

MÔ PHỎNG THUẬT TOÁN ỔN ĐỊNH CÂN BẰNG Ở CHẾ ĐỘ BAY TREO CHO MÁY BAY HEXACOPTER KHI HỒNG 1 ĐỘNG CƠ

SIMULATION OF A STABILIZING ALGORITHM FOR HEXACOPTER IN HOVER FLIGHT MODE WITH ONE ROTOR FAILURE

NGUYỄN XUÂN DŨNG, VÕ TRUNG KIÊN, HÀ MẠNH TUẤN*

Bộ môn Kỹ thuật Hàng không và Vũ trụ, Viện Cơ khí động lực,
Trường Đại học Bách khoa Hà Nội

*Email liên hệ: tuan.hamanh@hust.edu.vn

Tóm tắt

Bài báo này mô tả quá trình xây dựng và triển khai thuật toán ổn định cân bằng cho chế độ bay treo của một nguyên mẫu máy bay hexacopter trong mô phỏng. Các đặc tính động lực học của một nguyên mẫu máy bay và động cơ của nó được xác định. Các mô hình được xây dựng và hiệu chỉnh với các tham số dựa trên các đặc tính động lực học của nguyên mẫu máy bay. Trạng thái của mô hình máy bay sau đó được mô tả bởi các phương trình động học và động lực học. Điều kiện hồng 1 động cơ khi đang hoạt động trong chế độ bay treo được mô phỏng trong SIMULINK. Thuật toán ổn định cân bằng cho chế độ bay treo trong điều kiện hồng 1 động cơ được xây dựng và hoàn thiện dựa trên các kết quả mô phỏng. Kết quả chất lượng ổn định của máy bay sau đó được đánh giá.

Từ khóa: *Mất động cơ, thuật toán ổn định cân bằng, hexacopter, UAV.*

Abstract

This paper presents the development and simulation of a hover flight stabilization algorithm for a hexacopter prototype. The motor dynamics characteristics of a hexacopter prototype are specified. The specified parameters of the motor characteristics are then used to validate with the hexacopter model. The hexacopter model's states in flight are derived from the governing kinematics and dynamics equations. The single-engine failure condition is simulated in SIMULINK software. The hover flight stabilization algorithm is built and adjusted based on the responses of the simulated model to variations of the algorithms. The simulation results are then validated.

Keywords: *Engine failure, stabilization algorithm, hexacopter, UAV.*

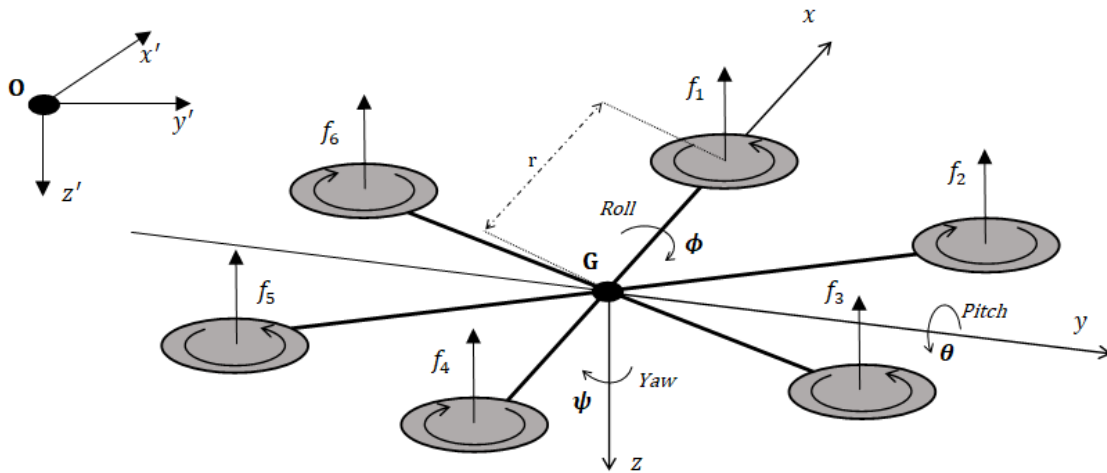
1. Mở đầu

Máy bay cánh quạt (multirotor) ngày càng trở nên phổ biến trong nhiều ứng dụng. Điều này kéo theo nhu cầu giải quyết các vấn đề kỹ thuật khi vận hành máy bay multirotor. Một trong những vấn đề khi vận hành máy bay multirotor là sự cố hồng động cơ.

Đã có các nghiên cứu nhằm xử lý sự cố này tương ứng các mức độ hồng khác nhau của động cơ. Phương pháp xử lý sự cố 1 động cơ hoạt động kém hiệu quả trên máy bay 4 cánh quạt (quadcopter) đã được nghiên cứu trong [1]. So với máy bay quadcopter, máy bay 6 cánh quạt (hexacopter) có khả năng hoạt động ổn định hơn trong các điều kiện nhiễu động hay động cơ dừng hoạt động hoàn toàn. Phương pháp phân bố lực nâng trên mỗi động cơ cho máy bay hexacopter đã được nghiên cứu một cách tổng quát trong [2, 3].

Phương pháp xử lý sự cố 1 động cơ dừng hoạt động hoàn toàn trên máy bay hexacopter cũng đã được Guang-Xun Du và các cộng sự đưa ra và kiểm nghiệm bằng kết quả mô phỏng và thực nghiệm [4]. Tuy nhiên, mô phỏng trong [4] được dựa trên mô hình đơn giản hóa. Trong [5], Napolitano đã trình bày các phân tích động lực học toàn diện và đưa ra 1 mô hình động lực học tổng quát và tương đối chính xác của máy bay. Mục tiêu của bài báo này là xây dựng bộ điều khiển xử lý sự cố 1 động cơ dừng hoạt động hoàn toàn trên máy bay hexacopter dựa trên phương pháp trong [4], và kiểm nghiệm kết quả bằng mô phỏng với mô hình dựa trên lý thuyết trong [5].

Trong bài báo này, mô hình động lực học của 1 loại máy bay hexacopter và bộ điều khiển xử lý sự cố được xây dựng. Các thông số của mô hình được lấy theo một nguyên mẫu máy bay hexacopter. Điều kiện 1 động cơ dừng hoạt động hoàn toàn khi đang trong chế độ bay treo được mô phỏng trong SIMULINK. Hiệu quả của bộ điều khiển được kiểm nghiệm bằng kết quả mô phỏng. Trong phạm vi bài báo này, vấn đề phát hiện sự cố không được xét đến, các biến trạng thái được trình bày được coi là hoàn toàn quan sát được.



Hình 1. Sơ đồ động học của máy bay hexacopter được khảo sát

2. Mô hình động lực học của máy bay hexacopter

2.1. Các phương trình động học, động lực học

Loại máy bay hexacopter được khảo sát trong bài báo này là loại hexacopter có cấu hình cánh quạt RLRLRL, trong đó R là viết tắt cho cánh quạt thuận, L là viết tắt cho cánh quạt nghịch. Khảo sát trên máy bay hexacopter với cấu hình cánh quạt khác có thể được thực hiện một cách tương tự bằng các phương pháp nêu trong bài báo này.

Các thông số động học, động lực học của máy bay trong hệ quy chiếu gắn với thân máy bay $Gxyz$ và hệ quy chiếu gắn với mặt đất $Ox'y'z'$ được khảo sát như trong Hình 1.

Trạng thái của máy bay được xác định thông qua các phương trình động học, động lực học [5, 6, 7] như sau:

Hệ phương trình bảo toàn động lượng:

$$\begin{cases} m(\dot{U} + QW - RV) = mg_x + F_x \\ m(\dot{V} + UR - PW) = mg_y + F_y \\ m(\dot{W} + PV - QU) = mg_z + F_z \end{cases} \quad (1)$$

Trong đó:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \cdot \sin\theta \\ g \cdot \cos\theta \cdot \sin\phi \\ g \cdot \cos\theta \cdot \cos\phi \end{bmatrix}$$

Hệ phương trình bảo toàn momen động lượng:

$$\begin{cases} \dot{P}I_x - \dot{R}I_{zx} - PQI_{zx} + RQ(I_z - I_y) = L \\ \dot{Q}I_y + PR(I_x - I_z) + (P^2 - R^2)I_{zx} = M \\ \dot{R}I_z - \dot{L}I_{zx} + PQ(I_y - I_z) + QRI_{zx} = N \end{cases} \quad (2)$$

Hệ phương trình động học

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta \cdot \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta \cdot \cos\phi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Hệ phương trình quỹ đạo bay:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{X}' \\ \dot{Y}' \\ \dot{Z}' \end{bmatrix} = T \cdot \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \\ T = \begin{bmatrix} c\Psi \cdot c\theta & -s\Psi \cdot c\phi + c\Psi \cdot s\theta \cdot s\phi & s\Psi \cdot s\phi + c\Psi \cdot s\theta \cdot c\phi \\ s\Psi \cdot c\theta & c\Psi \cdot c\phi + s\Psi \cdot s\theta \cdot s\phi & -s\phi \cdot c\Psi + s\Psi \cdot s\theta \cdot c\phi \\ -s\theta & c\theta \cdot s\phi & c\theta \cdot c\phi \end{bmatrix} \end{cases} \quad (4)$$

Trong đó:

m là khối lượng của máy bay hexacopter;

g là gia tốc trọng trường;

$c\phi = \cos(\phi)$, $c\theta = \cos(\theta)$, $c\Psi = \cos(\Psi)$;

$s\phi = \sin(\phi)$, $s\theta = \sin(\theta)$, $s\Psi = \sin(\Psi)$;

(U, V, W), (P, Q, R) lần lượt là các vận tốc dọc trục và vận tốc góc quanh các trục của hệ tọa độ $Gxyz$;

(F_x, F_y, F_z) , (L, M, N) là các lực dọc trục và momen lực quanh các trục của hệ tọa độ $Gxyz$;

(I_x, I_y, I_z) , (I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}) lần lượt là các momen quán tính quanh các trục và momen tích quán tính của các mặt phẳng của hệ tọa độ $Gxyz$;

(Φ, Θ, Ψ) là các góc Euler của máy bay trong hệ tọa độ mặt đất $Ox'y'z'$;

(X', Y', Z') là tọa độ của máy bay trong hệ tọa độ $Ox'y'z'$.

Tiếp đến, các hệ phương trình (1), (2), (3) được

viết lại trong 2 trạng thái bay: Trạng thái ổn định và trạng thái nhiễu động.

2.2. Trạng thái ổn định

Trong trạng thái bay ổn định [5], có các điều kiện sau:

$$\begin{aligned} \dot{P} &= 0; \dot{Q} = 0; \dot{R} = 0 \\ \dot{U} &= 0; \dot{V} = 0; \dot{W} = 0 \end{aligned} \quad (5)$$

Kết hợp các điều kiện (5), các hệ phương trình (1),

(2) được viết lại như sau:

$$\begin{cases} m(Q_1W_1 - R_1V_1) = -mgsin\theta_1 + F_{X_1} \\ m(U_1R_1 - P_1W_1) = mgcos\theta_1 \cdot sin\Phi_1 + F_{Y_1} \\ m(P_1V_1 - Q_1U_1) = mgcos\theta_1 \cdot cos\Phi_1 + F_{Z_1} \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} -P_1Q_1I_{zx} + R_1Q_1(I_z - I_y) = L_1 \\ P_1R_1(I_x - I_z) + (P_1^2 - R_1^2)I_{zx} = M_1 \\ P_1Q_1(I_y - I_z) + Q_1R_1I_{zx} = N_1 \end{cases} \quad (7)$$

Các biến chuyển động trong trạng thái ổn định được kí hiệu bởi chỉ số dưới (sub-script) "1".

Trạng thái ổn định được khảo sát trong bài báo này là chế độ bay treo, với các điều kiện như sau:

$$\begin{aligned} U_1 &= 0; V_1 = 0; W_1 = 0 \\ P_1 &= 0; Q_1 = 0; R_1 = 0 \\ \Phi_1 &= 0; \Theta_1 = 0; \Psi_1 = 0 \\ F_{X_1} &= 0; F_{Y_1} = 0; F_{Z_1} = -mg \\ L_1 &= 0; M_1 = 0; N_1 = 0 \end{aligned}$$

2.3. Trạng thái nhiễu động

Trong trạng thái nhiễu động [5], các biến chuyển động được phân tích thành 2 thành phần là giá trị của biến chuyển động trong trạng thái ổn định và thành phần nhiễu động lệch khỏi giá trị trong trạng thái ổn định.

$$\begin{aligned} U &= U_1 + u; V = V_1 + v; W = W_1 + w \\ P &= P_1 + p; Q = Q_1 + q; R = R_1 + r \\ \Phi &= \Phi_1 + \phi; \Theta = \Theta_1 + \theta; \Psi = \Psi_1 + \psi \\ F_X &= F_{X_1} + f_x; F_Y = F_{Y_1} + f_y; \\ F_Z &= F_{Z_1} + f_z \\ L &= L_1 + l; M = M_1 + m; N = N_1 + n \end{aligned}$$

Các nhiễu động được coi là nhiễu động nhỏ, với các giả thiết như sau:

Giả thiết 1. Các số hạng khai triển bậc lớn hơn hoặc bằng 2 của các biến $(u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \psi)$ là có thể bỏ qua.

$$u \cdot v = 0; w \cdot p = 0; q \cdot r = 0; u^2 = 0; \dots$$

$$\phi \cdot \theta = 0; \theta \cdot \psi = 0; \psi \cdot \phi = 0; \phi^2 = 0; \dots$$

Giả thiết 2. Các biến (ϕ, θ, ψ) là đủ nhỏ.

$$\begin{aligned} sin\phi &= \phi; cos\phi = 1; tan\phi = \phi \\ sin\theta &= \theta; cos\theta = 1; tan\theta = \theta \\ sin\psi &= \psi; cos\psi = 1; tan\psi = \psi \end{aligned}$$

Áp dụng các điều kiện (5) và Giả thiết 1, Giả thiết 2 vào các hệ phương trình (1), (2), (3) được viết lại thành các hệ phương trình (8), (9), (10) như sau:

$$\begin{cases} m(\dot{u} + Qw + qW - Rv - rV) = -mg\theta cos\theta_1 + f_x \\ m(\dot{v} + Ur + uR - Pw - pW) = -mg\theta sin\theta_1 \cdot sin\Phi_1 \\ \quad + mg\phi cos\theta_1 \cdot cos\Phi_1 + f_y \end{cases} \quad (8)$$

$$\begin{cases} m(\dot{w} + Pv + pV - Qu - Uq) = -mg\theta cos\theta_1 \cdot sin\Phi_1 \\ \quad - mg\phi sin\theta_1 \cdot cos\Phi_1 + f_z \\ \dot{p}I_{xx} - \dot{r}I_{xz} - (P_1q - Q_1p)I_{xz} + (R_1q - Q_1r)(I_{xx} - I_{yy}) = l \\ \dot{q}I_{yy} + (P_1r + R_1p)(I_{xx} - I_{zz}) + (2P_1p - 2R_1r)I_{xz} = m \\ \dot{r}I_{zz} - \dot{p}I_{xz} + (P_1q + Q_1p)(I_{yy} - I_{xx}) + (Q_1r + R_1q)I_{xz} = n \end{cases} \quad (9)$$

$$\begin{cases} p = \phi - \Psi_1\theta cos(\theta_1) - \psi sin(\Phi_1) \\ q = -\theta_1\phi sin(\Phi_1) + \theta cos(\Phi_1) - \Psi_1\theta sin(\Phi_1) sin(\theta_1) \\ \quad + \Psi_1\phi cos(\Phi_1) cos(\theta_1) + \psi sin(\Phi_1) cos(\theta_1) \\ r = -\Psi_1\theta cos(\phi_1) sin(\theta_1) - \Psi_1\phi sin(\Phi_1) cos(\theta_1) \\ \quad + \psi cos(\Phi_1) cos(\theta_1) - \theta_1\phi cos(\Phi_1) - \theta sin(\Phi_1) \end{cases} \quad (10)$$

3. Mô phỏng

3.1. Mô hình không gian trạng thái

Các hệ phương trình (8), (9), (10) được viết lại dưới dạng không gian trạng thái như sau:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (11)$$

Trong đó,

$$A \in R^{9 \times 9}; B \in R^{9 \times 4},$$

$$x = [p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w]^T \in R^9$$

là vec-tơ các biến trạng thái,

$u = [T \ L \ M \ N]^T \in R^4$ là vec-tơ các lực, momen lực tác dụng lên máy bay và được xác định như sau:

$$u = (F_{motor} - F_e)$$

$F_{motor} = [T \ L \ M \ N]^T \in R^4$ là lực và momen lực do motor,

$F_e = [m \cdot g \ 0 \ 0 \ 0]^T \in R^4$ là lực và momen lực do ngoại lực trong môi trường.

Với các giá trị $u = [T \ L \ M \ N]^T$ là đầu

vào của mô hình, và các thông số của nguyên mẫu máy bay hexacopter trong Bảng 1, các biến trạng thái $[x]$ được xác định thông qua việc giải hệ phương trình vi phân (11).

Bảng 1. Thông số của nguyên mẫu máy bay

Kí hiệu	Thông số	Giá trị	Đơn vị
M	Khối lượng máy bay	0.175	kg
I _x	Momen quán tính	$5.2 \cdot 10^{-4}$	kg.m ²
I _y	Momen quán tính	$5.1 \cdot 10^{-4}$	kg.m ²
I _z	Momen quán tính	10^{-3}	kg.m ²
R	Khoảng cách từ động cơ đến khối tâm máy bay	0.1	m
t_{max}	Lực nâng lớn nhất của mỗi động cơ	0.5	N

$$x = [p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w]^T$$

Sau khi đã tính được các biến trạng thái, giá trị của các biến $(\phi, \theta, \psi, u, v, w)$ được sử dụng để xác định quỹ đạo của máy bay trong không gian thông qua hệ phương trình quỹ đạo bay.

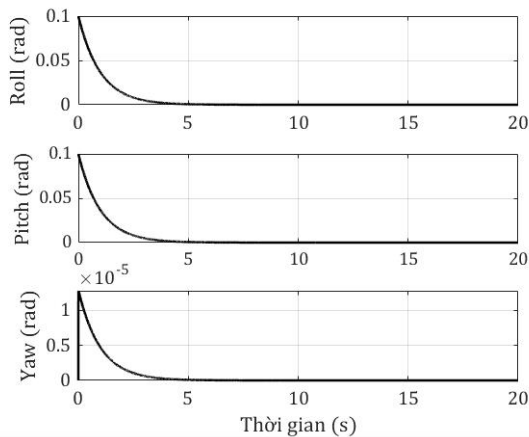
$$\begin{bmatrix} \dot{x}' \\ \dot{y}' \\ \dot{z}' \end{bmatrix} = \tau \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

$$\tau = \begin{bmatrix} c\psi \cdot c\theta & -s\psi \cdot c\phi + c\psi \cdot s\theta \cdot s\phi & s\psi \cdot s\phi + c\psi \cdot s\theta \cdot c\phi \\ s\psi \cdot c\theta & c\psi \cdot c\phi + s\psi \cdot s\theta \cdot s\phi & -s\psi \cdot c\psi + s\psi \cdot s\theta \cdot c\phi \\ -s\theta & c\theta \cdot s\phi & c\theta \cdot c\phi \end{bmatrix}$$

Trong đó:

$$c\phi = \cos(\phi), c\theta = \cos(\theta), c\psi = \cos(\psi),$$

$$s\phi = \sin(\phi), s\theta = \sin(\theta), s\psi = \sin(\psi),$$



Từ các biến vận tốc trong hệ quy chiếu mặt đất (x', y', z') và các điều kiện ban đầu, có thể xác định được tọa độ (x', y', z') của máy bay trong hệ quy chiếu mặt đất.

Trong bài báo này, bộ giải tích phân được sử dụng là bộ giải tích phân theo phương pháp Dormand-Prince trong phần mềm SIMULINK [8].

3.2. Bộ điều khiển trong trường hợp máy bay hoạt động bình thường

Từ các biến trạng thái, bộ điều khiển Tuyến tính-Vi phân (PD) cho ra giá trị điều khiển của các lực, momen lực do động cơ:

$$F_{control} = [T_c \ M_c \ N_c \ L_c]^T.$$

Các giá trị lực và momen lực điều khiển được xác định như sau:

$$\begin{cases} T_c = -mg \\ L_c = -K_p \cdot \phi - K_d \cdot p \\ M_c = -K_p \cdot \theta - K_d \cdot q \\ N_c = -K_p \cdot \psi - K_d \cdot r \end{cases}$$

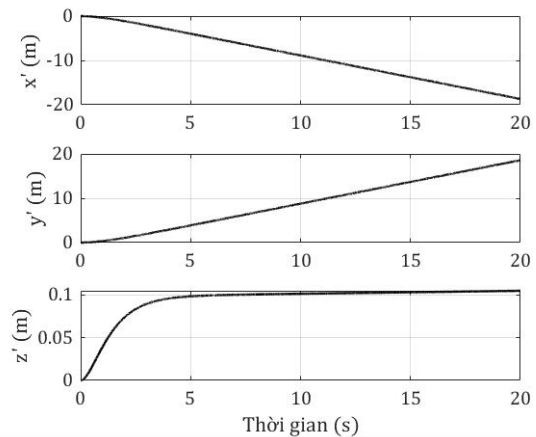
Trong đó: Độ lợi của thành phần vi phân $K_d = 1$, độ lợi của thành phần tuyến tính $K_p = 1$.

Từ các giá trị điều khiển lực, momen lực được cấp bởi bộ điều khiển, cần xác định giá trị điều khiển lực đẩy của từng động cơ $[t]$ để đạt được các lực và momen lực này.

$$t = [t_1 \ t_2 \ t_3 \ t_4 \ t_5 \ t_6]^T \in R^6$$

Giá trị điều khiển lực đẩy của từng động cơ được xác định bằng ma trận phân phối K_a [2, 3, 4].

$$t = K_a \cdot F_{motor}$$



Hình 2. Các góc Euler và tọa độ của máy bay trong quá trình bay với điều kiện không hỏng động cơ

Ma trận phân phối K_a là ma trận đáp ứng điều kiện $K \cdot K_a = I_4$ và được xác định bằng phương pháp ma trận giả-nghịch đảo (pseudo-inverse matrix) [2, 3, 4] như sau:

$$K_a = K^T \cdot (K \cdot K^T)^{-1}$$

Lực đẩy thực \bar{t}_i của các động cơ sẽ bị bão hòa khi đạt tới các giới hạn lực đẩy tối đa t_{max} và lực đẩy tối thiểu t_{min} .

Lực đẩy của các động cơ gây nên các lực và momen như sau:

$$F_{motor} = K \cdot \bar{t}$$

$$K = \begin{bmatrix} -1 & -1 & -1 & -1 & -1 & -1 \\ 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r & -\frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r & \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r \\ r & \frac{r}{2} & -\frac{r}{2} & -r & -\frac{r}{2} & \frac{r}{2} \\ \mu & -\mu & \mu & -\mu & \mu & -\mu \end{bmatrix}$$

Trong đó:

r là khoảng cách từ trục quay động cơ đến trục z của máy bay.

μ là hệ số giữa lực đẩy động cơ với momen xoắn phản lực.

$\bar{t} = [\bar{t}_1 \ \bar{t}_2 \ \bar{t}_3 \ \bar{t}_4 \ \bar{t}_5 \ \bar{t}_6]^T$ là lực đẩy thực của các động cơ.

Hình 2 thể hiện mô phỏng các góc Euler và quỹ đạo bay trong quá trình máy bay xác lập về vị trí cân bằng với sai lệch trong góc Pitch và Roll ban đầu là $\phi_{t=0} = 0.1 \text{ rad}$, $\theta_{t=0} = 0.1 \text{ rad}$.

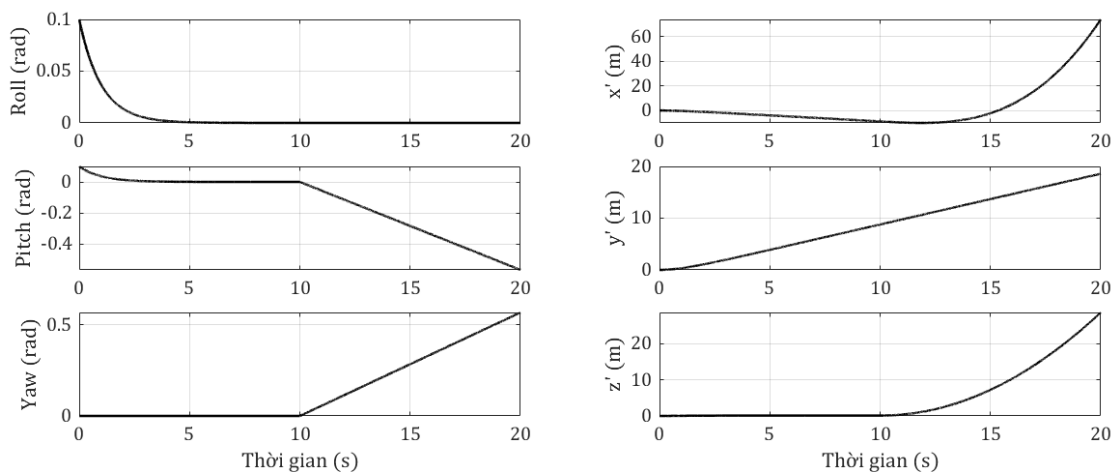
Tọa độ (x', y') liên tục tăng một cách tuyến tính theo thời gian. Đây là do các vận tốc sinh ra trong quá trình xác lập vị trí cân bằng và do mô hình này chưa kể đến lực cản không khí

4. Bộ điều khiển trong trường hợp máy bay mất 1 động cơ

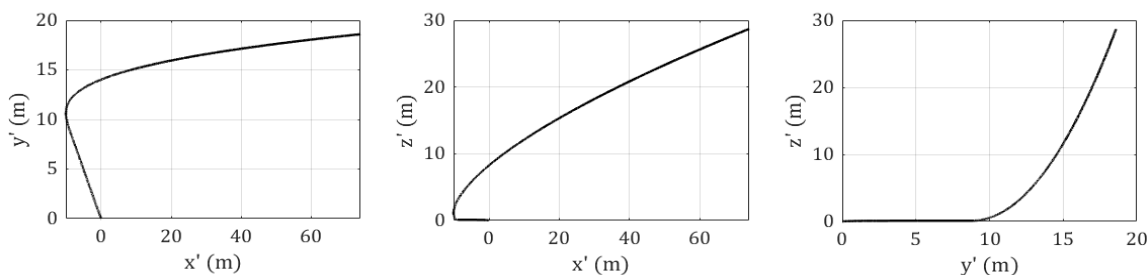
Hình 3, 4 thể hiện mô phỏng các góc Euler và quỹ đạo bay trong quá trình bay tương tự nhưng thêm điều kiện máy bay hỏng động cơ số 1 tại thời điểm $t = 10s$, với điều kiện ban đầu là:

$$\phi_{t=0} = 0.1 \text{ rad}, \quad \theta_{t=0} = 0.1 \text{ rad}.$$

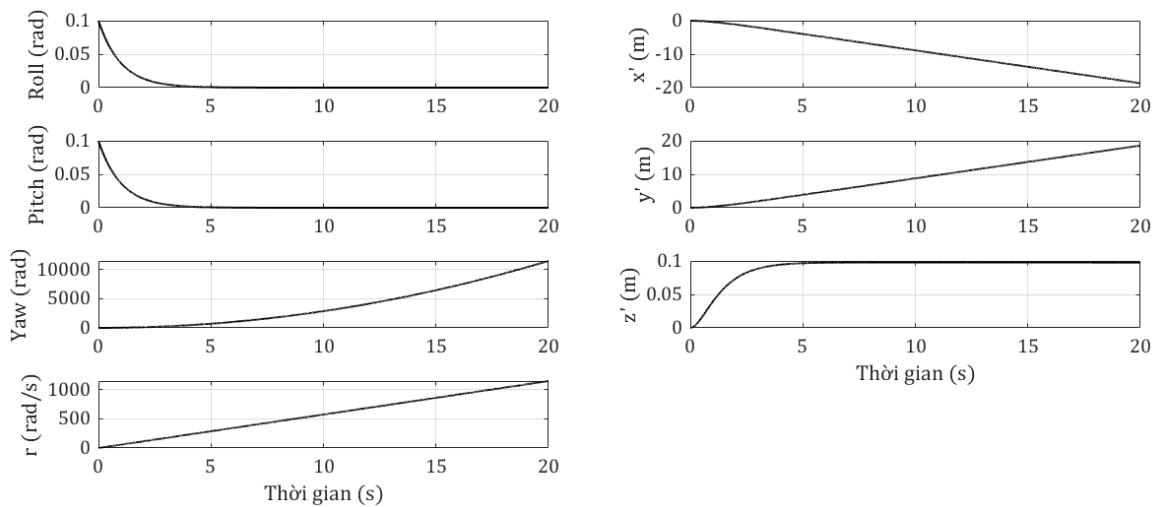
Như thể hiện trong Hình 3, 4 máy bay bị mất kiểm soát và bị rơi sau thời điểm động cơ bị hỏng (lưu ý trục z có chiều dương hướng xuống mặt đất). Góc Roll (ϕ) được thể hiện là vẫn cân bằng và không bị ảnh hưởng. Đây là do phương lực đẩy của động cơ 1 nằm trong cùng mặt phẳng với trục Roll (trục x) và đồng thời là do chưa xét đến sự mất cân xứng của máy bay và nhiễu động của môi trường trong thực tế.



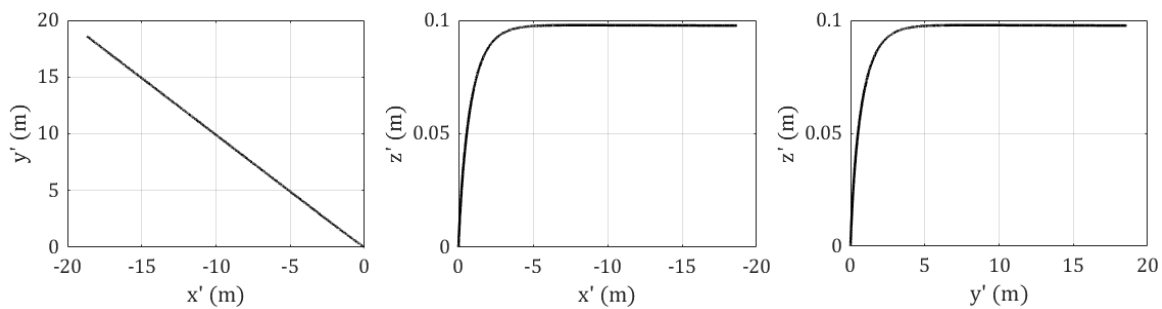
Hình 3. Các góc Euler và tọa độ của máy bay trong quá trình bay sử dụng thuật toán điều khiển cũ với điều kiện hỏng 1 động cơ



Hình 4. Quỹ đạo của máy bay trong quá trình bay sử dụng thuật toán điều khiển cũ với điều kiện hỏng 1 động cơ



Hình 5. Các góc Euler và tọa độ của máy bay trong quá trình bay sử dụng thuật toán điều khiển mới với điều kiện hồng 1 động cơ



Hình 6. Quỹ đạo của máy bay trong quá trình bay sử dụng thuật toán điều khiển mới với điều kiện hồng 1 động cơ

Vì thuật toán bay trong điều kiện bình thường không điều khiển được máy bay trong điều kiện hồng 1 động cơ, cần có 1 thuật toán điều khiển khác cho điều kiện bay khi máy bay hồng 1 động cơ. Trong trường hợp máy bay hồng 1 động cơ, theo [4] đã chứng minh, máy bay không thể điều khiển được tất cả các trạng thái x .

$$x = [p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w]^T$$

Thuật toán thay thế chấp nhận việc không điều khiển được 2 biến trạng ít quan trọng hơn tới sự ổn định của máy bay là ψ và r .

Trong thuật toán bay dành cho điều kiện hồng 1 động cơ, các giá trị lực và momen lực điều khiển được xác định bởi bộ điều khiển Tuyến tính - Vi phân (PD) như sau:

$$\begin{cases} T_c = -m \cdot g \\ M_c = -K_p \cdot \phi - K_d \cdot p \\ N_c = -K_p \cdot \theta - K_d \cdot q \end{cases}$$

Trong đó, độ lợi của thành phần vi phân $K_d = 1$, độ lợi của thành phần tuyến tính $K_p = 1$.

Giá trị điều khiển lực đẩy của các động cơ được xác định ma trận phân phối mới K_a^* .

Ma trận phân phối mới K_a^* được xác định như sau:

$$K_a^* = K^{*T} \cdot (K^* \cdot K^{*T})^{-1}$$

Trong đó:

$$K^* = \begin{bmatrix} -\varepsilon_1 & -\varepsilon_2 & -\varepsilon_3 & -\varepsilon_4 & -\varepsilon_5 & -\varepsilon_6 \\ 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r \cdot \varepsilon_2 & -\frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r \cdot \varepsilon_3 & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r \cdot \varepsilon_5 & \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot r \cdot \varepsilon_6 \\ r \cdot \varepsilon_1 & \frac{r}{2} \cdot \varepsilon_2 & -\frac{r}{2} \cdot \varepsilon_3 & -r \cdot \varepsilon_4 & -\frac{r}{2} \cdot \varepsilon_5 & \frac{r}{2} \cdot \varepsilon_6 \end{bmatrix}$$

$\varepsilon_i \in [0; 1]$ là hệ số hồng của động cơ. Xét trường hợp động cơ số 1 ngừng hoàn toàn, các động cơ còn lại hoạt động bình thường.

$$\varepsilon_1 = 0; \quad \varepsilon_2 = \varepsilon_3 = \varepsilon_4 = \varepsilon_5 = \varepsilon_6 = 1$$

Với điều kiện động cơ 1 bị hồng, $\bar{t}_1 = 0 \forall t_1$.

Lực và momen lực do lực đẩy của các động cơ vẫn được xác định theo ma trận K như trong thuật toán bay trong điều kiện không hỏng động cơ.

$$F_{motor} = K \cdot \bar{t}$$

Hình 5, 6 thể hiện mô phỏng các góc Euler và quỹ đạo bay trong quá trình bay với thuật toán bay mới, trong điều kiện máy bay hỏng động cơ số 1 tại thời điểm $t = 0s$, với các điều kiện ban đầu là:

$$\phi_{t=0} = 0.1 \text{ rad}, \quad \theta_{t=0} = 0.1 \text{ rad}.$$

Với thuật toán điều khiển bay mới, các biến trạng thái (ϕ, θ) và độ cao z' đều xác lập giá trị cân bằng sau khoảng 6s. Trong khi đó, góc Yaw(ψ) tăng với vận tốc góc Yaw (r) tăng một cách tuyến tính theo thời gian. Tại thời điểm $t = 20s$, r đạt giá trị khoảng 50rad/s. Tuy nhiên, mô hình này chưa kể đến ảnh hưởng của lực cản không khí. Nếu xét đến ảnh hưởng của lực cản không khí, vận tốc góc Yaw (r) sẽ tiệm cận 1 giá trị cực đại xác định khi lực cản không khí (tỉ lệ với vận tốc góc) đủ lớn.

5. Kết luận

Trong bài báo này, mô hình động lực học của máy bay và bộ điều khiển xử lý sự cố 1 động cơ dừng hoạt động hoàn toàn trong chế độ bay treo được xây dựng. Sử dụng các thông số của một nguyên mẫu máy bay hexacopter, quá trình phục hồi của máy bay sau khi gặp sự cố được mô phỏng trong SIMULINK. Kết quả mô phỏng cho thấy bộ điều khiển hoạt động hiệu quả, giúp máy bay giữ được cân bằng ổn định trong chế độ bay treo, và giữ được vị trí ổn định trong không gian.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Farid Sharifi, Mostafa Mirzaei, Brandon W. Gordon, and Youmin Zhang, *Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV using Sliding Mode Control*, 2010.
- [2] Guillaume J. J. Ducard, Minh-Duc Hua, *Discussion and practical aspects on control allocation for a multi-rotor helicopter*, 2011.
- [3] Michael W. Oppenheimer, David B. Doman, Michael A. Bolender, *Control Allocation for Over-actuated Systems*, 2006.
- [4] Guang-Xun Du, Quan Quan, Kai-Yuan Cai, *Controllability Analysis and Degraded Control for a Class of Hexacopters Subject to Rotor Failures*, 2014.
- [5] Marcello R. Napolitano, *Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation*, 2012.
- [6] Robert C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd edition, 1998.
- [7] Mark Lowenberg, *Fixed-Wing Lateral and Directional Dynamic Stability*, 2010.
- [8] Pedro T. M. Margarido, *Flight Dynamics and Simulation of a Generic Aircraft for Aeroservoelastic Design*, 2016.

Ngày nhận bài:	29/6/2021
Ngày nhận bản sửa:	05/8/2021
Ngày duyệt đăng:	19/8/2021