

Nghiên cứu thiết kế bộ điều khiển cho thiết bị bay không người lái 4 cánh quạt

■ TS. NGUYỄN VĂN TIẾN; PGS. TS. HOÀNG XUÂN BÌNH
Trường Đại học Hàng hải Việt Nam

TÓM TẮT: Thiết bị bay không người lái được sử dụng phổ biến trong những năm gần đây bởi khả năng kiểm soát hướng linh hoạt. Bài báo trình bày về mô hình toán học của máy bay 4 cánh (quadcopter) có mã hiệu FPV250 bằng cách sử dụng các phương trình Newton - Euler. Trên cơ sở mô hình toán học, một bộ điều khiển được thiết kế để ổn định độ cao và điều khiển bám quỹ đạo đặt cho thiết bị bay. Bộ điều khiển được mô phỏng trên phần mềm Matlab & Simulink để đánh giá hiệu quả đồng thời được kiểm chứng bằng mô hình vật lý. Từ kết quả nghiên cứu và thực nghiệm cho thấy bộ điều khiển cho phép thực hiện việc điều khiển bám quỹ đạo nhanh chóng và chính xác.

TỪ KHÓA: Thiết bị bay không người lái, FPV250, điều khiển PID, Matlab/Simulink.

ABSTRACT: The studies in unmanned aerial vehicles modeling and control have been increased rapidly recently. This paper presents the modeling of the quadcopter FPV250 will be described by using Euler-Newton equations. Base on the model, a controller was designed in order to stable the quadcopter and control the attitude of that. Matlab & Simulink software has been used to test, analyze and compare the performance of the controllers in simulations and verified by experimenting on physical model. From the research and experimental results, it shows that the controller allows to perform the orbital tracking control quickly and accurately.

KEYWORDS: UAV, FPV250, PID controller, Matlab/Simulink.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Bài báo trình bày thuật toán điều khiển PID để ổn định độ cao và bám quỹ đạo của máy bay 4 cánh (quadcopter) FPV250. Hoạt động của máy bay 4 cánh thường không ổn định do chịu tác động của nhiều yếu tố bên ngoài và việc thực hiện điều khiển độ cao cũng như điều khiển bám quỹ đạo đặt đóng một vai trò rất quan trọng. Chính vì vậy, tác giả đề xuất thuật toán điều khiển độ cao và bám quỹ đạo của sử dụng bộ điều khiển PID. Các hệ số K_p , K_i và K_d được

tính toán nhờ thuật toán Ziegler-Nichols [1]. Các kết quả thu được từ bộ điều khiển sau khi tiến hành mô phỏng được kiểm chứng trên mô hình vật lý để người đọc có thể nhận thấy sự hiệu quả khi áp dụng bộ điều khiển này trên quadcopter FPV250.

2. MÔ HÌNH ĐỘNG HỌC CỦA MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI FPV250

2.1. Thông số động học FPV250

FPV250 là mô hình thiết bị bay 4 cánh có kích thước nhỏ, thường sử dụng trong những mục đích như chụp ảnh trên không hoặc thăm dò chất lượng không khí. Về mặt cấu tạo, FPV250 là thiết bị bay bao gồm 4 động cơ được gắn vào một khung bằng vật liệu cacbon có độ bền cao và trọng lượng nhẹ. Hình ảnh của FPV250 như trên Hình 2.1.



Hình 2.1: Hình ảnh quadcopter FPV250

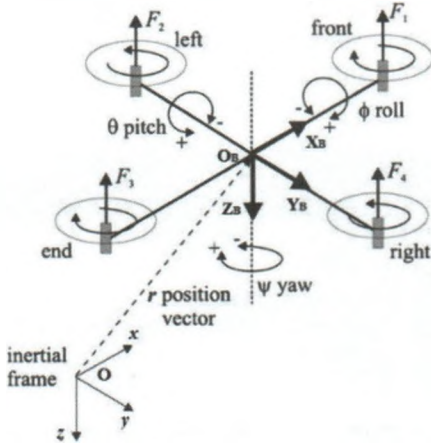
FPV250 có chiều dài 250 mm, chiều cao 95 mm trọng lượng 460 g. Các thành phần của FPV250 bao gồm: bộ mạch cân bằng F3 flight chứa một bộ vi xử lý thực hiện các thuật toán điều khiển giữ cân bằng cho máy bay; vi mạch đo góc nghiêng của máy bay theo 3 trục X, Y, Z; bộ tiếp nhận tín hiệu điều khiển từ xa qua sóng RF (radio frequency); 4 động cơ sử dụng loại BLDC (Brushless Direct Current) để cho lực nâng lớn và trọng lượng nhẹ, mỗi động cơ được điều khiển bởi một bộ điều tốc ESC (electronic speed control), khối này nhận tín hiệu PWM (pulse-width modulation) từ bộ vi xử lý chính để thay đổi tốc độ của các động cơ. Ngoài ra, để cung cấp năng lượng, FPV250 sử dụng một bộ pin lithium 3S dung lượng 2.500 mAh.

2.2. Xây dựng mô hình động học quadcopter

Để xây dựng mô hình động học của quadcopter, trước tiên ta tiến hành xác định các hệ tọa độ sẽ được sử dụng. Trên Hình 2.2 ta có hệ tọa độ Oxyz là hệ tọa độ toàn cục (earth reference frame) được cố định tại một vị trí trên mặt đất. Một hệ tọa độ O_x, X_y, Y_z được gọi là hệ tọa

độ cục bộ (body reference frame) được gắn tại trung tâm của quadcopter với trục X_b hướng về động cơ số 1 (front motor), trục Y_b hướng về động cơ số 4 (right motor), trục Z_b hướng xuống đất.

Một quadcopter thường bao gồm các chuyển động: chuyển động lên/xuống (attitude), chuyển động quanh trục x- roll movement, chuyển động quanh trục y- pitch movement và chuyển động quanh trục z- yaw movement. Bằng cách thay đổi tốc độ của các động cơ ta có thể tạo ra được các chuyển động của quadcopter.



Hình 2.2: Cấu hình và các hệ tọa độ của UAV

Mô hình động học của UAV được mô tả thông qua biểu thức Newton - Euler. Phương trình động học có thể được biểu diễn như sau [2, 3, 4]:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p_n \\ p_e \\ -h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & s_\psi c_\theta s_\theta - c_\phi s_\psi & c_\phi c_\psi s_\theta + s_\psi s_\psi \\ s_\psi s_\theta & s_\phi c_\psi s_\theta + c_\phi s_\psi & c_\phi c_\psi s_\theta - s_\psi s_\psi \\ s_\theta & -c_\phi s_\psi & -c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -gs_\theta \\ qc_\theta s_\theta \\ gc_\theta c_\theta \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -F \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (3)$$

Trong đó:

p_n - Vị trí tại cực Bắc của quadcopter trong hệ tọa độ trái đất;

p_e - Vị trí tại cực Nam của quadcopter trong hệ tọa độ trái đất;

h - Độ cao của quadcopter trong hệ tọa độ trái đất;

u, v, w - Lần lượt là vận tốc của quadcopter dọc theo trục x, trục y, trục z;

ϕ, θ, ψ - Lần lượt là góc quay quanh trục x (Roll), y (Pitch), z (Yaw);

p, q, r - Lần lượt là vận tốc quay quanh trục x, trục y, trục z;

g - Gia tốc trọng trường;

c - Cosin; s - sin.

3. THIẾT KẾ VÀ MÔ PHỎNG BỘ ĐIỀU KHIỂN PID CHO QUADCOPTER

3.1. Thiết kế bộ điều khiển PID cho quadcopter

Bộ điều khiển PID có hàm truyền dạng:

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{1}{K_i} \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4)$$

Với $u(t)$ là đầu ra của bộ điều khiển, $e(t)$ là sai lệch giữa giá trị đặt và giá trị phản hồi; K_p, K_i và K_d là hệ số của khâu khuếch đại, tích phân và khâu vi phân. Vấn đề khó khăn khi sử dụng thuật toán PID để điều khiển mô hình là việc lựa chọn các giá trị K_p, K_i, K_d . Trong bài báo này, tác giả sử dụng phương pháp Ziegler - Nichols kết hợp với thực nghiệm. Việc xác định các thông số PID của mô hình máy bay rất phức tạp và phải thay đổi liên tục để có thể làm cho máy bay đạt được sự cân bằng và ổn định.

Bảng 3.1. Thông số bộ điều khiển theo phương pháp Ziegler - Nichols [1]

| Loại bộ điều khiển | K_p | K_i | K_d |
|--------------------|------------|---------------|-------------|
| P | $0,5 K_u$ | | |
| PI | $0,45 K_u$ | $1,2 K_p/T_u$ | |
| PID | $0,6 K_u$ | $2 K_p/T_u$ | $K_p T_u/8$ |

Cấu trúc bộ điều khiển được lựa chọn là loại PID. Để xác định giá trị K_p, K_i và K_d bằng thực nghiệm thì ban đầu thành phần K_i và K_d được cho bằng 0 và bắt đầu tăng dần giá trị của K_p đến khi máy bay trở nên mất cân bằng, giá trị K_p khi đó được gọi là K_u . Bằng thực nghiệm, giá trị K_u được xác định là $K_u = 1,35$ và chu kỳ dao động $T_u = 3,6(s)$ do vậy tính được $K_p = 0,81, K_i = 0,45$ và $K_d = 0,36$.

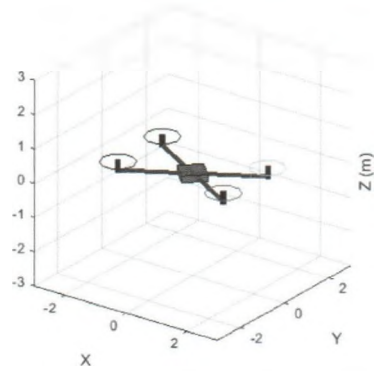
3.2. Mô phỏng bộ điều khiển

Để tiến hành kiểm nghiệm và đánh giá bộ điều khiển PID được đề xuất, tác giả tiến hành mô phỏng thực hiện hoạt động bám quỹ đạo đặt sử dụng phần mềm Matlab & Simulink với các thông số cho trước của máy bay được trình bày trong Bảng 3.2. Dựa trên các phương trình (1), (2), (3) và (4), một chương trình mô phỏng được thực hiện trên phần mềm Matlab & Simulink để đánh giá hoạt động của bộ điều khiển.

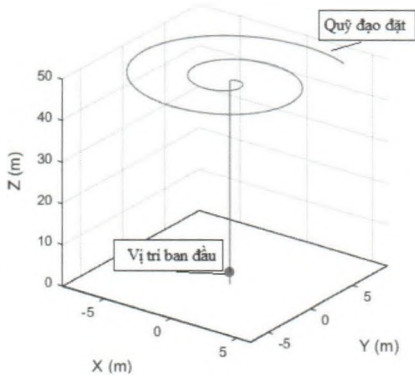
Bảng 3.2. Thông số của FPV250

| Parameter thông số | Giá trị | Đơn vị |
|-------------------------------------|----------------------|--------|
| Khối lượng (m) | 0,46 | |
| Gia tốc trọng trường (g) | 1 | |
| Độ dài cánh của (l) | 0,15 | |
| Quán tính quay (J) | 44×10^{-6} | |
| Quán tính quanh trục x (J_{xx}) | $4,2 \times 10^{-3}$ | |
| Quán tính quanh trục y (J_{yy}) | $4,2 \times 10^{-3}$ | |
| Quán tính quanh trục z (J_{zz}) | $6,6 \times 10^{-3}$ | |

Chương trình mô phỏng được viết trên m-file và giao diện GUI. Mô hình mô phỏng được thể hiện trong Hình 3.1.

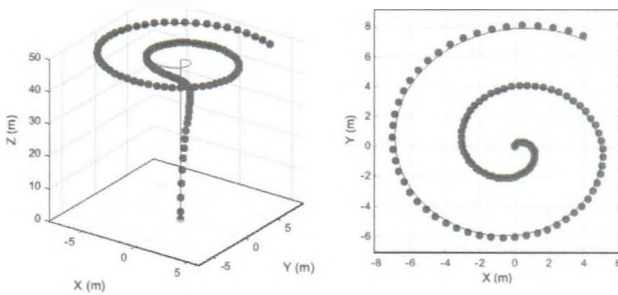


a) - Mô hình FPV250 trong không gian

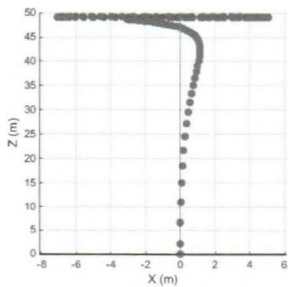


b) - Đường quỹ đạo đặt và vị trí ban đầu của FPV250 trong không gian
Hình 3.1: Mô hình mô phỏng FPV250 trên m-file và giao diện GUI của Matlab

Chương trình mô phỏng sẽ vẽ ra mô hình FPV250 trong không gian và tạo ra một quỹ đạo thử nghiệm dạng đường xoắn ốc để đánh giá khả năng bám quỹ đạo của bộ điều khiển. Kết quả mô phỏng như trên Hình 3.2. Đường quỹ đạo vị trí của FPV250 thể hiện bằng các chấm.



a) - Quan sát trong hệ trục X-Y-Z b) - Quan sát trong hệ trục X-Y



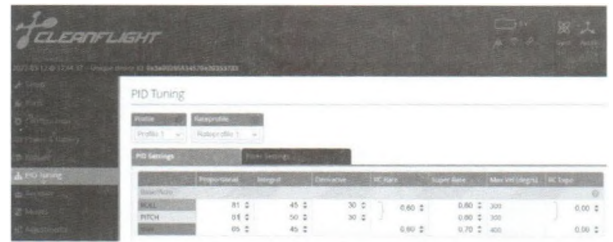
c) - Quan sát trong hệ trục X-Z

Hình 3.2: Kết quả mô phỏng quỹ đạo chuyển động của FPV250 trong không gian

Theo kết quả mô phỏng cho thấy, bộ điều khiển PID đã hoạt động ổn định, quỹ đạo chuyển động của máy bay bám theo quỹ đạo, sai lệch quỹ đạo theo tính toán lớn nhất là 0,15 m. Từ kết quả mô phỏng cho thấy tính đúng đắn của nghiên cứu đã đề xuất.

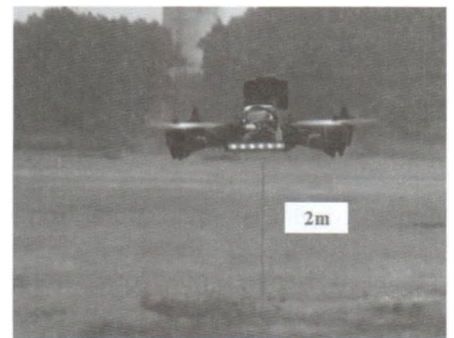
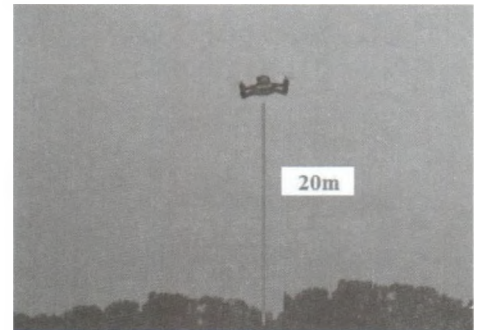
4. KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM MÔ HÌNH VẬT LÝ

Để đánh giá sự hoạt động của máy bay trong môi trường thực tế, bài báo thực nghiệm trên mô hình vật lý của FPV250. Để cài đặt thông số bộ điều khiển PID vào mạch điều khiển bay, chúng ta cần sử dụng phần mềm CleanFlight [5] như trên Hình 4.1 với các tham số của bộ điều khiển như sau: $K_{P(ROLL, PITCH)}=0,81$, $K_{I(ROLL, PITCH)}=0,45$, $K_{D(ROLL, PITCH)}=0,3$; $K_{P(YAW)}=0,65$, $K_{I(YAW)}=0,45$.



Hình 4.1: Đặt tham số của bộ điều khiển trên phần mềm CleanFlight

Bên cạnh đó, chúng ta cần cấu hình các thông số cơ bản khác như: bộ thu nhận tín hiệu điều khiển; loại ESC đang sử dụng, mạch đo góc nghiêng. Sau khi thiết lập thông số cho bộ điều khiển, FPV250 được cấp nguồn và tiến hành thực nghiệm. Một số hình ảnh thực nghiệm như trên Hình 4.2.



Hình 4.2: Hình ảnh thử nghiệm bay ở các độ cao khác nhau

Kết quả thực nghiệm trong môi trường ít gió, máy bay có thể bay ổn định ở các độ cao khác nhau. Trong môi trường gió mạnh (tốc độ gió >6m/s), máy bay bị dao động

nhiều và không giữ ổn định được độ cao, nguyên nhân do máy bay có động cơ nhỏ và nhẹ, do vậy khả năng kháng gió yếu.

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã trình bày được mô hình toán học của máy bay không người lái, đồng thời xây dựng thành công bộ điều khiển PID áp dụng cho trong chế độ bay theo quỹ đạo đặt trước. Việc áp dụng bộ điều khiển PID cho phép máy bay hoạt động một cách rất linh hoạt và hiệu quả với độ chính xác tương đối cao. Kết quả mô phỏng hoạt động của máy bay thực hiện bám quỹ đạo với bộ điều khiển PID được tiến hành trên Matlab/Simulink và thực nghiệm trên mô hình vật lý cho kết quả tốt.

Lời cảm ơn: Nghiên cứu này được tài trợ bởi Trường Đại học Hàng hải Việt Nam trong Đề tài mã số DT21-22.42.

Tài liệu tham khảo

[1]. PGS. TS. Nguyễn Thương Ngô (2009), *Lý thuyết điều khiển tự động thông thường và hiện đại (quyển 1)*, NXB. Khoa Học và Kỹ Thuật.

[2]. E. H. Fung, Y. Wong, Y. Ma, C. M. Yuen and W. Wong (2011), *Smart hanger dynamic modeling and fuzzy control design*, International Journal of Control, Automation and Systems, vol.9, no.4, pp.691-700.

[3]. Do Khắc Tiệp, Ki-Nam Lee, Dae-Yeong Im, Bongwoo Kwak and Young-Jae Ryou (September 2018), *Design of Fuzzy - PID Controller for Path Tracking of Mobile Robot with Differential Drive*, International Journal of Fuzzy Logic and Intelligent Systems, vol.18, no.3, pp.220-228.

[4]. Nguyễn Hùng Thái Sơn, Võ Nguyên Phúc (2015), *Thiết kế và thi công mô hình bay quadcopter*, Tạp chí Khoa học Lạc Hồng, số 4.

[5]. Bhavyanth Kondapalli (2018), *Development and Future of Drones: Explore heights*, Bhavyanth Kondapalli.

Ngày nhận bài: 20/4/2022

Ngày chấp nhận đăng: 11/5/2022

Người phản biện: TS. Đỗ Khắc Tiệp

TS. Đặng Hồng Hải