне, плавне обтікання несучих елементів парабіпланної системи. І таке обмеження на даному етапі здатне нас задовольнити.

### 2.1. Несучі властивості системи та її моменти характеристики

Оскільки ми маємо відстань між планами достатньо велику (більше розмірів хорд планів) то буде, в відомій мірі, справедливим припущення, що взаємний вплив між цими планами є несуттєвим і нехтування ним не приведе до значних похибок.

Для визначення несучих властивостей будемо використовувати відому емпіричну методику [2], згідно якої ці властивості залежать від величин параметрів подібності:  $\lambda \cdot \text{tg} \chi_{0,5}$ ;  $\lambda \cdot \sqrt[3]{c}$ ;  $\lambda \cdot \sqrt{1-M^2}$ . Для наших вихідних даних похідна коефіцієнта підйімальної сили  $C_y$  по куту атаки  $\alpha$ :  $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = C_y^\alpha = 0,068 \text{ 1/град}$ .

Дуже важливим є параметр, який визначає величину відносної координати аеродинамічного фокусу по куту атаки.  $\bar{x}_F = x_F / \sigma_A$ . Початок координат розташовується в площині симетрії навпроти передньої крайки САХ.

Величина  $\bar{x}_F$  теж являється функцією параметрів подібності:  $\lambda \cdot \operatorname{tg} \chi_{0,5}$ ;  $\eta$ ;  $\lambda \cdot \sqrt{1-M^2}$ . Для наших вихідних даних знаходимо  $\bar{x}_F = 0,243$ .

Тепер за допомогою відомої формули легко розрахувати похідну коефіцієнта повздовжнього моменту по куту атаки теж відносно передньої крайки САХ:

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = m_y^\alpha = -C_y^\alpha \cdot \bar{x}_F = -0,0165 \text{ 1/град.}$$

## 2.2. Коефіцієнти лобового опору, поляри несучої системи

Коефіцієнт лобового опору (рівняння поляри несучої системи) можна представити:

$$C_x^1 = C_{x0} + C_{xi}, \quad (1)$$

де  $C_{x0}$  – коефіцієнт лобового опору несучої системи при підймальній силі  $Y=0$ ;  $C_{xi} = A \cdot C_y^2$  – коефіцієнт індуктивного лобового опору;  $A$  – коефіцієнт пропорційності.

Коефіцієнт лобового опору усієї транспортної системи (з МГ)

$$C_x = C_x^1 + C_{xГ}, \quad (2)$$

де  $C_{xГ}$  – коефіцієнт лобового опору МГ.

Коефіцієнт  $C_{x0}$  можна розрахувати по формулі:

$$C_{x0} = 2C_f \cdot K_c \cdot K_m \cdot \frac{S^1}{S}, \quad (3)$$

де  $2C_f$  – коефіцієнт двостороннього тертя плоскої пластини в нестисливому повітряному середовищі;  $K_c, K_m$  – коефіцієнти, які враховують вплив відносної товщини профілю несучих поверхонь  $\bar{c}$  та стисливості середовища, відповідно.

$$2C_f = f(\operatorname{Re}, \bar{x}_i); K_c = f(\bar{c}, M); K_m = f(M). \quad (4)$$

В формулі (4)  $\operatorname{Re} = \frac{V \cdot b_{cp}}{\nu}$  – число Рейнольдса несучих поверхонь,  $V$  – швидкість польоту,  $b_{cp} = \frac{b_0 + b_k}{2}$ ,  $\nu$  – коефіцієнт кінематичної в'язкості повітря;  $\bar{x}_i = x_i/b$ ,  $x_i$  – координата точки зміни характеру течії в примежовому шарі на несучій поверхні (ламінарного на турбулентний).

В нашому випадку можна прийняти цю координату приблизно рівною величині координати точки, яка відповідає максимальній товщині профіля. Із розрахунків отримаємо:  $\operatorname{Re} = 12,4 \cdot 10^6$ ;  $K_c = 1,325$ ;  $K_m = 1,0$ ;  $\bar{x}_i = 0,5$ ;  $2C_f = 0,0045$ ;  $C_{x0} = 0,00677$ .

Для МГ:

$$C_{xГ} = C_f \cdot K_\phi \cdot K_m \cdot \frac{S_\Gamma}{S}, \quad (5)$$

де  $C_f = f(\text{Re}_\Gamma, \overline{x_{lГ}})$  – коефіцієнт одностороннього тертя плоскої пластини в нестисливому середовищі;  $\text{Re}_\Gamma = \frac{V \cdot l_\Gamma}{\nu}$ ;  $l_\Gamma$  – довжина МГ;  $\overline{x_{l\bar{A}}} = \text{Re}_{\bar{e}\delta} / \text{Re}_{\bar{A}}$ ;  $\text{Re}_{\text{кр}} = 2 \cdot 10^6$  – критичне число Рейнольдса [4];  $K_\phi$  – коефіцієнт, який враховує просторовість течії.

Отримаємо із розрахунків:  $\text{Re}_\Gamma = 22,6 \cdot 10^6$ ;  $\overline{x_{lГ}} = 0,1$ ;  $C_f = 0,0027$ ;  $K_\phi = 1,49$ ;  $K_m = 1$ ;  $C_{xГ} = 0,0024$ .

Коефіцієнт пропорційності  $A$ , який визначає величину індуктивної складової лобового опору для малих дозвукових швидкостей приблизно можна оцінити з використанням відомої формули:

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{\text{еф}}}, \quad (6)$$

де  $\lambda_{\text{еф}} = f(\eta, \chi_{II}, \lambda)$  – ефективне подовження крила несучої системи.

Із розрахунків:  $\lambda_{\text{еф}} = 3,85$ ;  $A = 0,0827$ ;

### 3. Визначення деяких льотно-технічних характеристик

Розрахунки проведемо для польоту на висоті  $H=1000\text{м}$  при вазі МГ (разом корисним грузом)  $G = 2200$  кг. Згідно з [3] на вибраній висоті:  $a=336,4$  м/с;  $\nu=15,8$  м<sup>2</sup>/с;  $\rho=1,112$  кг/м<sup>3</sup>.

3.1. Аеродинамічні характеристики несучої системи при польоті на найвигіднішому куті атаки  $\alpha_{\text{нв}}$

$$C_{y_{\text{нв}}} = \sqrt{\frac{Cx_0}{A}} = 0,287; Cx_{\text{нв}}^1 = 2Cx_0 = 0,0136; \alpha_{\text{нв}} = C_{y_{\text{нв}}} / C_y^\alpha = 4,2^0. \quad (7)$$

Максимальна аеродинамічна якість системи:

$$K_{\text{max}} = \frac{1}{2\sqrt{Cx_0 A}} = 21,13. \quad (8)$$

3.2 Потрібна швидкість прямолінійного сталого польоту на постійній висоті з кутом атаки  $\alpha = \alpha_{\text{нв}}$ .

Сталість висоти польоту забезпечується рівністю підймальної сили  $Y = C_y^\alpha \cdot \alpha_{\text{нв}} \cdot \rho V^2 / 2 \cdot S$  та сили ваги  $G$ :  $Y = G$ . На підставі цієї рівності отримаємо  $V=159$  км/год.

3.3. Потрібний кут атаки  $\alpha$  при прямолінійному сталому польоті на постійній висоті, з числом  $M=0,2$  (242 км/год)

По аналогії з п.п. 3.2. на підставі рівності  $Y = G$  отримаємо  $\alpha = 1,83^\circ$ .

3.4. Потрібна площа двох планів  $S$  для виконання прямолінійного сталого польоту на постійній висоті з кутом атаки  $\alpha = \alpha_{нс}$  та числом  $M=0,2$  (242 км/год)

Теж на підставі рівності  $Y = G$  отримаємо величину  $S=30\text{м}^2$ .

3.5. Потрібна потужність силової установки  $N$  для виконання прямолінійного сталого польоту на постійній висоті зі швидкістю  $V=159$  км/год та найвигіднішим кутом атаки  $\alpha = \alpha_{нс}$  (випадок розглянутий в п.п. 3.2.)

На підставі досвіду [4] величину коефіцієнта корисної дії повітряних гвинтів можна приблизно оцінити  $\eta = 0,8$ . Умова сталості швидкості польоту визначається з рівності сил тяги  $P$  повітряних гвинтів та лобового опору ЛА  $X$ :

$$P = X = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} S = 1200\text{Н} ; \quad (9)$$

$$N = \frac{P \cdot V}{\eta} = 66,62\text{кВт} = 90,55\text{к.с.} \quad (10)$$

3.6 Потрібні кут атаки та потужність силової установки для виконання прямолінійного сталого польоту на постійній висоті зі швидкістю 100 км/год

Із рівності  $Y = G$  знайдемо потрібний кут атаки  $\alpha = 10,7^\circ$ .

На підставі другої рівності, яка забезпечує сталість вибраної швидкості –  $P=X$ , підрахуємо величину потрібної потужності  $N = 54,63$  кВт.

Таким чином, продемонструвавши деякі приклади використання отриманих в результаті приблизного розрахунку аеродинамічних характеристик, нам, в деякій мірі, вдалося довести, що пропонуємий підхід вирішення поставленої задачі має право на існування та досить ефективного використання в практиці проектування і побудови ЛА подібного типу.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Коритько О.І. Альтернатива використання імпіричних методів розрахунку аеродинамічних характеристик на етапах ескізного проектування сучасних літальних апаратів та засобів ураження // Збірник наукових праць ДНДІА. Вип. 11 (18) – К: ДНДІА, 2015. – 244с.
2. Демидов В.С. Расчёт аэродинамических характеристик самолёта. – М: изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1975. – 32с.
3. Атмосфера стандартная, ГОСТ 4401-81. – М: Государственный комитет СССР по стандартам 1981. – 179с.
4. Ништ М.И. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. – М: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 580с.

УДК 621. 384

**КРАВЧУК І.С.**, начальник науково-дослідного відділу Науково-виробничої фірми “Адрон”, кандидат технічних наук, доцент

## **ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ СИЛИ ІНФРАЧЕРВОНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ ВЕРТОЛЬОТІВ, ОСНАЩЕНИХ ЕКРАННО-ВИХЛОПНИМИ ПРИСТРОЯМИ**

*Запропонована методика оцінки теплової помітності вертольота при його оснащенні екранно-вихлопними пристроями для середньохвильового діапазону ІЧ випромінювання*

*Ключові слова: сила випромінювання, сопло, струмінь, екранно-вихлопний пристрій*

Головною загрозою бойових та транспортно-бойових вертольотів при виконанні ними польотів над полем бою залишаються переносні зенітні ракетні комплекси (ПЗРК), керовані ракети яких для наведення найчастіше використовують інфрачервоні (ІЧ) головки самонаведення (ГСН) з чутливістю у середньохвильовому ІЧ-діапазоні –  $\Delta\lambda = 3...5$  мкм. Характерною особливістю середньохвильового ІЧ-діапазону є те, що в ньому власне теплове та відбите сонячне ІЧ-випромінювання фюзеляжу вертольота мінімальні, а для функціонування ІЧГСН використовується теплове випромінювання вихлопного пристрою двигунної установки вертольота – нагрітого сопла та струменя гарячих продуктів згоряння палива. Ця особливість дозволяє при моделюванні ІЧ-випромінювання вертольота враховувати тільки випромінювання двигунної установки і нехтувати випромінюванням фюзеляжу вертольота, як незначним.

Питанням теоретичного та експериментального визначення параметрів ІЧ випромінювання двигунів літальних апаратів присвячена достатня кількість публікацій, наприклад [1, 2].

Для зниження теплової помітності вертольотів застосовуються екранно-вихлопні пристрої (ЕВП) [3]. Наявність ЕВП на вертольоті призводить до того, що основним ІЧ випромінювачем стає струмінь продуктів згоряння палива.

Метою статті є розгляд питань оцінки теплової помітності вертольотів, оснащених ЕВП, для середньохвильового діапазону, коли основним фактором ІЧ випромінювання стає фактор випромінювання струменя гарячих продуктів згоряння палива. При цьому, під тепловою помітністю вертольотів розуміють силу їх ІЧ випромінювання.

Припущення про малість власного теплового та відбитого сонячного ІЧ-випромінювання фюзеляжу вертольота для діапазону  $\Delta\lambda = 3...5$  мкм, дає змогу записати силу повного ІЧ-випромінювання  $I_v$  вертольота у вигляді суми

$$I_n = I_c + I_{стр}, \quad (1)$$