

УДК 623.746-519

В.А. Ткаченко

Житомирський військовий інститут імені С.П. Корольова
Національного авіаційного університету, Київ

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ КОЕФІЦІЄНТІВ В ПОВЗДОВЖНЬОМУ КАНАЛІ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГРУПОВОГО ПОЛЬОТУ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Запропонована методика розрахунку коефіцієнтів в повздовжнього каналу математичної моделі безпілотних літальних апаратів з урахуванням помилок збурень, що забезпечує достатньо високу точність при врахуванні впливу всіх компонентів комплексу в повздовжньому каналі.

Ключові слова: повздовжній рух, тяга силової установки, аеродинамічні характеристики, графіки залежностей, коефіцієнти математичної моделі.

Вступ

Постановка проблеми. Із аналізу тенденції розвитку збройних сил провідних країн світу, досвіду воєнних конфліктів останнього десятиріччя (Ірак, Афганістан) видно, що центр збройної боротьби зміщується в повітряний простір, де фактично забезпечується досягнення мети воєнних дій, у тому числі з інтенсивним використанням безпілотних літальних апаратів (БпЛА). Їх невеликі габарити, застосування конструкцій з пластмас, скловолокна, пінопласту, композиційних матеріалів дозволяють досягти значення ефективної площі розсіювання $0,005 - 0,1 \text{ м}^2$, а застосування малопотужних економічних двигунів суттєво знижує рівень шуму. Все це робить політ БпЛА практично безшумним і непомітним для радіолокаційних станцій [3].

При виконанні польоту в складі групи на літальні апарати (ЛА) діють збурення, і для витримування дистанцій та інтервалів використовують тягу двигунів й крен. При зміні тяги двигунів та крену дистанцію між ведучим і першим веденим можливо змінювати без коливань, дистанцію між першим і другим веденими ЛА можливо змінювати з невеликими коливаннями, але дистанція між наступними веденими змінюється з великими коливаннями.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Даний спосіб керування не забезпечує політ без коливань та є принципово обмеженим. Оскільки сучасна система групового польоту не дозволяє забезпечити необхідний рівень функціонування більше 4 зв'язків, то очевидно, є необхідність зміни самої схеми керування з використанням енерго-інформаційних процесів та ефектів самоорганізації (синергетичних ефектів). Незважаючи на значні успіхи в створенні систем групового керування, питання розробки автоматизованих систем керування з урахуванням умов і обмежень параметрів польоту залишаються актуальними для забезпечення безпечного польоту БпЛА в складі бойового порядку. Науковий і прак-

тичний інтерес являє задача всебічного наукового обґрунтування можливості розробки безвідмовного функціонування системи керування груповим польотом БпЛА, яка дозволить перейти до керування груп більш ніж 4 зв'язками. Одним з підходів є розробка алгоритму керування польотом БпЛА в повздовжньому каналі [3].

Метою статті є розгляд технологічних та конструктивних факторів на керування польотом БпЛА в повздовжньому каналі при їх груповому використанні та розробка математичних моделей, які дозволяють синтезувати алгоритми комплексного керування груповим польотом БпЛА [1, 2].

Основний матеріал

Розглянемо методику розрахунку коефіцієнтів математичної моделі повздовжнього руху БпЛА за його аеродинамічними параметрами й деякими ваговими та геометричними характеристиками.

Для задоволення зазначених вимог може бути використано планер, масові й габаритні, аеродинамічні та льотні характеристики якого розраховано у Державному науково-дослідному інституті авіації Збройних Сил України. Далі, для синтезу системи автоматичного керування БпЛА будуть використовуватися його характеристики.

Він являє собою ЛА, виконаний за "нормальною" аеродинамічною схемою, високоплан із прямокутним у плані крилом, прямокутним у плані горизонтальним та трапецієподібним в плані вертикальним хвостовим оперенням, розташованим на трубчастій балці, трьохопорним шасі, що не складається, та хвостовим колесом. Апарат пропонується оснастити поршневым двигуном "Rotax-582UL-2V" потужністю 53.6 к.с. з повітряним штовхаючим гвинтом, який встановлений у базовій площині крила. Контейнер з озброєнням передбачається розташувати в нижній частині фюзеляжу з переднім та заднім обтічниками, що будуть скидатися перед

пуском ракет. Аеродинамічні й льотні характеристики перспективного БПЛА надані в табл. 1.

Таблиця 1

Аеродинамічні і льотні характеристики БПЛА

$m_{кн}$, кг	120	$L_{роз}$, м	71,9
m , кг	330	$L_{пос}$, м	299
S , м ²	11,2	C_y^α , 1/град	0,087
l , м	11,2	$C_{y_{max}}$	1,44
K_{max}	16,01	$C_{y_{нв}}$	0,8364
$V_{від}$, км/год	71,04	C_{x_0}	0,0261
$V_{пос}$, км/год	67,87	$C_{x_{нв}}$	0,0522
V_{max} , км/год	200	A	0,0373
$V_{кр}$, км/год	180	$\alpha_{нв}$, град	7,54
H_{max} , м	7000	$\alpha_{кр}$, град	15,5

В таблиці $m_{кн}$ – маса корисного навантаження; m – злітна маса; S – площа крила; l – розмах крила; K_{max} – максимальна аеродинамічна якість; $V_{від}$ – швидкість відриву БПЛА при зльоті; $V_{пос}$ – посадочна швидкість; V_{max} – максимальна швидкість БПЛА; $V_{кр}$ – крейсерська швидкість польоту; H_{max} – максимальна висота польоту; $L_{роз}$ – довжина дистанції розбігу БПЛА при зльоті; $L_{пос}$ – довжина дистанції пробігу без застосування гальмуючих засобів; C_y^α – похідна коефіцієнта C_y за кутом атаки; C_{x_0} – коефіцієнт лобового опору при $C_y = 0$; $C_{y_{нв}}$ – найвигідніше значення коефіцієнта підйомної сили; $C_{x_{нв}}$ – найвигідніше значення коефіцієнта лобового опору; A – коефіцієнт відвалу поляри; $\alpha_{нв}$ – найвигідніше значення кута атаки; $\alpha_{кр}$ – критичне значення кута атаки.

Лінійна модель повздовжнього руху в безрозмірній формі (де час та швидкість тангажу ω_z зберігає розмірність) має вигляд рівняння:

$$\begin{aligned} \dot{V} + a_x^V V + a_x^\Theta \Theta + a_x^\alpha \alpha + a_x^h h &= a_x^{\delta_p} \delta_p; \\ \dot{\Theta} + a_y^V V + a_y^\Theta \Theta + a_y^\alpha \alpha + a_y^h h &= 0; \\ \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V V + a_{m_z}^z \omega_z + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha + a_{m_z}^h h &= 0; \\ \dot{h} + a_h^V V + a_h^\Theta \Theta &= 0; \\ \dot{a} - a_y^V V - a_y^\Theta \Theta - \omega_z - a_y^\alpha \alpha - a_y^h h &= 0. \end{aligned} \quad (1)$$

В системі рівнянь (1) прийемо, що $a_x^h = 0, a_y^h = 0, a_{m_z}^h = 0$. Замість четвертого рівняння

використаємо кінематичний зв'язок $\alpha = \vartheta - \Theta$. В цьому випадку лінійарезована математична модель повздовжнього руху приводиться до виду має вид рівняння (2) [1, 2].

$$\begin{aligned} \dot{V} + a_x^V V + a_x^\Theta \Theta + a_x^\alpha \alpha &= a_x^{\delta_p} \alpha_p; \\ \dot{\Theta} + a_y^V V + a_y^\Theta \Theta + a_y^\alpha \alpha &= 0; \\ \dot{\omega}_z + a_{m_z}^V V + a_{m_z}^z \omega_z + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha &= a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{h} + a_h^V V + a_h^\Theta \Theta &= 0; \quad \dot{\vartheta} - \omega_z = 0; \quad \alpha = \vartheta - \Theta. \end{aligned} \quad (2)$$

Коефіцієнти системи рівнянь (2) визначені співвідношеннями (5). Для розрахунків коефіцієнтів необхідно знати деякі параметри і аеродинамічні характеристики БПЛА. Розглянемо гіпотетичний БПЛА з такими характеристиками де геометричні розміри БПЛА (площа крила $S = 10$ м, середня аеродинамічна хорда $b_A = 6$ м); масові характеристики БПЛА – m кг; момент інерції відносно поперечної осі I_z H_c^2 м; аеродинамічні характеристики БПЛА:

– похідна коефіцієнта аеродинамічної нормальній сили за кутом атаки C_y^α ;

– коефіцієнт аеродинамічної повздовжньої сили визначається за співвідношенням $C_x = C_{x_0} + AC_y^2$;

– графіки залежностей $C_y = C_y(M)$, $A = A(M)$, $C_{x_0} = C_{x_0}(M)$ зображені на рис. 1(а, б, в) [1, 2].

Тяга двигунів направлена по повздовжній осі БПЛА і визначається за формулою

$$P = P_{00} \bar{P} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0,9}, \quad (3)$$

де P_{00} – тяга яка розвивається силовою установкою при $h = 0, V = 0$; $\bar{P} = \bar{P}(V)$ – тяга силової установки при $h = 0$, віднесена до P_{00} .

Для БПЛА ця залежність показана на рис. 2; $\frac{\rho}{\rho_0}$ – відносна густина атмосфери на висоті польоту [1, 2].

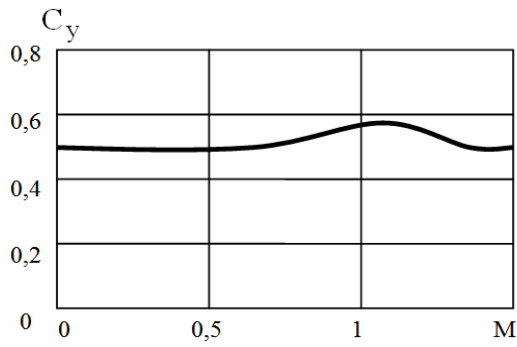
Похідна коефіцієнта аеродинамічного моменту тангажу за швидкістю польоту визначається за формулою [1, 2]:

$$m_z^V = m_z^M \frac{dM}{dV} = \frac{1}{a} m_z^M.$$

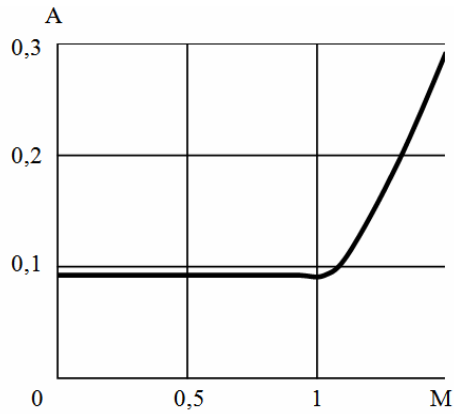
Графік залежностей $m_z^M = m_z^M(M)$ показаний на (рис. 3).

Похідна коефіцієнта аеродинамічного моменту тангажу за безрозмірними кутовими швидкостями $m_z^{\bar{\alpha}}$; $m_z^{\bar{\omega}_z}$.

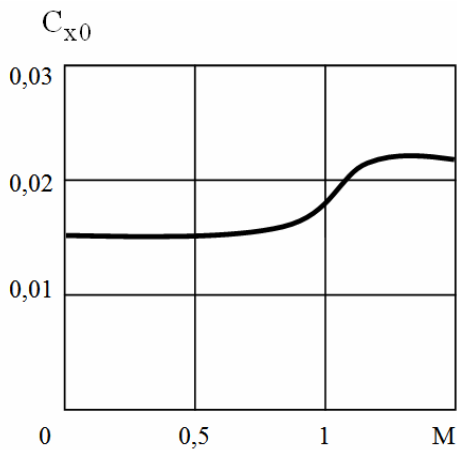
Залежність коефіцієнта ефективності органа управління тангажем (руля висоти, стабілізатора) від числа M зображена на (рис. 4).



а – залежність $C_y = C_y(M)$



б – залежність $A = A(M)$



в – залежність $C_{x_0} = C_{x_0}(M)$

Рис. 1. Аеродинамічні характеристики БПЛА

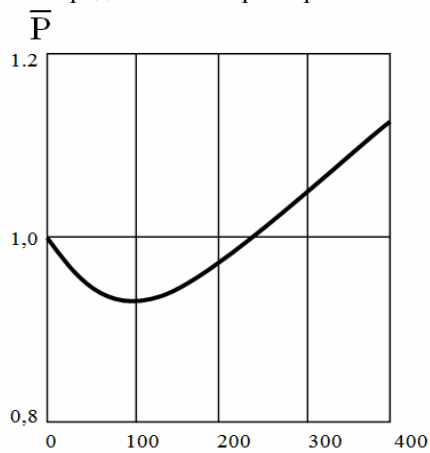


Рис. 2. Залежність $\bar{P} = \bar{P}(V)$

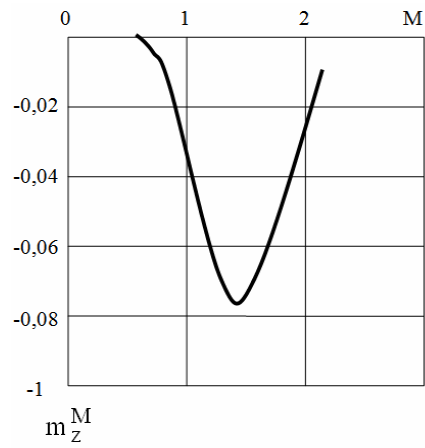


Рис. 3. Залежність $m_z^M = m_z^M(M)$

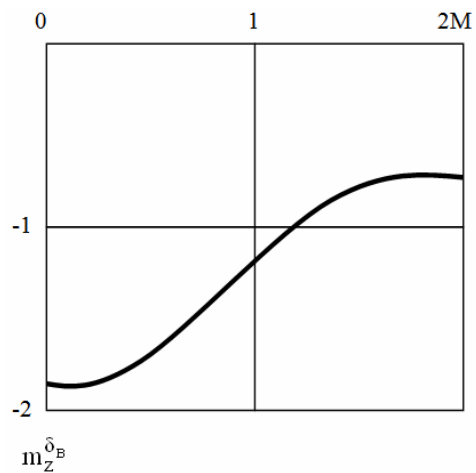


Рис. 4. Залежність $m_z^{\delta_B}$ від числа М

Похідна тяги силової установки за положенням органу управління тягою в порівнянні із співвідношенням (3) визначається за формулою [1, 2]

$$P^{\delta_p} = P_{00}^{\delta_p} \bar{P} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0,9}, \quad (4)$$

де $P_{00}^{\delta_p} = 2,5 \cdot 10^5$, Н/рад – величина постійна.

За формулами (1), аеродинамічними характеристиками й іншими параметрами БПЛА, що наведені раніше, можливо розрахувати коефіцієнти математичної моделі (2) [1, 2].

Розрахунок коефіцієнтів в повздовжньому каналі математичної моделі групового польоту БПЛА

$$a_x^V = \frac{1}{\tau_a} \left(c_{x_a} + \frac{V}{2} c_{x_a}^V \right) - \frac{\cos \alpha}{m} P^V;$$

$$a_X^\Theta = \frac{g}{V} \cos \Theta; \quad a_X^\alpha = \frac{c_{X_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P \sin \alpha}{mV};$$

$$a_X^\alpha = \frac{P^{\delta_p}}{mV} \cos \alpha$$

$$a_X^h = \frac{VT^h}{2T_h} \left(\frac{\tau_a P^V \cos \alpha}{m} - c_{X_a} \left(1 + \frac{1}{R_0 T^h} \right) - \frac{V c_{X_a}^V}{2} \right);$$

$$\begin{aligned}
 a_y^V &= -\frac{1}{\tau_a} \left(c_{y_a} + \frac{V}{2} c_{y_a}^V \right) - \frac{P^V}{m} \sin \alpha ; \\
 a_y^\Theta &= \frac{g}{V} \sin \Theta ; \\
 a_y^h &= \frac{VT^h}{2T_h} \times \\
 &\times \left(\frac{\tau_a P^V \sin \alpha}{m} - c_{y_a} \left(1 + \frac{1}{R_0 T^h} \right) - \frac{V c_{y_a}^V}{2} \right) ; \\
 a_y^\alpha &= \frac{c_{y_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P \cos \alpha}{mV} ; \\
 a_{mZ}^V &= -\chi \left(V m_Z^V + 2m_Z + \frac{b_A}{V} m_Z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha \right) ; \\
 a_{mZ}^\Theta &= -\chi \frac{b_A}{V} m_Z^{\bar{\alpha}} a_y^\Theta ; \\
 a_{mZ}^{\omega Z} &= -\chi \frac{b_A}{V} \left(m_Z^{\bar{\omega Z}} + m_Z^{\bar{\alpha}} \right) ; \\
 a_{mZ}^\alpha &= -\chi \left(m_Z^V + \frac{b_A}{V} m_Z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha \right) \\
 a_{mZ}^h &= \chi \left(\frac{VT^h}{2T_h} \tau_a \left(m_Z^V V + 2m_Z \left(1 + \frac{1}{R_0 T^h} \right) \right) - \right. \\
 &\quad \left. - \frac{b_A}{V} m_Z^{\bar{\alpha}} a_y^h \right) ; \\
 a_{mZ}^{\alpha B} &= \chi m_Z^{\delta B} ; \quad a_h^V = \frac{\sin \Theta}{\tau_a} ; \\
 a_h^\Theta &= \frac{\cos \Theta}{\tau_a} ; \quad \chi = \frac{\rho V^2}{2} S \frac{b_A}{I_Z} ; \\
 \tau_A &= \frac{m}{\rho V S} .
 \end{aligned} \tag{5}$$

В системі рівнянь (5) частинні похідні беруться при значеннях параметрів польоту, які відповідають програмному незбуреному руху. Змінення

маси і моменту інерції тут не враховувалось, оскільки зміни відбуваються повільно і можуть розглядатись як програмні. Система лінійних диференціальних рівнянь (2) досить точно описує ізольований продольний рух БПЛА нормальної літакової компоновки. Лінійна модель повздовжнього руху отримана за припущення абсолютної жорсткості конструкції і відсутності як випадкового, так і постійного вітру [1, 2].

Висновки

При розрахунках алгоритмів керування груповим польотом БПЛА дозволить вирішити задачі міжлітакової навігації, автоматизації керування польотом при витримуванні місця, маневруванні в групі БПЛА, тобто підвищить якість вирішення ударних задач. Розроблені алгоритми, які дозволяють підвищити точність визначення поточних координат місцеположення БПЛА, можуть бути використані при модернізації бортового обладнання існуючих БПЛА та при розробці нових зразків БПЛА для більш повного використання їх можливостей.

Список літератури

1. Асланян А.Э. Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. Ч. 1 / А.Э. Асланян. – К.: КВВАИУ, 1984. – 435 с.
2. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1973. – 504 с.
3. Бабич В.К. Авиация в локальных войнах / В.К. Бабич. – М.: Воениздат, 1988. – 207 с.

Надійшла до редколегії 31.07.2013

Рецензент: канд. техн. наук ст. наук співр. Д.Г. Васильєв, Державний науково-випробувальний центр Збройних Сил України, Феодосія.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА КОЭФФИЦИЕНТОВ В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГРУППОВОГО ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.А. Ткаченко

Предложена методика расчета коэффициентов в продольном канале математической модели группового полета беспилотных летательных аппаратов с учетом ошибок возмущений, что обеспечивает достаточно высокую точность при расчете воздействия всех компонентов комплекса в продольном канале.

Ключевые слова: продольное движение, тяга силовой установки, аэродинамические характеристики, графики зависимостей, коэффициенты математической модели.

METHODS OF COEFFICIENTS CALCULATION IN LONGITUDINAL CHANNEL OF UNMANNED AERIAL VEHICLE GROUP FLIGHT MATHEMATICAL MODEL

V.A. Tkachenko

The methods of coefficients calculation in longitudinal channel of unmanned aerial vehicle group flight mathematical model into account indignations errors are offered, that provides high enough exactness at calculation of influence of all components of complex in a longitudinal channel.

Keywords: longitudinal motion, power-plant traction, aerodynamic characteristics, dependences charts, mathematical model coefficients.