

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ДП «АНТОНОВ»



МАТЕРІАЛИ

XII Міжнародної
науково-технічної конференції
“АВІА-2015”

28-29 квітня 2015 року

Київ 2015

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ДП «АНТОНОВ»

МАТЕРІАЛИ

**ХІІ МІЖНАРОДНОЇ
НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ
“АВІА-2015”**

28-29 квітня 2015 року

КИЇВ 2015

*В.М. Казак, д.т.н., проф., Н.А.Тимошенко, асистент
А.М. Драгоєв, студент ІНТ, М.В. Кияниця, О.О. Яремчук, ІНТ
(Національний авіаційний університет, Україна, м. Київ)*

Демпфування коливань центра мас вертольота відносно центра точкового об'єкта з визначенням оптимального керування

Запропоновано використання методу зворотних моделей та методу аналітичного конструювання за критерієм узагальненої роботи для визначення оптимальної стабілізації вертольота через автомат перекосу та загального кроку несучого гвинта

Вертоліт як об'єкт керування володіє низкою несприятливих характеристик стійкості і керованості, основними з яких не можна нехтувати: малі демпфуючі моменти по кутовим швидкостям тангажу ω_z , крену ω_x , нищпорення ω_y ; статична нестійкість несучого гвинта по куту атаки; при наявності статичної стійкості вертольота по тангажу, крену та швидкості польоту, вертоліт не володіє динамічною стійкістю по тангажу і швидкості на всіх режимах польоту, а по крену він є динамічно нестійким на режимах висіння та польоту з малими швидкостями; взаємовплив руху по крену та руху по куту нищпорення в поступальному польоті, який у режимі висіння та малих швидкостях руху, веде до коливальної нестійкості бічної стабілізації.

Головною неприємністю при керуванні вертольотом для системи стабілізації у польоті є коливальна нестійкість по кутам крену і тангажу. Не зважаючи на те, що період цих коливань відносно великий, у межах 8–15 с, вже за 3...4 коливання амплітуда їх подвоюється. Для підтримання заданого режиму польоту, у тому числі режиму висіння, пілот повинен безперервно діяти на важелі керування: важіль загального кроку, важіль циклічного кроку, та педалі, що викликає швидку втомленість та погіршення якості розв'язання завдання стабілізації висіння над центром точкового об'єкта. Тому найбільш ефективним може стати забезпечення потрібних характеристик стійкості і керованості за рахунок сучасних інформаційних технологій.

У сьогоденні активно розвивається ідея того, що ефективно керувати нелінійним об'єктом можна тільки за допомогою адекватного йому нелінійного регулятора. За звичай створення нелінійного закону керування польотом літального апарату (ЛА) здійснюється у два етапи. На першому припускається, що нелінійна динамічна модель вертольота як об'єкта керування є відомою, і потрібно знайти такий спосіб організації зворотнього зв'язку, при якому побудований замкнутий контур регулювання володіє ознаками лінійних характеристик (лінеаризація на основі зворотнього зв'язку).

На другому етапі синтезу регулятора знаходять лінійну частину у складі закону керування, що забезпечує отримання необхідних показників якості системи стабілізації і керування у цілому. Одним з різновидів реалізації цього методу є метод зворотних моделей, суть якого постає у наступному.

Припустимо, що вертоліт як об'єкт керування можна формалізувати наступною системою нелінійних диференційних рівнянь

$$\ddot{X} = f(x, \dot{x}, u, w), \quad (1)$$

де $x(t), \dot{x}(t), \ddot{x}(t) \in R^n$ – вектори змінних стану та їх похідних; $u(t) \in R^m$ – вектор вхідних керуючих дій; $w(t) \in R^k$ – вектор змінних стану діючих на вертоліт погодних умов; f – нелінійна вектор–функція, що відображає область $R^n \times R^n \times R^m \times R^k$ в R^n .

При умовах, що функція $f(x, \dot{x}, \ddot{x}, u, w)$ має зворотній зв'язок, а у свою чергу змінні $x(t), \dot{x}(t)$ і $\ddot{x}(t)$ є вимірюваними, рівняння системи можна подати у такому вигляді:

$$u_{\text{смаб}} = f(x, \dot{x}, \ddot{x}, u, w). \quad (2)$$

Умову (2) можна представити як лінеаризуюче перетворення, що використовує зворотній зв'язок по змінним стану $x(t), \dot{x}(t)$ і $\ddot{x}(t)$ й має зворотнє перетворення

$$u = \hat{f}^{-1}(x, \dot{x}, \ddot{x}, u_{\text{смаб}}). \quad (3)$$

Отже, керування нелінійним об'єктом зводиться до виміру координат векторів $x(t), \dot{x}(t), \ddot{x}(t)$ із наступним обчисленням вектора регулювання $u(t)$, використовуючи залежність (3).

Для режиму висіння рівняння руху за умов малих кутів θ і γ , тобто прийнявши, що $\cos \theta = 1, \sin \theta = \theta, \cos \gamma = 1, \sin \gamma = \gamma$ у радіанній мірі, набуває вигляду:

$$\begin{aligned} m(\ddot{x} + \omega_y z + \omega_z y) + mh_{HB} \ddot{\theta} - T_x - R_x + mg\theta = b_1 u_1; \\ mh_{HB} \ddot{x} + mh_{HB}^2 \ddot{\theta} + mgh_{HB} \theta = 0, \end{aligned} \quad (4)$$

де x – горизонтальне зміщення центра мас вертольота відносно центру точкового об'єкту, над яким він повинен висіти; θ, γ – кути відхилення вертольота відносно вертикалі; m – маса вертольота; T_x – складова вектора тяги НГ; R_x – проекція аеродинамічної сили на зв'язану вісь x , яка у швидкісній СК дорівнює: $R_x = X_\phi \cos \beta \cos \alpha - Y_\phi \sin \alpha - Z_\phi \sin \beta \cos \alpha$;

ω_y, ω_z – кутові швидкості фюзеляжу; X_ϕ, Y_ϕ, Z_ϕ – аеродинамічні сили фюзеляжу вертольота [1].

Перетворимо систему (4) і з урахуванням, що на режимі висіння $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0, \alpha \approx 0, \beta \approx 0, \gamma = \theta + \alpha = \theta; R_x \approx 0; T_x \approx 0$, спростимо її до вигляду:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{1}{m}(a_2 \dot{x} + g\theta + b_1 u); \\ \ddot{\theta} &= -\frac{1}{mh_{HB}}(g\theta + a_2 \dot{x} + b_1 u). \end{aligned} \quad (6)$$

Позначимо вектор $X = [x, \dot{x}, \ddot{x}, \theta, \dot{\theta}]$, та представимо систему (6) у векторній формі:

$$\dot{X} = AX + BU, \quad (7)$$

Використовуючи метод аналітичного конструювання за критерієм узагальненої роботи (АКУР), на основі системи (7) можна визначити оптимальне керування, що мінімізує наступний функціонал [2]:

$$J = 0,5 \int_0^{\infty} (X^T Q X + R U_1^2) dt. \quad (8)$$

У якості матриці Q використовується невід'ємна діагональна матриця, а у якості матриці R використовуємо одиничну матрицю. З урахуванням цього функціонал (8) набуває вигляду:

$$J = 0,5(q_1 x^2 + q_2 \dot{x}^2 + q_3 \ddot{x} + q_4 \theta^2 + q_5 \dot{\theta} + u_1^2). \quad (9)$$

Оптимальне керування у цьому випадку визначимо по такій залежності:

$$U_1 = I X, \quad (10)$$

де I – матриця передавальних чисел

$$I = -\frac{1}{R} B^T K. \quad (11)$$

Постійну невід'ємну симетричну матрицю K можна обчислити через рішення матричного рівняння Rikkati [1]:

$$KA + A^T K - \frac{1}{R} K B B^T K + Q = 0. \quad (12)$$

У якості прикладу нами обрано моделювання процесу стабілізації вертольота на режимі висіння у повздовжній площині із початковими умовами $Q = [0 \ 10 \ 0 \ 0,20 \ 0,18]^T$, які обирались їх підбором у процесі моделювання системи (12) за допомогою пакета програм Matlab та керуванням, що отримане як рішення (12):

$$x_i = - \begin{bmatrix} 0.0641 & 0.0320 & 0.0112 & -0.1330 & -0.2730 & -0.2368 & -0.4350 \\ 0.0068 & 0.0026 & 0.0011 & -0.1292 & -0.0298 & 2.4430 & 0.1703 \end{bmatrix} \quad (13)$$

Підставимо обчислені значення (13) в (10). В результаті чого отримаємо закон керування вертольотом через відхилення автомата перекосу (АП) у повздовжній площині:

$$\delta_g = -0.0641 \ddot{X}_g - 0.0320 \dot{X}_g - 0.0112 X_g + 0.1330 \dot{\vartheta} + 0.2730 \vartheta + 0.2368 \dot{\theta} + 0.4350 \theta \quad (14)$$

та закон керування його тягою через загальний крок несучого гвинта:

$$\varphi = -0.0068 \ddot{X}_g - 0.0026 \dot{X}_g - 0.0011 X_g + 0.1292 \dot{\vartheta} + 0.0298 \vartheta - 2.4430 \dot{\theta} - 0.1703 \theta. \quad (15)$$

Частину отриманих результатів моделювання наведено у якості графіків (Рис. 1, a, b, θ).

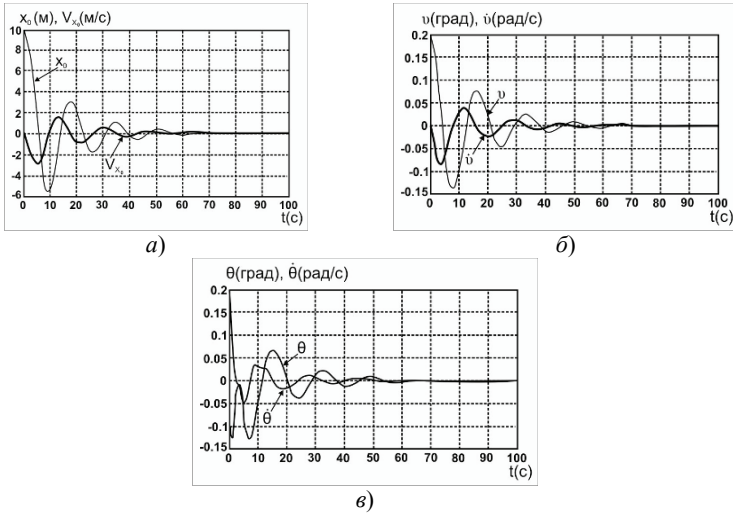


Рис. 1. Визначення положення (а), кута тангажу вертольота (б) та кута відхилення від центру вертольота в умовах демпфування дії вітру(в)

Аналіз даних наведених на Рис. 1 (а, б, в) дає підставу зробити висновок, що відхилення вертольота у режимі висіння по вісі OX_z , кута тангажу та координати OX_0 наближаються до нуля вже через 20–30 с, а прискорення j_x через 10–15 с.

Висновки

Синтезовані закони керування забезпечують тривалість перехідних процесів керування вертольотом у повздовжньому та бічному каналах не більше 10–15 с та коректування загального кроку 5–10 с з похибкою (0,2–1)% діапазону зміни керованої величини, залежно від потужності поривчатого вітру. Точність стабілізації суттєво залежить від принципу і точності виміру швидкості польоту ($V_{двшз}$, $V_{снс}$, $V_{пнс}$) та складає 0,06–0,14 м.

Список літератури

1. Красовський А. А. Системы автоматического управления летательных аппаратов / А. А. Красовський, Ю. А. Вавилов, А. И. Сучков. – Москва: Издание ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1986. – 478 с.
2. Красовський А. А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / А. А. Красовский. – М.: НАУКА, 1973. – 560 с.
3. Казак В. М. Системні методи відновлення живучості літальних апаратів в особливих ситуаціях у польоті: моногр. / В. М. Казак. – Київ: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2010. – 284 с.



Наша адреса: 03058, Київ-058,
проспект Космонавта Комарова, 1, кім. 1.238
тел.: (044) 406-71-56
факс: (044) 406-79-21
e-mail: avia@nau.edu.ua
<http://avia.nau.edu.ua>