

THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN PID VÀ BỘ LỌC KALMAN ỨNG DỤNG TRONG ĐIỀU CHỈNH CÂN BẰNG THIẾT BỊ BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI DẠNG QUADCOPTER

DESIGN OF A PID CONTROLLER AND KALMAN FILTER FOR BALANCE CONTROL OF A QUADCOPTER UAV

ĐOÀN HỮU CHỨC^{1*}, HÀ MINH HIỂN², NGUYỄN BẢO MINH², NGUYỄN NGỌC HÀ²

¹Khoa Điện - Điện tử, Trường Đại học Thủy lợi

²64ĐTVT4, Khoa Điện Điện tử, Trường Đại học Thủy lợi

*Email liên hệ: chucdh@tlu.edu.vn

DOI: <https://doi.org/10.65154/jmst.2025.i84.888>

Tóm tắt

Bài báo trình bày ứng dụng bộ lọc Kalman và thuật toán PID cho điều khiển cân bằng một thiết bị bay không người lái dạng Quadcopter. Thuật toán Kalman được dùng để lọc nhiễu tín hiệu cho bộ điều khiển PID nhằm nâng cao chất lượng của bộ điều khiển thiết bị bay quadcopter. Quadcopter đã chế tạo bay được trong thời gian 18 phút với tải trọng vận chuyển tối đa là 3,2kg. Thiết bị bay có thể ứng dụng trong giám sát, vận chuyển hàng hóa, nông nghiệp và nhiều lĩnh vực khác.

Từ khóa: Bộ lọc Kalman, điều khiển PID, MPU6050, Quadcopter.

Abstract

This paper investigates the implementation of the Kalman filter in conjunction with a PID control algorithm to achieve stable balance control of a quadcopter-type unmanned aerial vehicle (UAV). The Kalman filter is employed to suppress measurement noise and thereby improve the robustness and precision of the PID controller. Experimental results demonstrate that the developed quadcopter is capable of sustaining flight for up to 18 minutes while carrying a maximum payload of 3.2 kg. Owing to these capabilities, the proposed UAV system holds considerable potential for applications in surveillance, cargo delivery, precision agriculture, and other related domains.

Keywords: Kalman filter, PID controller, MPU6050, Quadcopter.

1. Giới thiệu

Thiết bị bay không người lái ngày càng được ứng dụng trong nhiều lĩnh vực. Chúng có thể được dùng trong việc giao vận hàng hóa, giám sát, tuần tra, trong

nông nghiệp, quân sự và nhiều lĩnh vực khác [1], [2]. Kiểu máy bay không người lái dùng 4 động cơ theo dạng chữ X thường được chế tạo và ứng dụng nhiều bởi sự cấu tạo đơn giản và giá thành thấp. Mô hình của loại Quadcopter chữ X như ở Hình 1 [3], [4]. Hoạt động của Quadcopter thực hiện thông qua bốn chuyển động cơ bản sau [5], [6], [7]:

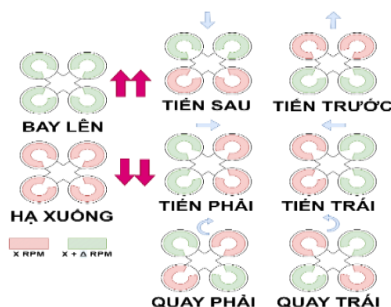
- 1) Throttle (Lên/ Xuống): Tăng/giảm tốc độ đồng thời của bốn động cơ.
- 2) Pitch (Tiền/ Lùi): Tăng tốc 2 động cơ sau và giảm tốc cặp trước (để tiến), hoặc ngược lại (để lùi).
- 3) Roll (Trái/ Phải): Tăng tốc cặp động cơ phải và giảm tốc cặp trái (để bay sang trái), hoặc ngược lại.
- 4) Yaw (Xoay): Tăng tốc độ của cặp động cơ quay cùng chiều và giảm tốc độ của cặp còn lại.



Hình 1. Drone kiểu Quadcopter dạng chữ X

Việc điều khiển cân bằng cho Quadcopter được thực hiện qua các bộ điều khiển tốc độ động cơ và vị trí của nó. Phương pháp phổ biến được dùng là sử dụng bộ điều khiển theo luật tỷ lệ, tích phân và vi phân PID (Proportional, Integral, Derivative). Drone có trên thị trường được tích hợp sẵn các phần mềm điều khiển nên không làm chủ được nếu muốn điều khiển theo một số chuyển động mong muốn khác biệt: ngoặt gấp, tăng tốc nhanh,... Vì vậy, nếu làm chủ được phần mềm điều khiển sẽ dễ dàng thiết kế chương trình linh hoạt cho nhiều ứng dụng khác nhau. Khó khăn chính trong điều khiển là kết hợp cả phản ứng nhanh, cân bằng đồng thời lại tránh rung lắc. Điều này phải tính toán cân bằng nhiều tham số gồm công suất động cơ, khối lượng Drone,... Bài báo này giới hạn nghiên cứu

về xây dựng thuật toán điều khiển cho thiết bị bay không người lái theo luật PID và bộ lọc Kalman.



Hình 2. Nguyên lý hoạt động của Quadcopter

2. Thuật toán PID và bộ lọc Kalman

Nghiên cứu này nhằm mục đích kiểm soát độ ổn định của máy bay bốn cánh quạt sử dụng bộ điều khiển PID và Bộ lọc Kalman. Hệ thống này sử dụng cảm biến IMU (đơn vị đo lường quán tính - Inertia Measurement Unit) là sự kết hợp của cảm biến con quay hồi chuyển và cảm biến đo gia tốc được cho trên MPU6050. Bộ lọc Kalman được áp dụng để loại bỏ nhiễu khỏi tín hiệu cảm biến tạo ra dữ liệu tổng hợp tốt, ví dụ, ước tính các giá trị vị trí độ cao và độ lặn được làm mịn tại một loạt các điểm trên đường đi [8]. Thuật toán PID điều chỉnh đầu ra dựa trên sai số giữa giá trị mong muốn (setpoint) và giá trị thực tế (process variable) với ba thành phần [1]. Thành phần P: Phản ứng tỷ lệ với sai số hiện tại, giúp giảm sai số nhanh chóng. Thành phần I: Loại bỏ sai số tĩnh (steady-state error) bằng cách tích lũy sai số theo thời gian. Thành phần D: Dự đoán xu hướng thay đổi của sai số, giảm dao động và cải thiện phản ứng. Sơ đồ khối bộ điều khiển PID được cho trên Hình 3 dưới đây. Đầu ra tổng của bộ điều khiển PID [9], [10]:

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int e(t) dt + K_d \cdot \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

Thực hiện áp dụng cho điều khiển drone như sau:

$e(t)$: Sai số giữa góc mong muốn và góc thực tế.

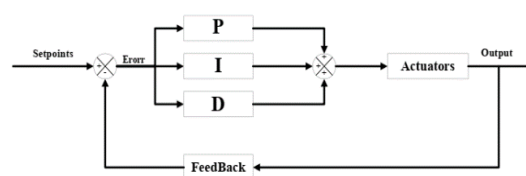
K_p, K_i, K_d : Hệ số tỷ lệ, tích phân và vi phân.

$u(t)$: Tín hiệu điều khiển gửi đến động cơ.

PID điều khiển bốn thông số chính: Roll (ngiên trái-phải), pitch (ngiên trước-sau), yaw (xoay quanh trục đứng), và throttle (độ cao). Các bước triển khai bao gồm:

1. Xác định setpoint (ví dụ: roll = 0 độ khi lơ lửng).
2. Thu thập dữ liệu từ MPU6050 (xử lý bằng Kalman).
3. Tính sai số: $e(t) = \text{setpoint} - \text{process variable}$.

4. Tính đầu ra $u(t)$ cho từng trục.



Hình 3. Bộ điều khiển PID [1]

Để thực hiện xác định vị trí, vận tốc và góc của Quadcopter ta sử dụng cảm biến MPU6050. Con quay hồi chuyển được sử dụng để đo hoặc duy trì hướng và vận tốc góc. Cảm biến IMU được sử dụng là MPU6050 thường được sử dụng trong rô-bốt tự cân bằng, điện thoại thông minh, UAV và nhiều loại khác. Các giá trị đầu ra thường theo góc để xác định vị trí của một vật thể trong một không gian nhất định. Cảm biến IMU này là cảm biến sáu trục cung cấp sáu đầu ra - 3 đầu ra từ máy đo gia tốc và 3 đầu ra từ con quay hồi chuyển tích hợp. Nó dựa trên công nghệ MEMS (hệ thống vi cơ điện tử - Micro Electronic Mechanical Systems). Con quay hồi chuyển và máy đo gia tốc được nhúng trên một chip duy nhất [11]. Có thể sử dụng nhiều phương pháp để nâng cao chất lượng tín hiệu thu được từ MPU6050 như phương pháp dịch chuyển giá trị trung bình [12] hay phương pháp sử dụng bộ lọc bổ sung [13]. Như trên đã nói, ở đây nhóm tác giả sử dụng bộ lọc Kalman nhằm nâng cao chất lượng của tín hiệu. Mô hình trạng thái cho MPU6050 bao gồm:

Trạng thái và mô hình rời rạc:

Trạng thái góc θ và vận tốc góc ω :

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \theta_k \\ \omega_k \end{bmatrix} \quad (1)$$

Chuyển trạng thái (constant-rate):

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Nhiều quá trình:

$$\mathbf{Q} = \sigma_a^2 \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^3}{3} & \frac{\Delta t^2}{2} \\ \frac{\Delta t^2}{2} & \Delta t \end{bmatrix} \quad (3)$$

Dự đoán:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{F}\hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1}, \mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}\mathbf{P}_{k-1|k-1}\mathbf{F}^T + \mathbf{Q} \quad (4)$$

Mô hình đo và cập nhật:

Góc từ accelerometer:

$$\text{Roll: } \theta_{\text{acc}} = \text{atan2}(a_y, a_z) \quad (5)$$

$$\text{Pitch: } \theta_{\text{acc}} = \text{atan2}(-a_x, \sqrt{a_y^2 + a_z^2}) \quad (6)$$

Phương trình đo 1 chiều:

$$z_k = \theta_{acc,k} = Hx_k + r_k, H = [1 \ 0], r_k \sim \mathcal{N}(0, R) \quad (7)$$

Gain Kalman:

$$K_k = P_{k|k-1} H^T (H P_{k|k-1} H^T + R)^{-1} \quad (8)$$

Cập nhật trạng thái và hiệp phương sai:

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - H \hat{x}_{k|k-1}) \quad (9)$$

$$P_{k|k} = (I - K_k H) P_{k|k-1} \quad (10)$$

Nhóm tác giả hiệu chỉnh hoàn thiện Kalman với các thông số sau:

Chu kỳ: $\Delta t = 0.005s$

Nhiều đo góc (accel): $R = 8.0 \times 10^{-4} \text{ rad}^2$;

Nhiều quá trình (gia tốc góc): $\sigma_\alpha = 0.8 \text{ rad/s}^2$;

Ma trận Q (từ σ_α):

$$Q = \sigma_\alpha^2 \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^3}{3} & \frac{\Delta t^2}{2} \\ \frac{\Delta t^2}{2} & \Delta t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5.33 \times 10^{-6} & 8.00 \times 10^{-6} \\ 8.00 \times 10^{-6} & 3.20 \times 10^{-3} \end{bmatrix}$$

Hiệp phương sai khởi tạo: $P_0 = \begin{bmatrix} 0.05 & 0 \\ 0 & 1.0 \end{bmatrix}$

Thích nghi khi cơ động mạnh (tăng tạm R):

$$R_{\text{eff}} = R \left[1 + k \left(\frac{\|a\| - g}{g} - 0.1 \right) \right]_+, k = 3$$

Với: $\|a\| = \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}$

3. Công thức mixing

Công thức mixing là bước cuối cùng trong hệ thống điều khiển drone dạng quadcopter chữ X, dùng để phân phối tín hiệu điều khiển từ PID (roll, pitch, yaw, throttle) đến từng động cơ. Drone dạng X có bốn động cơ được đánh số như sau (nhìn từ trên xuống): M1: Trước trái; M2: Trước phải; M3: Sau trái; M4: Sau phải. Mỗi động cơ nhận tín hiệu PWM (thường từ 1000 đến 2000 micro giây), được tính toán dựa trên bốn đầu ra PID: (u_{throttle}) , (u_{roll}) , (u_{pitch}) , (u_{yaw}) . Công thức mixing được xây dựng dựa trên cách các động cơ ảnh hưởng đến chuyển động của drone quadcopter dạng chữ X như sau:

- **Throttle**: Tăng hoặc giảm công suất đồng đều trên cả bốn động cơ để thay đổi độ cao.
- **Roll**: Tăng tốc độ động cơ trái (M1, M3), giảm động cơ phải (M2, M4) để nghiêng trái/phải.
- **Pitch**: Tăng tốc độ động cơ sau (M3, M4), giảm động cơ trước (M1, M2) để nghiêng trước/sau.
- **Yaw**: Tăng tốc độ cặp động cơ quay ngược chiều kim đồng hồ (M1, M4), giảm cặp còn lại (M2, M3) để xoay.

Công thức mixing:

$$M1 = u_{\text{throttle}} + u_{\text{roll}} + u_{\text{pitch}} + u_{\text{yaw}},$$

$$M2 = u_{\text{throttle}} - u_{\text{roll}} + u_{\text{pitch}} - u_{\text{yaw}},$$

$$M3 = u_{\text{throttle}} + u_{\text{roll}} - u_{\text{pitch}} - u_{\text{yaw}},$$

$$M4 = u_{\text{throttle}} - u_{\text{roll}} - u_{\text{pitch}} + u_{\text{yaw}}.$$

Giải thích

- Dấu cộng/trừ: Phản ánh hướng tác động của động cơ lên từng trục.

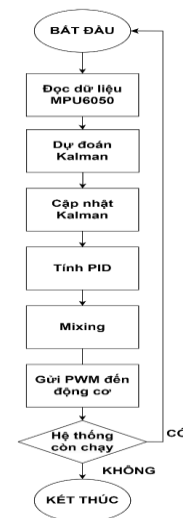
- Yaw đặc biệt: Các động cơ đối diện (M1-M4, M2-M3) quay ngược chiều nhau để tạo mô-men xoắn.

Thiết bị bay không người lái thực tế đã chế tạo cho trên Hình 4. Từ đây ta xây dựng được thuật toán tổng quát điều khiển drone như ở Hình 5. Thuật toán bao gồm các bước như sau:

1. Thu thập dữ liệu: MPU6050 đo gia tốc, vận tốc góc.
2. Bộ lọc Kalman: Ước lượng góc roll, pitch, yaw chính xác.
3. PID: Tính toán $(u(t))$ cho từng trục dựa trên sai số.
4. Mixing: Phân phối $(u(t))$ thành tín hiệu PWM cho bốn động cơ.
5. Điều khiển: Gửi PWM đến ESC để quay động cơ.



Hình 4. Quadcopter đã chế tạo



Hình 5. Lưu đồ thuật toán điều khiển Quadcopter

4. Kết quả thực nghiệm

Nhóm tác giả thực hiện tự thiết kế, chế tạo một chiếc Quadcopter dạng chữ X như minh họa ở Hình 4. Các thành phần chính của drone bao gồm thân và tay cầm. Thân thiết bị bay có các thành phần chính là bộ xử lý trung tâm sử dụng vi điều khiển ESP32, 4 động cơ Phantom 850kv, 4 cánh quạt loại 9450, pin LiPo 6S và NRF24L01 để kết nối truyền thông không dây. Thuật toán điều khiển được trình bày ở Hình 5. Đầu tiên thực hiện việc cấu hình bộ điều khiển PID qua mạng wifi. Thiết lập ESP32 hoạt động ở chế độ Access Point để phát WiFi cấu hình. Xây dựng web server hiển thị form nhập tham số K_p , K_i , K_d . Cập nhật trực tiếp giá trị PID vào module điều khiển. Việc hiệu chỉnh các hệ số K_p , K_i và K_d cho Roll, Pitch, Yaw được nhập và truyền qua WiFi, áp dụng tức thời cho bộ điều khiển, nhờ đó quá trình thử nghiệm trở nên linh hoạt và hiệu quả. Quy trình thiết lập bắt đầu với phương pháp Ziegler-Nichols nhằm xác định thông số PID sơ bộ, sau đó được tinh chỉnh thực nghiệm để thích ứng với phi tuyến và nhiễu gió ngoài thực địa. Cách tiếp cận này vừa giữ được ưu điểm đơn giản của PID, vừa tăng độ linh hoạt trong điều kiện không chắc chắn. Mỗi lần cập nhật PID sẽ được khởi động lại. Hình 6 minh họa quá trình này. Thiết lập $K = 0$ và $K_d = 0$, sau đó tăng dần K_p cho đến khi hệ thống bắt đầu dao động liên tục, giá trị này gọi là K_u (Ultimate Gain). Đo chu kỳ dao động T_u (Ultimate Period). Tính toán các hệ số PID theo công thức:

$$K_p = 0.6 * K_u \quad (11)$$

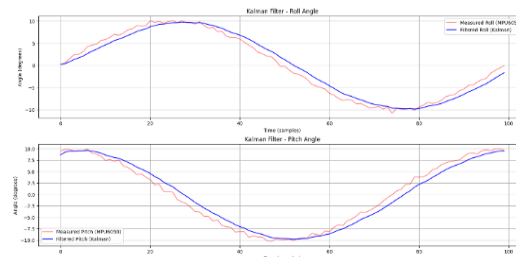
$$K_i = K_p / T_i = 1.2 * K_u / T_u \quad (12)$$

$$K_d = K_p * T_d = 0.075 * K_u * T_u \quad (13)$$

Trong đó $T_i = 0.5 * T_u$ và $T_d = 0.125 * T_u$ là các tham số thời gian tích phân và vi phân của bộ điều khiển. Các giá trị K_u và T_u được thử nghiệm thực tế trong môi trường bay thực tế để đảm bảo drone đạt được trạng thái cân bằng ổn định, phản hồi nhanh và không bị dao động quá mức. Giá trị đo được là $K_u = 0,9$, $T_u = 0,08s$. Các giá trị sau hiệu chỉnh cuối cùng của bộ điều khiển PID là $K_p = 0,46$, $K_i = 9,58$, $K_d = 0,0043$.

Hình 6. Tuning PID qua Webserver

Việc sử dụng bộ lọc Kalman giúp giảm nhiễu của cảm biến MPU6050. Tiến hành lọc tín hiệu MPU 6050 với bộ lọc Kalman ta có được kết quả như trình Hình 7. Đường màu xanh thể hiện tín hiệu đã được lọc bằng bộ lọc Kalman. Như ta quan sát được trên hình minh họa, tín hiệu sau bộ lọc mịn hơn so với tín hiệu gốc. Do đó làm giảm sai số mắc phải trong quá trình điều khiển Quadcopter.

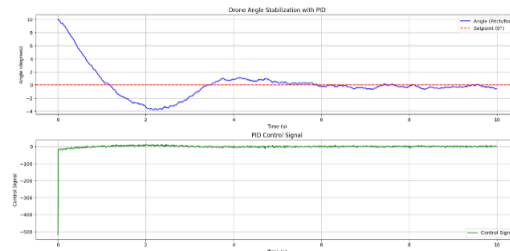


Hình 7. Tín hiệu của bộ MPU6050 khi không dùng và có sử dụng bộ lọc Kalman

Đánh giá hiệu quả giảm nhiễu

Dữ liệu đo thô (đường đỏ): Dữ liệu từ MPU6050 cho thấy sự biến động rõ rệt do nhiễu đo lường. Các dao động ngẫu nhiên này là đặc trưng của dữ liệu từ gia tốc kế thực tế, đặc biệt trong môi trường có rung động hoặc nhiễu điện từ.

Dữ liệu đã lọc (đường xanh): Khi áp dụng bộ lọc Kalman, đường biểu diễn góc roll và pitch trở nên mượt mà hơn. Nhiễu ngẫu nhiên được giảm thiểu, cho thấy bộ lọc đã thành công trong việc kết hợp dự đoán từ mô hình và dữ liệu đo để tạo ra ước lượng tối ưu.



Hình 8. Tín hiệu của bộ PID thực nghiệm

Kết quả khảo sát tính ổn định của drone với PID được trình bày trên Hình 8. Góc ban đầu được thiết lập ở 10° , và dưới tác động của bộ điều khiển PID, góc nhanh chóng hội tụ về setpoint 0° trong khoảng 2-3 giây. Điều này cho thấy hệ thống đạt được trạng thái ổn định, đúng với mục tiêu điều khiển drone. Sau khi ổn định (từ khoảng 3 giây trở đi), góc dao động rất nhỏ quanh 0° , chứng tỏ PID đã kiểm soát tốt sai số và nhiễu ngẫu nhiên được thêm vào (nhiều Gaussian với biên độ 0.05°). Qua thử nghiệm drone với tải trọng tối đa 3.2kg sử dụng Pin LiPo 6S có thể bay với thời gian

tối đa 18 phút. Với các nguồn nuôi có công suất khác nhau thì thời gian bay là khác nhau [14]. Bảng 1 cho ta một số kết quả so sánh giữa Quadcopter được chế tạo với các công bố khác.

Bảng 1. So sánh một số thông số chính

Công bố	Thời gian bay (phút)	Khoảng cách điều khiển (m)	Cập nhật thông số PID	Dùng bộ lọc Kalman	Tải trọng tối đa (kg)
[1]	-	140	Cố định	Không	-
[4]	-	-	Cố định	Không	0.8
Bài báo	18	150	Web server ESP32	Có	3.2

5. Kết luận

Một thiết bị bay không người lái dạng quadcopter đã được thiết kế, chế tạo và thử nghiệm thành công. Máy bay có thể bay trong thời gian 18 phút với khoảng cách điều khiển được lên tới 150m. Thuật toán điều khiển PID kết hợp với bộ lọc Kalman được sử dụng để điều khiển cân bằng máy bay và nâng cao chất lượng điều khiển. Một ưu điểm nữa là các thông số của bộ điều khiển PID được cập nhật tự động qua web server giúp thay đổi thông số một cách thuận lợi. Để nâng cao tính ứng dụng của máy bay cần cải thiện được thời gian hoạt động cũng như tầm bay của Quadcopter. Việc này sẽ được nhóm tác giả thực hiện trong các nghiên cứu tiếp theo.

Lời cảm ơn

Nghiên cứu này được tài trợ bởi Nguồn ngân sách khoa học và công nghệ trường Đại học Thủy lợi trong đề tài mã số CS2025-24. Tác giả xin chân thành cảm ơn Trường Đại học Thủy lợi đã tài trợ kinh phí thực hiện đề tài.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Aidil Muhamad, Seno Darmawan Panjaitan, Redi Ratiandi Yacoub (2024), Design And Development of Flight Controller For Quadcopter Drone Control , Telecommunications, Computers, and Electricals Engineering Journal (TELECTRICAL), Vol.1, No.3, pp. 279-291.
- [2] Karl LaFleur, Kaitlin Cassady, Alexander Doud, Kaleb Shades, Eitan Rogin1 and Bin He (2013), *Quadcopter control in three-dimensional space using a noninvasive motor imagery-based brain-computer interface*, J. Neural Eng, Vol.10. <https://doi.org/10.1088/1741-2560/10/4/046003>.
- [3] Janis Peksa, Dmytro Mamchur (2024), *A Review on the State of the Art in Copter Drones and Flight Control Systems*, Sensors, Vol.24, 3349. <https://doi.org/10.3390/s24113349>.
- [4] Adilet Tagay, Abylkaiyr Omarand Md. Hazrat Ali (2020), *Development of control algorithm for a quadcopter*, 5th International Conference on Computer Science and Computational Intelligence, pp.242-251.
- [5] Sevkuhan KURAK, Migdat HODZIC (2018), *Control and Estimation of a Quadcopter Dynamical Model*, Periodicals of Engineering and Natural Sciences, Vol.6, No.1, pp.63-75.
- [6] H. L. Chan, K. T. Woo (2015), *Design and Control of Small Quadcopter System with Motor Closed Loop Speed Control*, International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research Vol.4, No.4.
- [7] Subrahmanyam.V, Alla Gowtham, Adurthi Prasanth, Yaragala Veeravenkata Anil, Orsu Murali Krishna (2025), *Quadcopter Design: A Simplified Approach To Uav Fabrication*, International Research Journal of Modernization in Engineering Technology and Science, Vol.7, Issue 03.
- [8] Miranti Sukmaningrum, Ahmad Wilda Yulianto, Muhammad Nanak Zakaria (2023), *Quadcopter Stability Control System Using PID And Kalman Filter*, Journal of Telecommunication Network (Jurnal Jaringan Telekomunikasi) Vol.13, No.4.
- [9] V. P. Kodgirwar, Vivek Kumar, Manish Shegokar, SushantSawant (2014), *Design of Control System for Quadcopter using Complementary Filter and PID Controller*, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Vol.3, Issue 4.
- [10] Mochamad Mobed Bachtiar, Iwan Kurnianto Wibowo, Nur Cahyo Ihsan Prastyawan, Maretha Ruswiansari, Hendy Briantoro, Nofria Hanafi, Niam Tamami, Hendhi Hermawan, Eko Budi Utomo (2020), *Quadcopter Main Board Design with PID Algorithm as Controller*, Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi Informasi dan Komunikasi Vol.7, No.2.
- [11] Mushunuri.Raghava Vinay Kanth, Deepjyoti Deb, Allu.Gowrisankar (2018),*Electrical Equipment Protection Using Thermal Camera Mounted on a Quadcopter*, International Journal of Research in Advent Technology, Vol.6, No.7.

- [12] Elkhhan Sabziev, Tahir Alizada, Namig Heydarov (2023), *Improving the Efficiency of the MPU-6050 Sensor Module for Inertial Drone Navigation*, Modeling Control and Information Technologies.
- [13] G. Perez Paina, D. Gaydou, J. Redolfi, C. Paz, and L. Canali (2011), *Experimental comparison of Kalman and complementary filter for attitude estimation*, 40JAIHO - AST 2011, pp.205-215.
- [14] Richard Octonius, Neno Ruseno (2022), *Endurance estimation in hovering flight based on battery power requested on quadcopter UAV*, Angkasa Jurnal Ilmiah Bidang Teknologi, pp.119-132.

Ngày nhận bài:	16/09/2025
Ngày nhận bản sửa:	29/10/2025
Ngày duyệt đăng:	03/11/2025