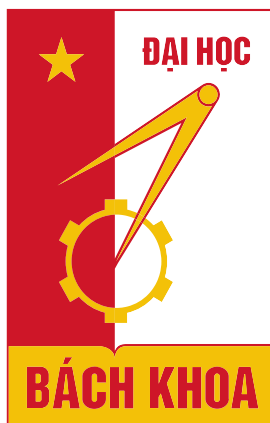


TRƯỜNG ĐẠI HỌC BÁCH KHOA HÀ NỘI



ĐỒ ÁN TỐT NGHIỆP

THIẾT KẾ VÀ THỬ NGHIỆM THỰC TẾ CHO QUADROTOR SỬ DỤNG BỘ ĐIỀU KHIỂN PID

NGUYỄN PHÚC KHÁNH

Khanh.np162149@sis.hust.edu.vn

ĐẶNG VĂN SƠN

Son.dv163502@sis.hust.edu.vn

Ngành KT Điều khiển & Tự động hóa

Chuyên ngành Điều khiển tự động

Giảng viên hướng dẫn:

TS. Vũ Thị Thúy Nga

Chữ ký của GVHD

Bộ môn:

Điều khiển tự động

Viện:

Điện

HÀ NỘI, 7/2021

NHIỆM VỤ
ĐỒ ÁN TỐT NGHIỆP

Họ và tên sinh viên: Nguyễn Phúc Khánh, Đặng Văn Sơn.

Khóa: K61

Viện: Điện

Ngành: Điều khiển tự động

1. Tên đề tài:

Thiết kế và thử nghiệm thực tế cho quadrotor sử dụng bộ điều khiển PID

2. Nội dung đề tài:

- Thiết kế điều khiển cho hệ thống và mô phỏng kiểm chứng trên phần mềm Matlab Simulink.
- Thiết kế hệ thống quadrotor thực tế, tiến hành thực nghiệm để mô hình hóa đối tượng.
- Thiết kế giao diện điều khiển và giám sát trên Smartphone.
- Triển khai thực tế bộ điều khiển PID cho bài toán điều khiển góc hướng và cho toàn bộ hệ thống quadrotor.

3. Cán bộ hướng dẫn: TS. Vũ Thị Thúy Nga

4. Thời gian giao đề tài: Tháng 2 năm 2021

5. Thời gian hoàn thành: Tháng 7 năm 2021

Ngày..... tháng năm 2020

LÃNH ĐẠO BỘ MÔN

CÁN BỘ HƯỚNG DẪN

Giáo viên hướng dẫn

Ký và ghi rõ họ tên

SINH VIÊN THỰC HIỆN

(Ký và ghi rõ họ tên)

LỜI CẢM ƠN

Quyển Đồ án đã được hoàn thành với rất nhiều tâm huyết, cố gắng và công sức của không chỉ chúng em mà còn từ sự giúp đỡ, động viên, khích lệ của gia đình, thầy cô, bạn bè.

Qua đây, chúng em xin gửi lời cảm ơn chân thành nhất đến cô Vũ Thị Thúy Nga đã luôn giúp đỡ chúng em về cả kiến thức và tinh thần trong suốt quá trình làm Đồ án. Cô luôn sát sao đến tiến độ công việc đồng thời đưa ra cho chúng em những định hướng, lời khuyên kịp thời, từ đó giúp chúng em hoàn thiện được Đồ án với hết khả năng của bản thân.

Chúng em cũng xin gửi lời cảm ơn đến gia đình và bạn bè trong Bộ môn đã luôn động viên, chia sẻ cho chúng em những khó khăn, hỗ trợ chúng em cả về mặt vật chất lẫn tinh thần trong không chỉ công việc mà cả cuộc sống.

Trong quá trình thực hiện Đồ án, dù đã cố gắng tìm hiểu, triển khai nhiều phương pháp thực nghiệm và khắc phục những khó khăn cả chủ quan và khách quan nhưng do hạn chế về kiến thức và kinh nghiệm nên Đồ án không thể tránh khỏi những thiếu sót. Chúng em rất mong nhận được sự nhận xét và góp ý của các thầy cô.

Chúng em xin chân thành cảm ơn!

TÓM TẮT NỘI DUNG ĐỒ ÁN

Với mục tiêu xây dựng và thiết kế hệ thống quadrotor có khả năng cất cánh và chuyển động cơ bản (tiến, lùi, sang trái, sang phải) thông qua tín hiệu điều khiển từ xa, nhóm chúng em đã tìm hiểu cấu tạo, nguyên lý hoạt động và mô hình toán học của hệ thống quadrotor. Từ đó, chúng em thiết kế hệ thống quadrotor thực tế và triển khai thực nghiệm để đo đạc, tính toán và mô hình hóa đối tượng nhằm phục vụ thiết kế điều khiển và mô phỏng kiểm chứng trên phần mềm Matlab Simulink. Cuối cùng, chúng em triển khai bộ điều khiển PID cho từng trục và cả hệ thống quadrotor. Kết quả của Đồ án đã cơ bản đảm bảo việc điều khiển các góc Roll, Pitch và Yaw và đang trong quá trình chỉnh định bộ điều khiển cho toàn hệ thống. Thông qua quá trình làm Đồ án, chúng em đã thu được các kinh nghiệm quý báu về quá trình mô hình hóa và triển khai điều khiển cho đối tượng thực tế, vận dụng các kiến thức lý thuyết chuyên ngành được học vào giải quyết các vấn đề thực tế.

MỤC LỤC

CHƯƠNG 1. TỔNG QUAN CHUNG	1
1.1 Giới thiệu về quadrotor.....	1
1.2 Nguyên lý hoạt động của quadrotor.....	2
1.3 Phạm vi nghiên cứu của Đồ án	3
CHƯƠNG 2. MÔ HÌNH VÀ THIẾT KẾ ĐIỀU KHIỂN CHO HỆ THỐNG QUADROTOR.....	4
2.1 Mô hình toán học của quadrotor	4
2.2 Thiết kế điều khiển	6
2.3 Mô phỏng kiểm chứng trên matlab.....	8
2.3.1 Kết quả mô phỏng góc Roll	9
2.3.2 Kết quả mô phỏng góc Pitch.....	10
2.3.3 Kết quả mô phỏng góc Yaw.....	11
CHƯƠNG 3. THIẾT KẾ VÀ THỰC NGHIỆM HỆ THỐNG QUADROTOR.....	13
3.1 Thiết kế phần cứng	13
3.1.1 Thành phần cơ khí.....	13
3.1.2 Thành phần điện tử	16
3.1.3 Tổng hợp khối lượng và sơ đồ phần cứng	20
3.2 Thiết kế phần mềm	22
3.2.1 Thiết kế ứng dụng điều khiển	22
3.2.2 Cấu trúc phần mềm điều khiển	25
3.3 Xác định các thông số của hệ thống bằng thực nghiệm	26
3.3.1 Đo lực đẩy và tốc độ động cơ theo độ rộng xung.....	26
3.3.2 Xác hệ số đẩy b của động cơ và cánh quạt	30
3.3.3 Xác định mô men quán tính trục	32
3.4 Thực nghiệm và kết quả.....	33
3.4.1 Xử lý dữ liệu cảm biến và bộ lọc	33
3.4.2 Giải thuật ổn định các góc Roll, Pitch và Yaw	39
3.4.3 Thí nghiệm ổn định góc Roll	41
3.4.4 Thí nghiệm ổn định góc Pitch.....	43
3.4.5 Thí nghiệm ổn định góc Yaw.....	45
CHƯƠNG 4. KẾT LUẬN.....	47

TÀI LIỆU THAM KHẢO 48
PHỤ LỤC 49

DANH MỤC HÌNH VẼ

Hình 1.1 Hình ảnh thực tế máy bay không người lái	1
Hình 1.2 Nguyên lý di chuyển của quadrotor	2
Hình 2.1 Hệ tọa độ Euler quadrotor	4
Hình 2.2 Mô phỏng hệ thống quadrotor	9
Hình 2.3 Đồ thị đáp ứng góc Roll	10
Hình 2.4 Đồ thị đáp ứng góc Pitch	11
Hình 2.5 Đồ thị đáp ứng góc Yaw	12
Hình 3.1 Kit quadcopter F450	14
Hình 3.2 Động cơ BLDC A2212 1400KV	15
Hình 3.3 Cánh APC 8040	16
Hình 3.4 Kit phát triển STM32F4 Discovery	17
Hình 3.5 Pin LiPo TigerPower	18
Hình 3.6 Bluetooth HC-05	19
Hình 3.7 ESC XF-Model 30A	20
Hình 3.8 Sơ đồ hệ thống phần cứng	20
Hình 3.9 Quadrotor được thiết kế	21
Hình 3.10 Giao diện MIT App Inventor	22
Hình 3.11 Giao diện lập trình blocks MIT AI2	23
Hình 3.12 Giao diện ứng dụng điều khiển	24
Hình 3.13 Cấu trúc các phần mềm điều khiển	25
Hình 3.14 Timeline hệ thống phần mềm điều khiển	25
Hình 3.15 Chức năng các process phần mềm điều khiển	26
Hình 3.16 Sơ đồ thí nghiệm đo lực đẩy và tốc độ động cơ theo PWM	27
Hình 3.17 Thiết bị thí nghiệm đo lực đẩy và tốc độ	28
Hình 3.18 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy với độ rộng xung	28
Hình 3.19 Đồ thị mối liên hệ giữa tốc độ động cơ với độ rộng xung	29
Hình 3.20 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 1	30

Hình 3.21 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 2	30
Hình 3.22 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 3	31
Hình 3.23 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 4	31
Hình 3.24 Phương pháp Bifilar Torsional.....	32
Hình 3.25 Thí nghiệm Bifilar Torsional.....	33
Hình 3.26 Tính góc định hướng bằng cảm biến gia tốc	34
Hình 3.27 Giải pháp chống rung	35
Hình 3.28 Thiết bị cân bằng cánh.....	36
Hình 3.29 Cấu trúc bộ lọc bỏ sung.....	37
Hình 3.30 Cấu trúc bộ lọc bỏ sung trong miền rời rạc	37
Hình 3.31 Kết quả sử dụng bộ lọc bỏ sung	38
Hình 3.32 Giải thuật ổn định góc Roll, Pitch và Yaw.....	40
Hình 3.33 Hệ thống thí nghiệm ổn định góc Roll	42
Hình 3.34 Tín hiệu xung PWM ổn định góc Roll khi có nhiễu	42
Hình 3.35 Đáp ứng góc Roll khi có nhiễu.....	42
Hình 3.36 Đáp ứng góc Roll với tín hiệu hình thang	43
Hình 3.37 Hệ thống thí nghiệm ổn định góc Pitch.....	43
Hình 3.38 Tín hiệu xung PWM ổn định góc Pitch khi có nhiễu	44
Hình 3.39 Đáp ứng góc Pitch khi có nhiễu	44
Hình 3.40 Đáp ứng góc Pitch với tín hiệu hình thang.....	44
Hình 3.41 Hệ thống thí nghiệm ổn định góc Yaw	45
Hình 3.42 Đáp ứng góc Yaw khi có nhiễu	45
Hình 3.43 Đáp ứng góc Yaw với tín hiệu bước nhảy.....	46

DANH MỤC BẢNG

Bảng 2.1 Thông số mô phỏng bộ điều khiển góc Roll	9
Bảng 2.2 Chất lượng bộ điều khiển góc Roll	10
Bảng 2.3 Thông số mô phỏng bộ điều khiển góc Pitch.....	10
Bảng 2.4 Chất lượng bộ điều khiển góc Pitch.....	11
Bảng 2.5 Thông số mô phỏng bộ điều khiển góc Yaw	11
Bảng 2.6 Chất lượng bộ điều khiển góc Yaw	12
Bảng 3.1 Thông số chi tiết kit quadcopter F450	14
Bảng 3.2 Thông số kỹ thuật BLDC A2212 1400KV	15
Bảng 3.3 Thông số kỹ thuật kit STM32F411 Discovery	17
Bảng 3.4 Thông số pin LiPo TigerPower.....	19
Bảng 3.5 Bảng tổng hợp thiết bị.....	21
Bảng 3.6 Bảng giá trị truyền thông	24
Bảng 3.7 Giá trị trung bình PWM và tốc độ trong trạng thái treo	29
Bảng 3.8 Hệ số lực đẩy b trung bình.....	32
Bảng 3.9 Phương pháp Ziegler - Nichols	40

DANH MỤC TÊN VIẾT TẮT

Tên viết tắt	Tên đầy đủ	Ý nghĩa
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	Máy bay không người lái
ESC	Electronic Speed Control	Bộ điều khiển tốc độ điện tử
BLDC	Brushless DC Motor	Động cơ DC không chổi than
PWM	Pulse Width Modulation	Điều chế độ rộng xung
I2C	Inter-Integrated Circuit	Chuẩn truyền thông nối tiếp trong công nghiệp
SPI	Serial Peripheral Interface	Chuẩn truyền thông nối tiếp trong công nghiệp
GPIO	General-Purpose Input/Output	Chân ngoại vi của vi điều khiển
MCU	Micro Controller Unit	Vi điều khiển
IMU	Inertial Measurement Unit	Cảm biến đo lường quán tính

CHƯƠNG 1. TỔNG QUAN CHUNG

1.1 Giới thiệu về quadrotor

Drone hay máy bay không người lái (UAV) là loại máy bay có thể được điều khiển xa thông qua hệ thống điều khiển dưới mặt đất hoặc hoàn toàn tự động bằng hệ thống máy tính gắn trên máy bay.

Trong số các máy bay không người lái, quadrotor là loại máy bay có khả năng cất hạ cánh thẳng đứng mà không cần đường băng. Bộ phận tạo ra lực đẩy và đồng thời cũng làm nhiệm vụ cân bằng cho máy bay là bốn động cơ. Toàn bộ các chuyển động của máy bay được điều khiển thông qua tăng giảm tốc độ quay của động cơ (không thông qua thay đổi góc tấn các cánh), từ đó dẫn đến thay đổi lực đẩy trên các cánh quạt. Do đó, so với các loại máy bay khác, quadrotor có kết cấu cơ khí đơn giản hơn. Điều này đồng nghĩa với kết cấu của máy bay có độ tin cậy cao, do đó việc bảo trì sẽ đơn giản và ít tốn kém so với các loại máy bay khác. Mặt khác, quadrotor tạo lực đẩy từ bốn cánh quạt nên cho phép tạo ra lực đẩy tương đương với các máy bay khác có kích thước công kênh hơn do các máy bay này sử dụng cánh quạt có kích thước lớn hơn. Điều này là ưu thế cho phép quadrotor hoạt động trong các môi trường chật hẹp và nhiều vật cản như trong thành phố, ở các nơi không có quá nhiều không gian cho việc cất hạ cánh.



Hình 1.1 Hình ảnh thực tế máy bay không người lái

Bên cạnh các ưu điểm, một trong số các hạn chế của quadrotor là hiệu suất lực đẩy của máy bay thấp do toàn bộ lực nâng của máy bay sinh ra từ lực đẩy của động cơ. Mặt khác, sử dụng cánh quạt có đường kính nhỏ cho tổn thất khí động lớn hơn so với cánh quạt có đường kính lớn. Tuy vậy, trong tương lai, việc chế tạo máy bay bằng các vật liệu mới có khối lượng nhẹ, sẽ đóng góp đáng kể vào việc nâng cao hiệu suất tiêu thụ năng lượng của máy bay.

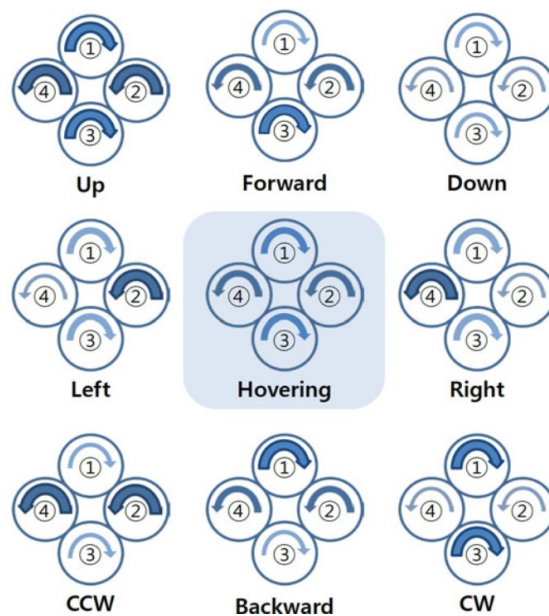
Quadrotor đã và đang cho thấy sự hữu ích trong muôn vàn các ứng dụng trong cuộc sống. Với kích thước nhỏ gọn với khả năng mang theo tải trọng lớn, quadrotor có thể làm nhiệm vụ cứu hộ một cách hiệu quả (cứu thương, tìm kiếm cứu hộ sau thảm họa, cứu hỏa,...), đặc biệt trong thành phố, nơi mà nguy cơ tắc nghẽn giao thông đường bộ luôn có khả năng làm chậm trễ việc tiếp cận bằng các

phương tiện cứu hộ đường bộ. Bên cạnh đó là rất nhiều ứng dụng trong việc vận chuyển hàng hóa, hay thậm chí cả trong quân sự (trình sát, do thám,...).

1.2 Nguyên lý hoạt động của quadrotor

Để điều khiển mô hình quadrotor, có hai phương pháp đó là điều khiển theo kiểu chữ X và điều khiển theo kiểu chữ thập hay còn gọi là điều khiển theo kiểu dấu cộng. Trong Đồ án này, chúng em sử dụng phương án điều khiển chữ thập. Máy bay có hai cặp cánh quạt thuận nghịch, với các cánh đặt đối diện nhau là cùng chiều quay. Việc thay đổi tốc độ quay của các động cơ vừa làm cân bằng, vừa dùng để điều khiển mô hình di chuyển.

Hướng của máy bay khi di chuyển được điều khiển bởi 2 động cơ, tùy theo hướng mà các động cơ này thay đổi tốc độ để tạo ra góc nghiêng so với trục cân bằng như hình 1.2. Ví dụ: Để máy bay di chuyển hướng tới thì động cơ 2,4 sẽ giữ nguyên còn động cơ 3 sẽ được tăng tốc và động cơ 1 được giảm tốc. Tương tự với các hướng di chuyển khác thì việc thay đổi tốc độ quay tương ứng sẽ giúp máy bay di chuyển cũng như xoay trong hoặc thay đổi độ cao.



Hình 1.2 Nguyên lý di chuyển của quadrotor

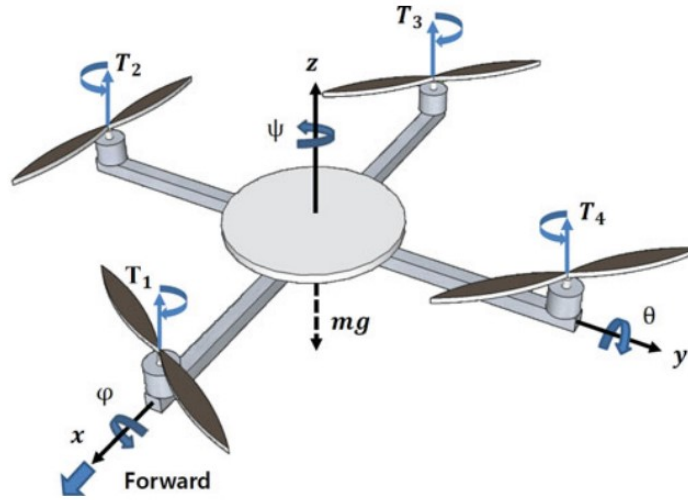
1.3 Phạm vi nghiên cứu của Đồ án

Đồ án này thực hiện nhằm mục đích cung cấp phương pháp tiếp cận cho những người mới muốn tìm hiểu kiến thức, quy trình thiết kế và phát triển quadrotor. Quá trình đo đạc, thu thập và xử lý số liệu thực nghiệm cung cấp quy trình mô hình hóa quadrotor thực tế. Bên cạnh đó, Đồ án cũng củng cố về mặt lý thuyết về sự ổn định của hệ thống trong bài toán điều khiển góc hướng khi sử dụng bộ điều khiển PID. Đồng thời, cũng đề xuất giải pháp chống rung, nhiễu của hệ thống và triển khai bộ lọc cho cảm biến IMU. Phương pháp Ziegler – Nichols được vận dụng kết hợp với thực nghiệm nhằm chỉnh định bộ điều khiển PID cho các trục.

CHƯƠNG 2. MÔ HÌNH VÀ THIẾT KẾ ĐIỀU KHIỂN CHO HỆ THỐNG QUADROTOR

2.1 Mô hình toán học của quadrotor

Mô hình động học của quadrotor được suy ra từ phương pháp Euler Lagrangian. Dựa vào tài liệu [1], giả định bỏ qua những yếu tố biến dạng đàn hồi ở kết cấu khung của quadrotor thì ta coi quadrotor là một vật cứng tuyệt đối có 6 bậc tự do. Cấu trúc và hệ tọa độ của một quadrotor được trình bày trong hình 2.1:



Hình 2.1 Hệ tọa độ Euler quadrotor

Hệ thống gồm có 6 biến trạng thái bao gồm các biến vị trí x, y, z là vị trí tuyệt đối của quadrotor trong hệ quy chiếu quán tính gắn cố định tại mặt đất và các góc Euler (được định nghĩa là các góc được quay theo quy tắc tay phải xung quanh ba trục tọa độ của một hệ trục thuận) ϕ, θ, ψ thể hiện góc hướng của quadrotor trong không gian. Trong đó, góc ϕ còn gọi là góc roll và là góc quay quanh trục x , góc θ còn được gọi là góc pitch và là góc quay quanh trục y , góc ψ còn gọi là góc yaw và là góc quay quanh trục z . Các góc Euler này được giả thiết bị chặn:

$$\begin{aligned} \text{Roll} : -\frac{\pi}{2} &\leq \phi \leq \frac{\pi}{2} \\ \text{Pitch} : -\frac{\pi}{2} &\leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \\ \text{Yaw} : -\pi &\leq \psi \leq \pi \end{aligned} \tag{2-1}$$

Từ bài báo [1], ta đưa ra được mô hình toán học của hệ quadrotor như sau:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \frac{U_1}{m} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = f(\phi, \theta, \psi) + g(\phi, \theta, \psi) \tau_U \quad (2-3)$$

Với m là khối lượng của quadrotor, g là gia tốc trọng trường.

$$f(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega \\ \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega \\ \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

$$\Omega = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 \quad (2-5)$$

Đây là thành phần tích chéo của đạo hàm các góc thể hiện sự ràng buộc giữa các góc đặc biệt trong quá trình cất cánh hoặc thay đổi trạng thái. Hàm này cũng bổ sung hiệu ứng gyroscope. Đây là hiệu ứng xảy ra do các cánh quạt khi quay tạo ra các mô men gyroscope trên các trục còn lại của máy bay. Đây cũng là thành phần mô men ngoại lực tác động lên quadrotor. Tuy nhiên khi thiết kế điều khiển, nếu ta coi vật là vật rắn tuyệt đối và máy bay đang ở trạng thái hover (treo lơ lửng cân bằng trên không) thì thành phần này có thể bỏ qua.

$$g(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} \frac{l}{I_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{l}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l}{I_z} \end{bmatrix} \quad (2-6)$$

Với l là khoảng cách từ trục quay động cơ đến trọng tâm máy bay, ta coi các động cơ được lắp trên khung cân đối, sắp xếp các kết cấu trên quadrotor cân xứng qua các trục nên trọng tâm nằm ở chính giữa quadrotor và khoảng cách l này của các động cơ là bằng nhau. I_x , I_y , I_z lần lượt là mô men quán tính ứng với các trục

x, y, z, J_r là mô men quán tính của rotor. Các thông số này sẽ được đo đạc và thực nghiệm ở phần sau.

$$U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (2-7)$$

Với U_1 là lực đẩy chính của quadrotor được tính bằng tổng lực đẩy của 4 động cơ quay với tốc độ ω_i với $i \in \{1; 2; 3; 4\}$ và có hệ số đẩy là b . Hệ số này phụ thuộc kết cấu khí động học của cánh và loại động cơ được sử dụng. Hệ số này cũng sẽ được đo đạc và tính toán thông qua phần thực nghiệm phía sau.

$$\tau_U = \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b(\omega_4^2 - \omega_2^2) \\ b(\omega_3^2 - \omega_1^2) \\ d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

Với U_2 là tín hiệu điều khiển góc Roll, U_3 là tín hiệu điều khiển góc Pitch và U_4 là tín hiệu điều khiển góc Yaw. d là hệ số mô men cản. Theo lý thuyết phần tử cánh, mô men cản do lực khí động gây ra trên cánh quạt tỉ lệ với tốc độ góc của cánh theo một hằng số nếu coi biên dạng cánh và điều kiện môi trường xung quanh là không đổi.

2.2 Thiết kế điều khiển

Ta xét quadrotor ở trạng thái hover khi máy bay đã cân bằng lơ lửng trên không để sử dụng mô hình đơn giản của quadrotor (chỉ xét đến những yếu tố tác động chính lên chuyển động của máy bay). Ở đây ta bỏ qua hiện tượng gyro (hiện tượng các cánh quạt khi quay tạo ra các mô men gyroscope trên các trục còn lại của máy bay) tức là bỏ qua thành phần tích chéo. Điều này là chấp nhận được vì khi máy bay cân bằng, các góc ϕ, θ, ψ đều thay đổi rất nhỏ nên các giá trị $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ đều xấp xỉ bằng không. Khi đó ta có thể viết phương trình (2.3) thành:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = g(\phi, \theta, \psi) \tau_U = \begin{bmatrix} \frac{l}{I_x} U_2 \\ \frac{l}{I_y} U_3 \\ \frac{1}{I_z} U_4 \end{bmatrix} \quad (2-9)$$

Với yêu cầu thiết kế quadrotor có khả năng bay lên, xuống, sang trái, phải, tiến, lùi và nhờ giả thiết đơn giản hóa mô hình quadrotor như trên, ta có thể xét

riêng các bài toán thiết kế bộ điều khiển cho từng chuyển động và coi chúng độc lập với nhau. Các bài toán được xét đến để phục vụ yêu cầu thiết kế bao gồm:

- Cân bằng và bám góc roll (góc ϕ)
- Cân bằng và bám góc pitch (góc θ)
- Cân bằng và bám góc yaw (góc ψ)

Để tìm tín hiệu điều khiển giúp ổn định hệ thống trong trường hợp này, ta giả thiết các giá trị ϕ_d, θ_d, ψ_d là các góc đặt mong muốn của quadrotor và các giá trị $\ddot{\phi}_d, \ddot{\theta}_d, \ddot{\psi}_d$ đều bằng 0. Việc này là chấp nhận được với việc chấp nhận yêu cầu góc điều khiển là thay đổi tuyến tính bậc nhất.

Ta sẽ sử dụng lý thuyết ổn định Lyapunov để tìm tín hiệu điều khiển giúp hệ ổn định tiệm cận. Ta đặt:

$$\begin{aligned}
 x_1 &= \phi, x_{1d} = \phi_d; \\
 x_2 &= \dot{x}_1 = \dot{\phi}, x_{2d} = \dot{x}_{1d} = \dot{\phi}_d; \\
 x_3 &= \theta, x_{3d} = \theta_d; \\
 x_4 &= \dot{x}_3 = \dot{\theta}, x_{4d} = \dot{x}_{3d} = \dot{\theta}_d; \\
 x_5 &= \psi, x_{5d} = \psi_d; \\
 x_6 &= \dot{x}_5 = \dot{\psi}, x_{6d} = \dot{x}_{5d} = \dot{\psi}_d; \\
 \dot{x}_{2d} &= \ddot{\phi}_d = 0; \\
 \dot{x}_{4d} &= \ddot{\theta}_d = 0; \\
 \dot{x}_{6d} &= \ddot{\psi}_d = 0;
 \end{aligned} \tag{2-10}$$

Xét hàm Lyapunov V xác định dương:

$$V = \frac{(x_{1d} - x_1)^2 + (x_{2d} - x_2)^2 + (x_{3d} - x_3)^2 + (x_{4d} - x_4)^2 + (x_{5d} - x_5)^2 + (x_{6d} - x_6)^2}{2} \tag{2-11}$$

Đạo hàm V theo thời gian ta có:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= (x_{1d} - x_1)(\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) + (x_{2d} - x_2)(-\dot{x}_2) + (x_{3d} - x_3)(\dot{x}_{3d} - \dot{x}_3) + (x_{4d} - x_4)(-\dot{x}_4) \\
 &\quad + (x_{5d} - x_5)(\dot{x}_{5d} - \dot{x}_5) + (x_{6d} - x_6)(-\dot{x}_6) \\
 &= (x_{1d} - x_1)(x_{2d} - x_2) - (x_{2d} - x_2)\frac{l}{I_x}U_2 + (x_{3d} - x_3)(x_{4d} - x_4) - (x_{4d} - x_4)\frac{l}{I_y}U_3 \\
 &\quad + (x_{5d} - x_5)(x_{6d} - x_6) - (x_{6d} - x_6)\frac{1}{I_z}U_4
 \end{aligned} \tag{2-12}$$

Ta thấy, nếu chọn tín hiệu điều khiển như sau:

$$\begin{aligned}
U_2 &= \frac{I_x}{l}(x_{1d} - x_1) + k_1(x_{2d} - x_2) \\
U_3 &= \frac{I_y}{l}(x_{3d} - x_3) + k_2(x_{4d} - x_4) \\
U_4 &= I_z(x_{5d} - x_5) + k_3(x_{6d} - x_6)
\end{aligned} \tag{2-13}$$

Với k_1, k_2, k_3 là các hằng số dương, ta thu được biểu thức:

$$\dot{V} = -\frac{k_1 l}{I_x}(x_{2d} - x_2)^2 - \frac{k_2 l}{I_y}(x_{4d} - x_4)^2 - \frac{k_3}{I_z}(x_{6d} - x_6)^2 \leq 0 \tag{2-14}$$

Theo lý thuyết ổn định Lyapunov, với tín hiệu điều khiển trên, ta đảm bảo hệ ổn định tiệm cận.

Ta cũng nhận thấy, tín hiệu điều khiển trên có dạng bộ điều khiển PD, ta có thể viết lại như sau:

$$\begin{aligned}
U_2 &= K_{p2}(\phi_d - \phi) + K_{D2}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\
U_3 &= K_{p3}(\theta_d - \theta) + K_{D3}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \\
U_4 &= K_{p4}(\psi_d - \psi) + K_{D4}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi})
\end{aligned} \tag{2-15}$$

Thiết kế trên cũng là chứng minh về mặt lý thuyết cơ sở ổn định của hệ thống khi áp dụng bộ điều khiển PD trong việc ổn định các góc roll, pitch và yaw ở trạng thái hover cho quadrotor. Trên thực tế, nhiều thực nghiệm đã chứng tỏ bộ điều khiển PID cho chất lượng điều khiển tương đối tốt trong môi trường nhiễu khí động không quá lớn. Bộ điều khiển PID dễ dàng áp dụng, tốn kém ít chi phí phần cứng. Tuy nhiên, việc chỉnh định tham số bộ điều khiển mất nhiều thời gian và việc đạt được một yêu cầu này thường kéo theo việc phải hạ thấp các tiêu chuẩn khác. Ví dụ: để tăng tốc độ phản hồi thường kéo theo xuất hiện vọt lố ở đầu ra so với tín hiệu đáp ứng mong muốn. Người thiết kế phải căn cứ vào các yêu cầu của hệ thống (về tốc độ phản hồi, độ bền vững của hệ thống,..) để cân đối các đặc tính của hệ thống. Mặt khác, do bộ điều khiển PID áp dụng trên các mô hình tuyến tính, nên phạm vi hoạt động của bộ điều khiển chỉ giới hạn trong các điều kiện hoạt động đơn lẻ xung quanh trạng thái được tuyến tính hóa.

2.3 Mô phỏng kiểm chứng trên matlab

Dựa trên mô hình toán học của quadrotor đã trình bày ở trên, chúng em sử dụng phần mềm matlab simulink để mô phỏng hệ thống quadrotor và bộ điều khiển góc hướng. Các thông số của động cơ và các tham số ban đầu được chọn như sau:

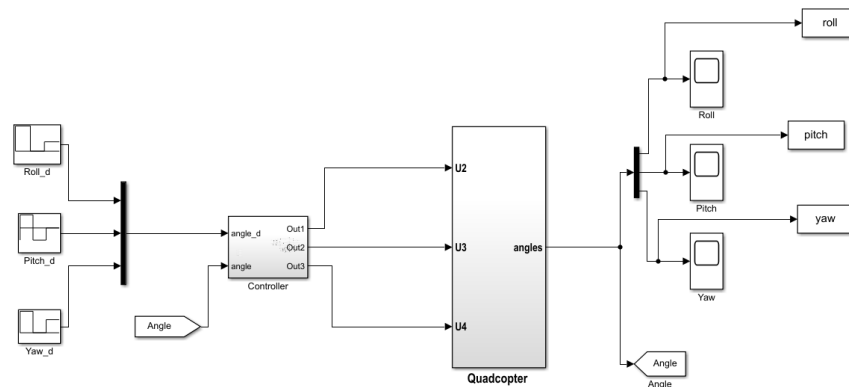
$$m = 1.63 \text{ kg}; l = 0.225 \text{ m}; g = 9.80665 \text{ m/s}^2; b = 6.5e-4; d = 8e-6; G_{DC} = \frac{0.734}{1 + 0.036s}$$

; $I_x = 0.01349 \text{ kg.m}^2$; $I_y = 0.01349 \text{ kg.m}^2$; $I_z = 0.02394 \text{ kg.m}^2$; $J_r = 6 \text{ e-5 kg.m}^2$. Các thông số này sẽ được đo đạc và tính toán xử lý cụ thể ở chương 3.

Yêu cầu chỉnh định bộ điều khiển cần đảm bảo tiêu chí:

- Độ quá điều chỉnh nhỏ hơn 10%
- Thời gian quá độ $T_{5\%} < 2 \text{ s}$
- Sai lệch tĩnh $< 0.005 \text{ rad}$

Sơ đồ mô phỏng hệ thống được trình bày như hình:



Hình 2.2 Mô phỏng hệ thống quadrotor

Tín hiệu U1 được coi như là tín hiệu đặt từ bộ điều khiển cầm tay được tính toán sao cho máy bay có đủ lực để cất cánh.

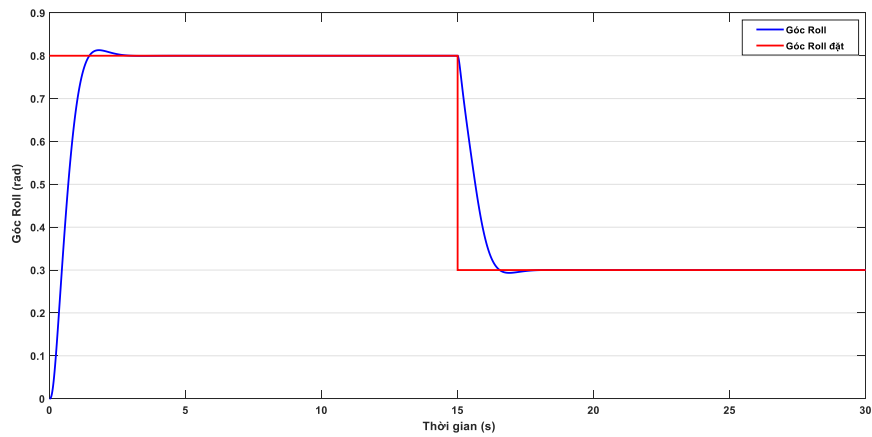
2.3.1 Kết quả mô phỏng góc Roll

Thông số được chọn cho bộ điều khiển góc Roll như sau:

Bảng 2.1 Thông số mô phỏng bộ điều khiển góc Roll

K_{P2}	0.65
K_{D2}	0.35

Với giá trị góc đặt thay đổi từ 0.8 xuống 0.3 rad, ta có đồ thị đáp ứng góc Roll như sau:



Hình 2.3 Đồ thị đáp ứng góc Roll

Đánh giá kết quả đáp ứng:

Bảng 2.2 Chất lượng bộ điều khiển góc Roll

Thời gian quá độ (s)	1.215
Độ vọt lố (%)	1.7
Sai lệch tĩnh (rad)	0.000086

Kết luận: Bộ điều khiển tìm được đáp ứng yêu cầu chất lượng đặt ra.

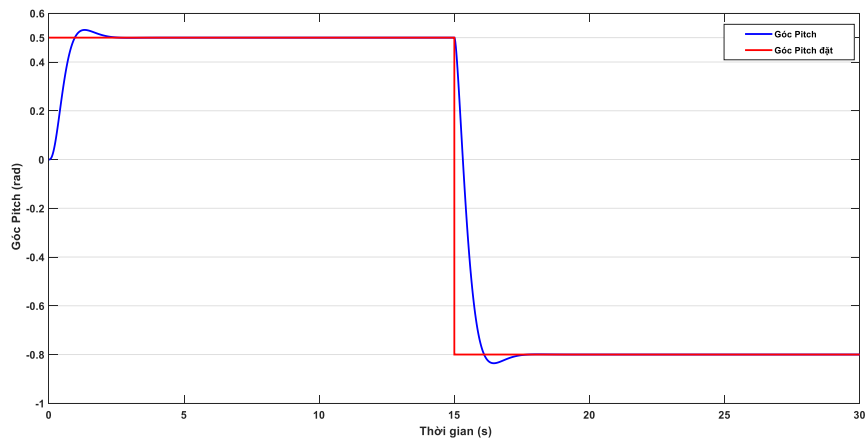
2.3.2 Kết quả mô phỏng góc Pitch

Thông số được chọn cho bộ điều khiển góc Pitch như sau:

Bảng 2.3 Thông số mô phỏng bộ điều khiển góc Pitch

K_{P3}	0.62
K_{D3}	0.345

Với giá trị góc đặt thay đổi từ 0.5 xuống -0.8 rad, ta có đồ thị đáp ứng góc Pitch như sau:



Hình 2.4 Đồ thị đáp ứng góc Pitch

Đánh giá kết quả đáp ứng:

Bảng 2.4 Chất lượng bộ điều khiển góc Pitch

Thời gian quá độ (s)	1.578
Độ vọt lố (%)	6.4
Sai lệch tĩnh (rad)	0.0002

Kết luận: Bộ điều khiển tìm được đáp ứng yêu cầu chất lượng đặt ra.

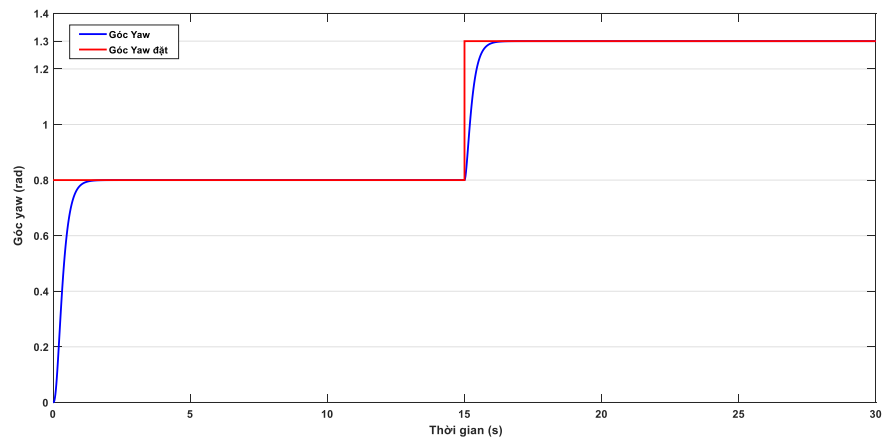
2.3.3 Kết quả mô phỏng góc Yaw

Thông số được chọn cho bộ điều khiển góc Yaw như sau:

Bảng 2.5 Thông số mô phỏng bộ điều khiển góc Yaw

K_{P4}	0.75
K_{D4}	0.285

Với giá trị góc đặt thay đổi từ 0.8 lên 1.3 rad, ta có đồ thị đáp ứng góc Yaw như sau:



Hình 2.5 Đồ thị đáp ứng góc Yaw

Đánh giá kết quả đáp ứng:

Bảng 2.6 Chất lượng bộ điều khiển góc Yaw

Thời gian quá độ (s)	0.84
Độ vọt lố (%)	0.0
Sai lệch tĩnh (rad)	0.00002

Kết luận: Bộ điều khiển tìm được đáp ứng yêu cầu chất lượng đặt ra.

CHƯƠNG 3. THIẾT KẾ VÀ THỰC NGHIỆM HỆ THỐNG QUADROTOR

3.1 Thiết kế phần cứng

Với yêu cầu của đề tài, chúng em đặt ra yêu cầu thiết kế một hệ thống quadrotor có một số thông số như sau:

- Khối lượng quadrotor nhỏ hơn 1.5 kg
- Kích thước quadrotor (bao gồm cả phần cánh quạt) nhỏ, phù hợp với khả năng thực nghiệm trong môi trường chật, hẹp như phòng trọ.
- Khu vực hoạt động trong phạm vi dưới 10m.
- Dung lượng Pin tương đối lớn để bay thử nghiệm được nhiều lần.

3.1.1 Thành phần cơ khí

Quadrotor (quadcopter) là một loại máy bay không người lái giống với máy bay trực thăng. Gồm bốn cánh tay với một động cơ được đặt ở đầu mỗi cánh và được liên kết với nhau qua “phần kết nối”. Các cánh tay được đặt đối xứng với nhau qua tâm. Thiết kế máy bay quạt có thể bắt đầu từ việc mô hình hóa sau đó tính toán kích thước các cánh tay máy bay, lực nâng đề xuất có phù hợp hay không. Tuy nhiên, thiết kế máy bay trực thăng bốn cánh quạt chủ yếu tập trung đến tính đối xứng, trọng tâm và khối lượng của mô hình. Vì vậy, chúng em lựa chọn giải pháp sử dụng vật liệu nhựa sợi cacbon có độ bền cao, khối lượng nhẹ và dễ dàng gia công, đảm bảo cho các đặc điểm trên.

a) Lựa chọn khung.

Có hai phương án được chúng em đưa ra là:

- Tự thiết kế và xây dựng khung: Phương án này có ưu điểm là chủ động tùy chỉnh được kích thước, hình dáng, chất liệu mong muốn nhưng lại có nhược điểm là độ bền cơ khí không được đảm bảo, sai số mô hình lớn, tốn nhiều thời gian thiết kế và gia công.
- Sử dụng khung có sẵn trên thị trường: Phương án này có ưu điểm là độ bền lớn, nhẹ và độ chính xác cao do được sản xuất chuyên dùng cho máy bay tuy nhiên có nhược điểm là không chủ động được kích thước và khó để triển khai các phần thực nghiệm trên đối tượng thật do kết cấu khung đã cố định.

Từ phân tích trên, chúng em lựa chọn sử dụng bộ khung có sẵn trên thị trường do thời gian có hạn. Từ yêu cầu về khối lượng máy bay, chúng em lựa chọn bộ khung F450. Bộ khung sử dụng nhựa cao cấp, siêu dẻo, siêu bền hạn chế va đập mức tối đa; sử dụng bo mạch PCB được làm bằng chất liệu laminate mạ vàng có độ bền cao, truyền điện tốt, giúp cho việc hàn dây kết nối ESC và pin an toàn, gọn gàng dễ dàng hơn.



Hình 3.1 Kit quadcopter F450

Bảng 3.1 Thông số chi tiết kit quadcopter F450

Trọng lượng của khung	280g
Tải trọng	800g ~ 1600g
Hỗ trợ các loại cánh	8040/8060/9045/1045
Pin	3S ~ 4S LiPo
Dung lượng pin đề xuất	2200mAh/4500mAh/5400mAh
Hỗ trợ động cơ	2212/2215/2216/2217
Tốc độ KV	950KV- 1400KV

b) Lựa chọn động cơ và cánh quạt

So với động cơ DC có chổi than, động cơ DC không chổi than (BLDC) có kết cấu cơ khí tin cậy hơn, hiệu suất cao hơn 70-80%, kích thước nhỏ, trọng lượng nhẹ hơn so với động cơ chổi than có cùng sức mạnh. Do vậy ta ưu tiên sử dụng động cơ BLDC. Với khung F450 được lựa chọn phía trên, khung hỗ trợ dải động cơ từ 950kV đến 1400kV. Cánh quạt được lựa chọn phụ thuộc vào động cơ và có một số lưu ý sau:

- Động cơ có chỉ số kV cao sẽ quay với tốc độ cao hơn động cơ có chỉ số kV thấp nếu 2 động cơ này có cùng kích thước, cùng chạy không tải (hoặc tải giống nhau) khi được cấp cùng một điện áp
- Động cơ có chỉ số kV cao chỉ cần dùng cánh quạt nhỏ hơn động cơ có kV thấp để tạo ra một lực đẩy tương đương nhờ vào khả năng quay nhanh hơn của nó. Do vậy, sử dụng động cơ có chỉ số kV cao hơn giúp tối giản được kích thước của cả hệ thống.
- Tuy nhiên, để cùng tạo ra một lực đẩy thì động cơ có kV cao tiêu thụ công suất lớn hơn và do vậy hiệu suất thấp hơn.

Với ưu tiên thiết kế hệ thống quadrotor có kích thước nhỏ gọn vì không gian làm thực nghiệm hạn chế nên chúng em lựa chọn động cơ có chỉ số kV cao. Cánh được

lựa chọn cũng là loại cánh được nhà sản xuất khuyến cáo sử dụng với động cơ này. Chúng em đi đến lựa chọn động cơ BLDC 2212 1400kV và cánh APC 8040.



Hình 3.2 Động cơ BLDC A2212 1400KV

Bảng 3.2 Thông số kỹ thuật BLDC A2212 1400KV

Nguồn	Pin 2-3S LiPo
Dòng không tải (10V)	0.7A
Cường độ dòng lớn nhất	16A
Hiệu suất tối đa	78%
Đường kính trục	3.17mm
Công suất lớn nhất	180W
Khối lượng	50g



Hình 3.3 Cánh APC 8040

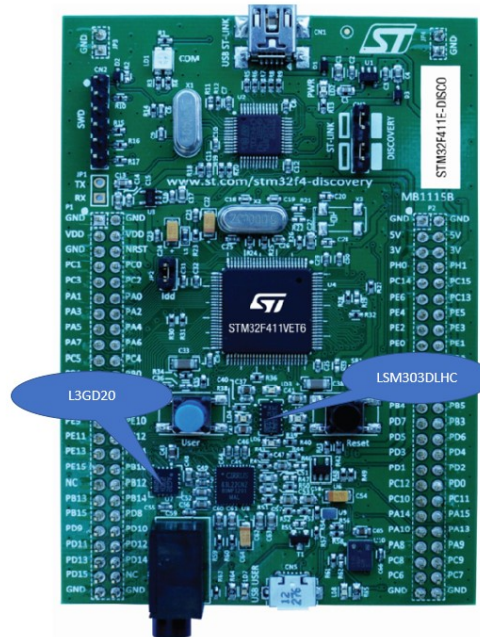
3.1.2 Thành phần điện tử

a) Lựa chọn vi điều khiển:

Bản thân quadrotor luôn có xu hướng mất cân bằng và ổn định do đó cần có một hệ thống để điều khiển sự cân bằng giúp cho quadrotor có thể ổn định. Việc sử dụng các vi điều khiển kích thước nhỏ cho phép chúng ta điều khiển các loại quadrotor. Vi điều khiển cần đảm bảo một số yêu cầu sau:

- Tần số xung nhịp cao để xử lý nhanh khối lượng tính toán
- Hỗ trợ các ngoại vi Timer, I2C, SPI, UART.
- Hỗ trợ tối thiểu 4 cổng xuất PWM.

Ở đây chúng em sử dụng kit phát triển STM32F411 Discovery vì khả năng hỗ trợ nhiều ngoại vi, dễ dàng debug trong quá trình thực hiện thuật toán điều khiển và hơn thế nữa, nó có tích hợp sẵn bộ cảm biến gia tốc LSM303DLHC và con quay hồi chuyển L3GD20 ngay trên mạch kit.



Hình 3.4 Kit phát triển STM32F4 Discovery

Bảng 3.3 Thông số kỹ thuật kit STM32F411 Discovery

Vi điều khiển	STM32F411VET6
Điện áp hoạt động	5V
Bộ nhớ Flash	256 or 512 Kbytes
SRAM	Up to 128 Kbytes
Tốc độ xử lý	Up to 100MHz
Ngoại vi	3x USARTs running at up to 12.5 Mbit/s 5x SPI running at up to 50 Mbit/s 3x I2C up to 1Mbps 12-bit ADC 11 timer, 16 and 32-bit up to 100MHz

b) Cảm biến đo lường quán tính

Trong hệ thống điều khiển, các cảm biến như: cảm biến gia tốc, cảm biến con quay hồi chuyển,...có vai trò đặc biệt quan trọng. Chúng giúp chúng ta xác định được trạng thái (vận tốc, gia tốc, góc nghiêng,...) của máy bay theo thời gian và trong không gian 3D. Với việc sử dụng cảm biến gia tốc LSM303DLHC và con quay hồi chuyển L3GD20 được tích hợp sẵn, đã giúp mô hình của chúng em thêm phần nào đơn giản, tiết kiệm hơn.

- Cảm biến LSM303DLHC: là một hệ thống được đóng gói với cả biến gia tốc kỹ thuật số 3D và một cảm biến từ kỹ thuật số 3D độ phân giải 16 bits. Nó bao gồm một giao diện truyền thông nối tiếp I2C hỗ trợ chế độ tiêu chuẩn và chế độ nhanh ở tần số 100 kHz và 400kHz; hỗ trợ giả đo: $\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g/\pm 16g$ gia tốc kế tuyến tính toàn thang, $\pm 1.3/\pm 1.9/\pm 2.5/\pm 4.0/\pm 4.7/\pm 5.6/\pm 8.1$ từ trường Gauss.
- Cảm biến L3GD20: Là một cảm biến vận tốc góc 3 trục độ phân giải 16 bits và một cảm biến nhiệt độ độ phân giải 8 bits. Nó cung cấp giao diện truyền thông kỹ thuật số I2C/SPI, cho phép lựa chọn 3 giải đo toàn thang: 250/500/2000 dps.

c) Pin

Trong số các loại pin được sử dụng cho máy bay mô hình, pin Li-Po (Lithium-ion Polymer) cho dung lượng lớn với dòng xả lớn ổn định và kích thước nhẹ, phù hợp với ứng dụng các máy bay mô hình cỡ nhỏ. Việc lựa chọn cần đảm bảo yêu cầu sau:

- Dòng xả lớn để phụ quá trình chỉnh định và thực nghiệm trong thời gian dài
- Pin tối thiểu 3S để đảm bảo cung cấp đủ điện áp hoạt động cho động cơ
- Thời gian sạc nhanh, giảm thời gian chờ

Từ những yêu cầu trên, chúng em lựa chọn Pin Lipo 3S Tiger power 5400 mAh có dòng sạc tối đa 10C.



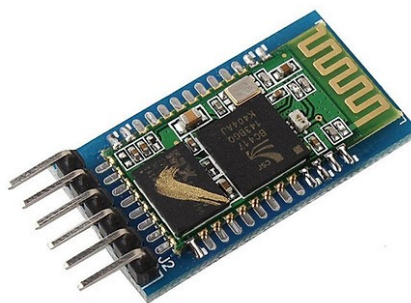
Hình 3.5 Pin LiPo TigerPower

Bảng 3.4 Thông số pin LiPo TigerPower

Kích thước	149x49x29mm
Khối lượng	400g
Dung lượng	5400mAh
Điện áp	11.1V
Tốc độ xả liên tục	30C
Số cell	3

d) Truyền thông điều khiển

Truyền thông không dây Bluetooth kết nối giữa điện thoại, máy tính và vi điều khiển, cho phép kiểm soát các thông số điều khiển khi đang bay và truyền tín hiệu từ điện thoại hoặc máy tính tới máy bay. Bên cạnh đó, vi điều khiển cũng gửi các dữ liệu cần thiết cho việc giám sát trở về điện thoại hoặc máy tính, giúp tiết kiệm thời gian và dễ dàng đánh giá chất lượng của bộ điều khiển.



Hình 3.6 Bluetooth HC-05

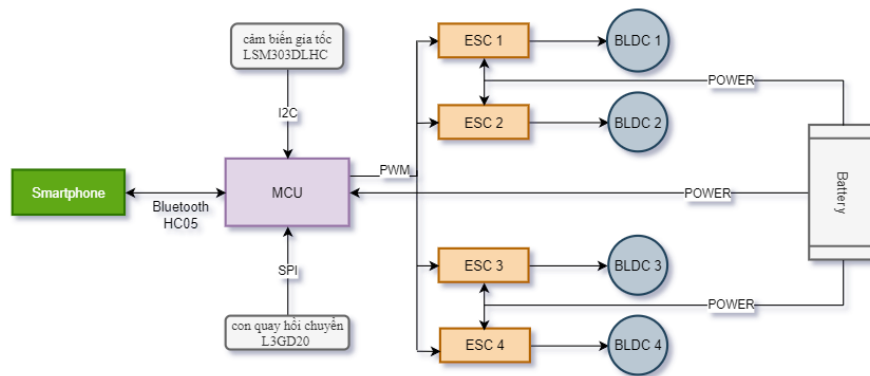
e) Bộ điều khiển tốc độ điện tử (ESC – Electronic Speed Control)

Bộ điều khiển tốc độ điện tử là bộ điều khiển PWM cho động cơ điện BLDC. ESC thường chấp nhận tín hiệu đầu vào PWM tần số 50Hz có độ rộng xung thay đổi từ 1 ms đến 2 ms. Khi cung cấp xung có độ rộng 1ms ở tần số 50Hz, ESC phản hồi bằng cách tắt động cơ gắn với đầu ra của nó. Với tín hiệu đầu vào có độ rộng xung 1.5ms, tốc độ động cơ xấp xỉ một nửa. Và với tín hiệu vào là 2ms, động cơ chạy ở tốc độ tối đa. Với dòng xả tối đa của mỗi động cơ là 16A, chúng em lựa chọn ESC 30A, nguồn cấp điều khiển 3A, 5V.



Hình 3.7 ESC XF-Model 30A

3.1.3 Tổng hợp khối lượng và sơ đồ phần cứng



Hình 3.8 Sơ đồ hệ thống phần cứng

Các thành phần chính:

- MCU: Nhận các tín hiệu từ cảm biến, tín hiệu điều khiển từ smartphone và thực hiện các bộ điều khiển được cài đặt và xuất PWM.
- ESC: Nhận tín hiệu điều khiển từ MCU chuyển thành điện áp và dòng điện cho động cơ.
- Động cơ BLDC: cơ cấp chấp hành của quadrotor.
- Cảm biến gia tốc LSM303DLHC: cung cấp dữ liệu gia tốc thông qua truyền thông I2C.
- Cảm biến con quay hồi chuyển L3GD20: cung cấp dữ liệu vận tốc góc qua truyền thông SPI.
- Battery: Nguồn cung cấp năng lượng duy trì hoạt động của hệ thống.
- Modul HC05: thực hiện việc truyền nhận dữ liệu giữa MCU và Smartphone.
- Smartphone: Cung cấp tín hiệu điều khiển cho MCU thông qua truyền thông không dây Bluetooth.



Hình 3.9 Quadrotor được thiết kế

Bảng 3.5 Bảng tổng hợp thiết bị

Stt	Chi tiết	Khối lượng (g)	Số lượng	Tổng khối lượng (g)
1	Khung F450	280	1	280
2	Càng đáp	100	1	100
3	Động cơ A2212 1400kv	50	4	200
4	Pin LiPo Tiger	400	1	400
5	ESC	45	4	180
6	Kit STM32F411	100	1	100
7	Khác	100	—	100
Tổng				1360

3.2 Thiết kế phần mềm

3.2.1 Thiết kế ứng dụng điều khiển

Để thuận lợi cho việc điều khiển mô hình, cũng như thu thập dữ liệu trong quá trình thực nghiệm, chúng em đã thiết kế một ứng dụng điện thoại và kết nối điều khiển thông qua truyền thông Bluetooth với MIT App Inventor.

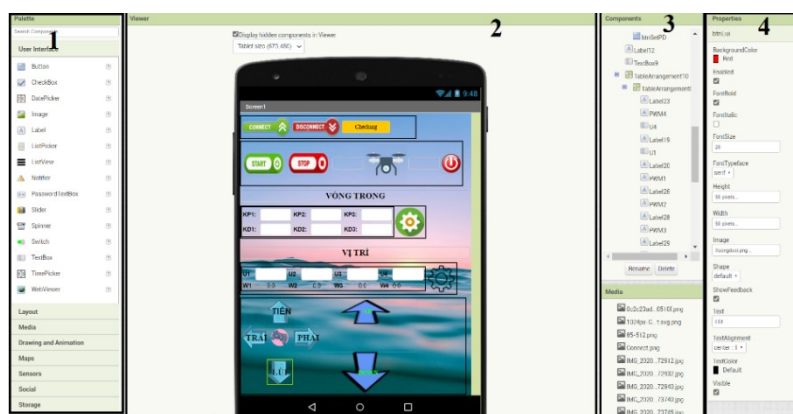
MIT App Inventor dành cho Android là một ứng dụng web nguồn mở ban đầu được cung cấp bởi Google và hiện tại được duy trì bởi Viện Công nghệ Massachusetts (MIT). Nền tảng cho phép nhà lập trình tạo ra các ứng dụng phần mềm cho hệ điều hành Android (OS). Bằng cách sử dụng giao diện đồ họa, nền tảng cho phép người dùng kéo và thả các khối mã (Blocks) để tạo ra các ứng dụng có thể chạy trên thiết bị Android.

Người dùng MIT App Inventor không nhất thiết là lập trình viên. App Inventor không đòi hỏi bạn phải có kiến thức về lập trình. Thay vì viết các câu lệnh, bạn có thể thiết kế bộ mặt ứng dụng theo ý mình một cách trực quan và lắp ráp các thẻ lệnh để diễn đạt chức năng của phần mềm. Chính vì vậy, MIT App Inventor khá thích hợp làm công cụ lập trình cho những sinh viên không thuộc nhóm ngành công nghệ thông tin, phục vụ cho các dự án liên quan.

Để có thể sử dụng công cụ lập trình MIT App Inventor, ta tiến hành truy cập vào trang web <http://ai2.appinventor.mit.edu>. Sau đó sử dụng tài khoản Google của mình để tiến hành tạo mới hoặc quản lý các dự án của mình.

a) Thiết kế giao diện

Tại màn hình ứng dụng web mặc định được chia thành 4 phần như sau:



Hình 3.10 Giao diện MIT App Inventor

- Palette (1): Chứa các thành phần có thể đặt lên trên Screen như: Button, Label, Image, Listview,... Đến các thành phần chức năng không thể thấy trên Screen như: BLE extension, Notifier, các sensors,...
- Viewer (2): Hiện thị giao diện screen. Kéo thả các thành phần từ khung Palette sang đây để thiết kế giao diện cho phần mềm của bạn.

- Components (3): Sơ đồ cây thể hiện cấu trúc các thành phần được bố trí trên Screen.
- Properties (4): Hiện thị thuộc tính của component tương ứng được chọn.

Ngoài ra còn khung Media chứa các file media tải lên để sử dụng trong chương trình như: ảnh icon, ảnh nền,...

Giao diện được thiết kế trong Đồ án này gồm có:

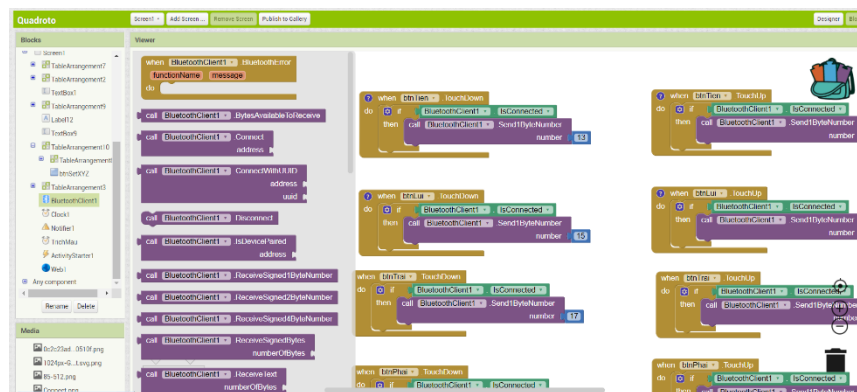
- Các button với chức năng: connect/disconnect Bluetooth, start/stop mô hình quadrotor, các nút điều hướng và tăng giảm gas.
- Các label và textbox với chức năng: hiển thị các dữ liệu được gửi trả về như tốc độ quay của các động cơ, giá trị U điều khiển.

b) Lập trình chức năng

Trong MIT AI2, code chính là các Blocks, việc của chúng ta là kéo thả các blocks này sang khung Viewer và kết nối chúng theo chức năng mong muốn.

Blocks gồm 2 nhóm chính:

- Các blocks chức năng cơ bản của một chương trình như: điều khiển luồng, logic, toán học, ký tự, biến,...
- Các blocks chức năng theo từng component trong ứng dụng: Mỗi component của ứng dụng đều có các block chức năng tương ứng như: BluetoothClient, Clock,...

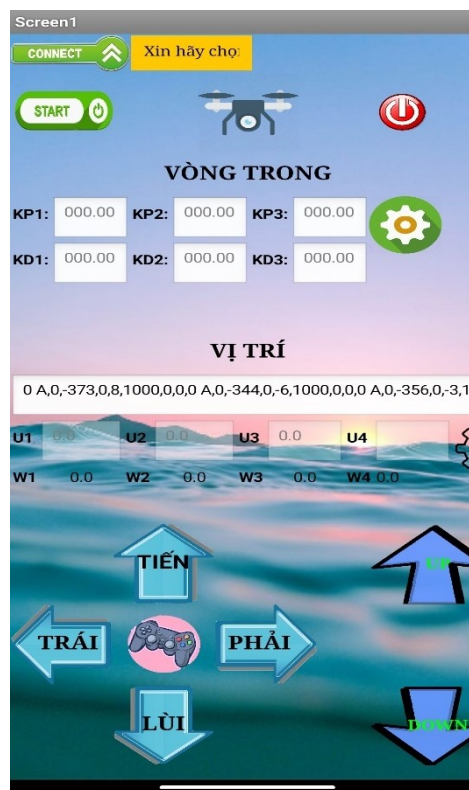


Hình 3.11 Giao diện lập trình blocks MIT AI2

Các sự kiện và dữ liệu truyền thông được truyền nhận thông qua block chức năng BluetoothClient được quy định như sau:

Bảng 3.6 Bảng giá trị truyền thông

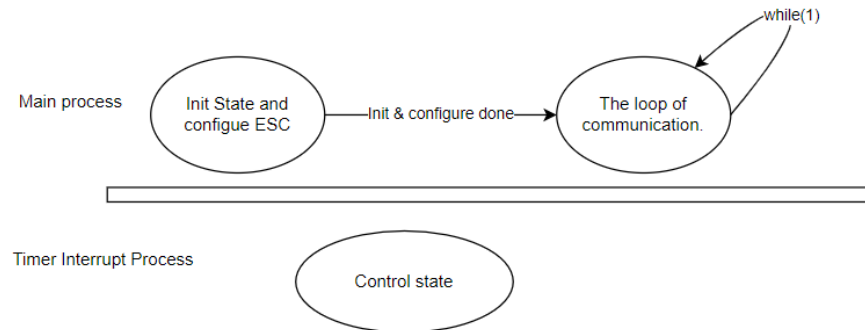
Giá trị byte	55 event click start button	66 event click stop button	13 Event Touch Down Tien button	14 Event Touch Up Tien button	15 Event Touch Down Lui button	16 Event Touch Up Lui button	17 Event Touch Down Left button
Giá trị byte	18 Event Touch Up Left button	19 Event Touch Down Right button	20 Event Touch Up Right button	21 Event Touch Down Up button	22 Event Touch Up Up button	23 Event Touch Down Down button	24 Event Touch Up Down button



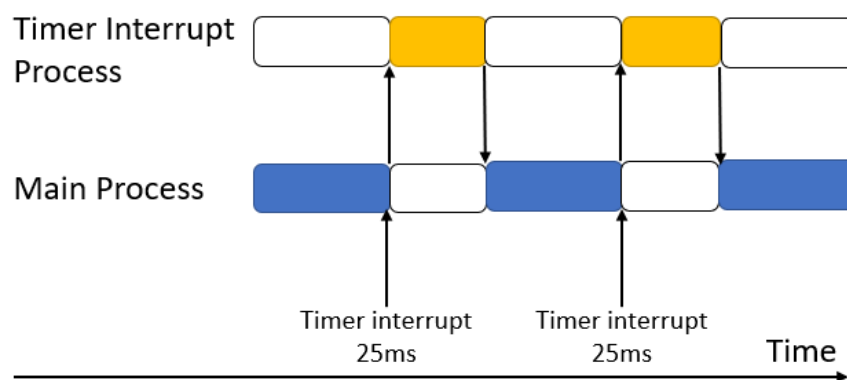
Hình 3.12 Giao diện ứng dụng điều khiển

3.2.2 Cấu trúc phần mềm điều khiển

Phần mềm được chia thành 2 process hoạt động độc lập với nhau. Sau khi khởi động, chương trình kích hoạt các ngoại vi của vi xử lý (I2C, SPI, Timer, GPIO,...) và cài đặt dải hoạt động cho ESC. Sau đó, Main Process và Timer Interrupt Process sẽ hoạt động tuần tự dựa vào ngắt timer được tạo mỗi 25ms.

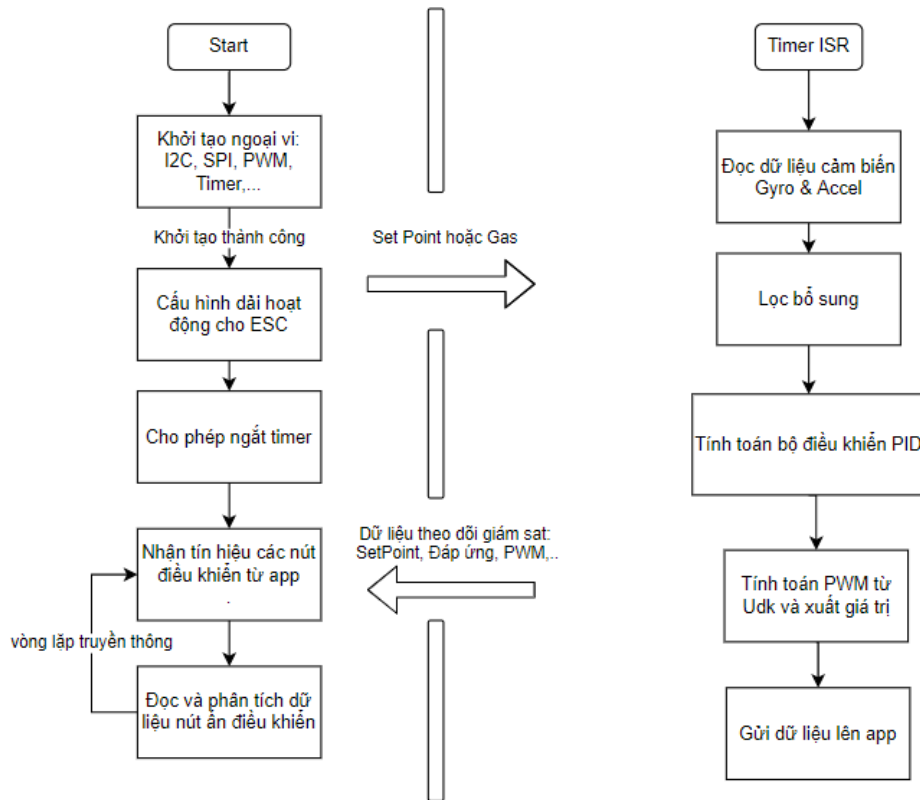


Hình 3.13 Cấu trúc các phần mềm điều khiển



Hình 3.14 Timeline hệ thống phần mềm điều khiển

Chức năng của Main Process là thiết lập các cấu hình trạng thái ban đầu cho thiết bị và sau đó luôn ở trong vào lặp đợi tín hiệu truyền thông từ ứng dụng điện thoại để thay đổi các giá trị của Set Point cũng như giá trị Gas (U1) tăng giảm tốc độ quay của động cơ. Timer Interrupt Process được thực hiện với chu kỳ trích mẫu là 25ms với nhiệm vụ quan trọng là thu thập và xử lý dữ liệu cảm biến, tính toán và xác định tham số điều khiển, xuất tín hiệu ra cơ cấu chấp hành và gửi dữ liệu cần giám sát qua truyền thông.



Hình 3.15 Chức năng các process phần mềm điều khiển

3.3 Xác định các thông số của hệ thống bằng thực nghiệm

3.3.1 Đo lực đẩy và tốc độ động cơ theo độ rộng xung

Để tuyến tính hóa được mô hình quadrotor, chúng ta cần xác định điểm làm việc (do chủ yếu máy bay được duy trì ở trạng thái treo nên ta lựa chọn đây là điểm làm việc). Thí nghiệm này nhằm mục đích xác định được điểm làm việc thông qua dải lực nâng động cơ và cánh quạt cung cấp với mỗi độ rộng xung điều khiển khác nhau. Từ đó ta có thể tìm ra dải PWM cho ESC giúp máy bay ở trạng thái treo.

Mặt khác do hệ thống sử dụng pin nên việc năng lượng được lấy từ nguồn pin sẽ bị giảm trong thời gian hoạt động một cách phi tuyến, theo tài liệu [1] công suất của pin được xác định bởi công thức:

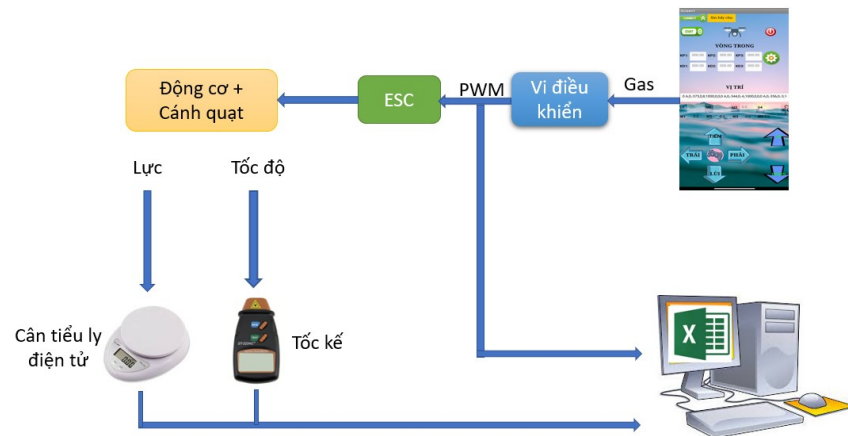
$$\begin{aligned} P_{batt} &= V_{batt} * I_{batt} \\ P_M &= Torque * \omega \end{aligned} \quad (3-1)$$

Trong đó:

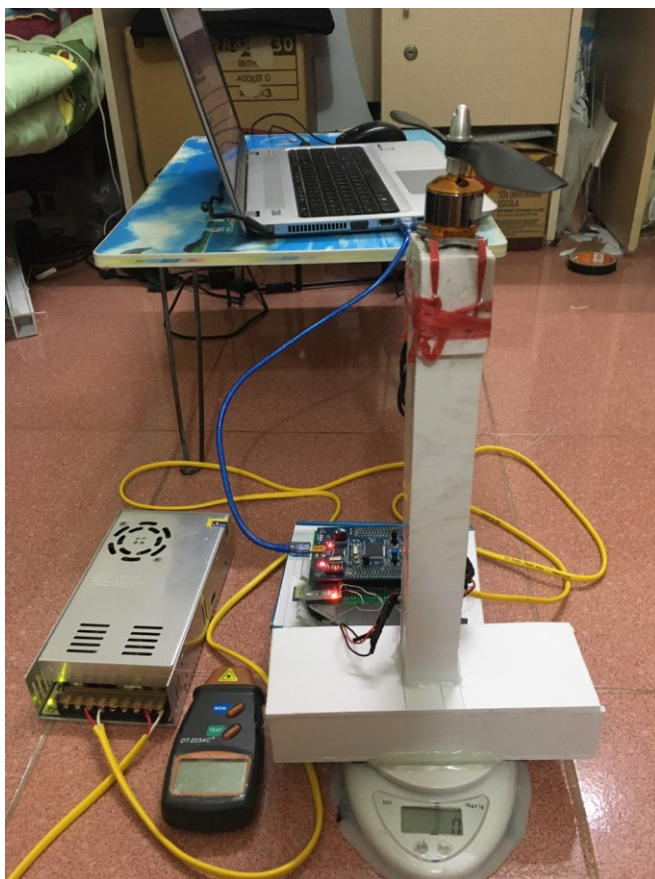
- P_{batt} : công suất của pin tạo ra
- V_{batt} : điện áp ra của pin
- I_{batt} : dòng xả của pin
- P_M : Công suất động cơ

- *Torque* : Mô men xoắn trên trục động cơ sinh ra
- ω : tốc độ góc trên trục động cơ

Động cơ BLDC sẽ chuyển công suất thành mô men xoắn trên trục của nó với tốc độ góc ω . Do đó, theo điều kiện năng lượng của pin, lực đẩy đầu ra sẽ không cố định trong khi giá trị PWM là không đổi. Để có được dữ liệu chính xác hơn, chúng em tiến hành thí nghiệm với các điều kiện điện áp khác nhau (11/11.5/12/12.5V) và lấy giá trị trung bình để sử dụng thực tế. Thí nghiệm được thực hiện với sơ đồ và các thiết bị dưới đây:

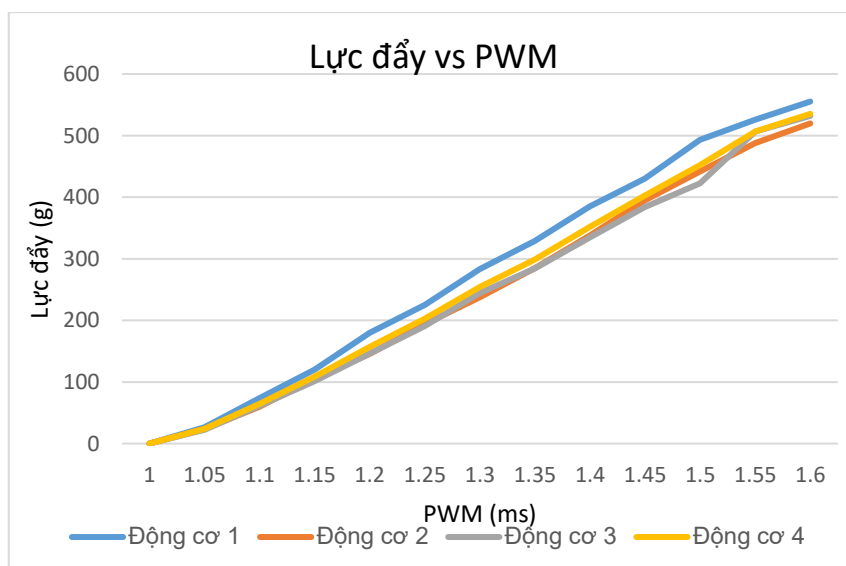


Hình 3.16 Sơ đồ thí nghiệm đo lực đẩy và tốc độ động cơ theo PWM

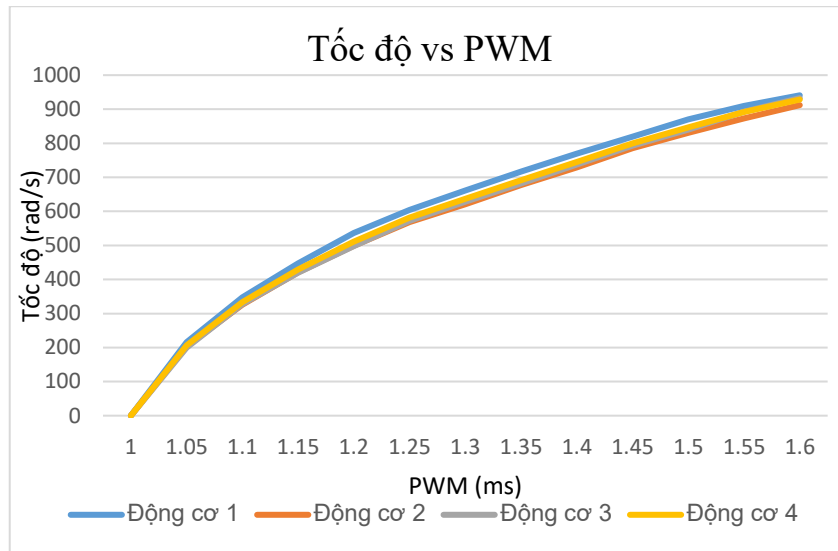


Hình 3.17 Thiết bị thí nghiệm đo lực đẩy và tốc độ

Sau khi tiến hành lần lượt cho bốn cụm động cơ, cánh quạt và ESC, ta thu được mối liên hệ giữa lực đẩy và tốc độ động cơ theo độ rộng xung trên các đồ thị sau:



Hình 3.18 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy với độ rộng xung



Hình 3.19 Đồ thị mối liên hệ giữa tốc độ động cơ với độ rộng xung

Tổng khối lượng của máy là 1360g. Do đó để thực hiện bay treo, mỗi động cơ cần một lực đẩy tối thiểu là $1360g / 4 = 340g$. Như vậy lực đẩy này ứng với độ rộng xung cần cấp cho mỗi ESC tương ứng như sau:

Bảng 3.7 Giá trị trung bình PWM và tốc độ trong trạng thái treo

Đơn vị	ESC 1	ESC 2	ESC 3	ESC 4	Trung bình
PWM(ms)	1.3598	1.4022	1.4053	1.3889	1.3890
Rad/s	727.1310	731.6934	743.5253	733.5773	733.9817

Trong bài toán này, chúng em coi động cơ điều khiển hoàn toàn được nhờ ESC; mặt khác hàm truyền của động cơ một chiều bao gồm một khâu tỉ lệ và một khâu quán tính bậc hai với hai điểm cực lần lượt liên quan tới yếu tố cơ khí và điện của động cơ. Do yếu tố điện có ảnh hưởng không đáng kể (nhỏ hơn so với ảnh hưởng của mô-men quán tính của động cơ), ta có thể loại bỏ một điểm cực và coi gần đúng hàm truyền động cơ là khâu quán tính bậc nhất. Như vậy, hàm truyền cần xác định có dạng:

$$\frac{K}{1 + \tau s} \quad (3-2)$$

Với dữ liệu tốc độ quay của bốn động cơ ta thu được mối quan hệ giữa tốc độ của từng động cơ với độ rộng xung khi quadrotor đang trong trạng thái treo. Đây cũng chính là hệ số K trong hàm truyền động cơ. Hằng số thời gian τ cho biết tốc độ đáp ứng của cụm ESC và động cơ, là khoảng thời gian để đạt được tín hiệu đầu ra mong muốn từ khi có tín hiệu điều khiển. Do thiếu thiết bị thực nghiệm nên

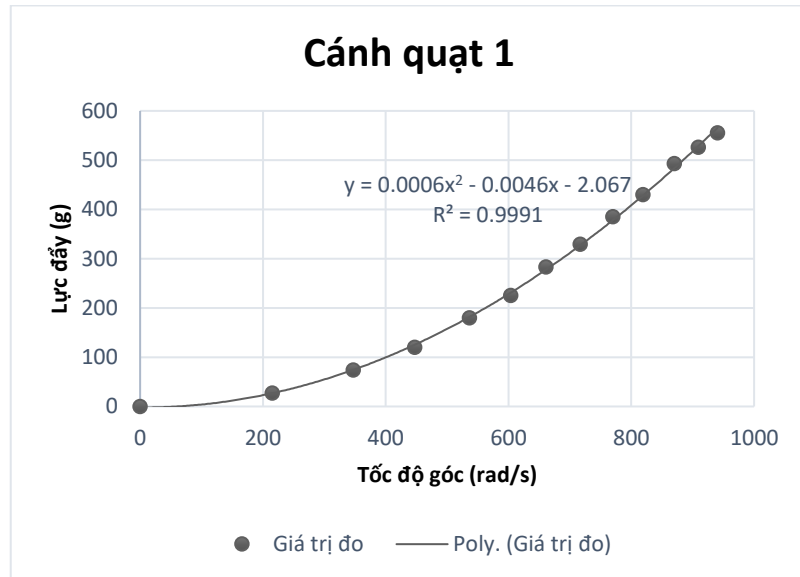
chúng em chỉ tiến hành thực nghiệm để xác định hệ số K và tham khảo hằng số thời gian τ trong các bài thí nghiệm trên Internet.

Từ đó ta có hàm truyền động cơ là:

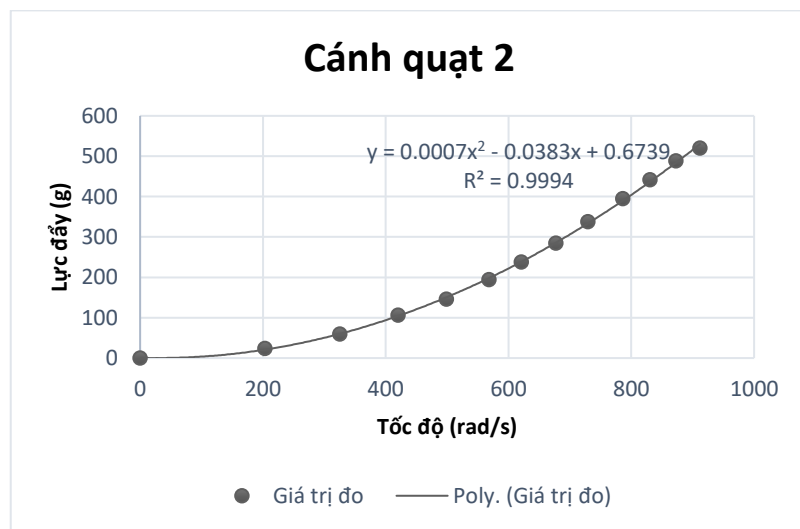
$$\begin{aligned} G_{dc} &= \frac{733.9817}{1 + 0.036s} \left(\frac{\text{Rad} / s}{ms} \right) \\ &= \frac{0.734}{1 + 0.036s} \left(\frac{\text{Rad} / s}{\mu s} \right) \end{aligned} \quad (3-3)$$

3.3.2 Xác hệ số đẩy b của động cơ và cánh quạt

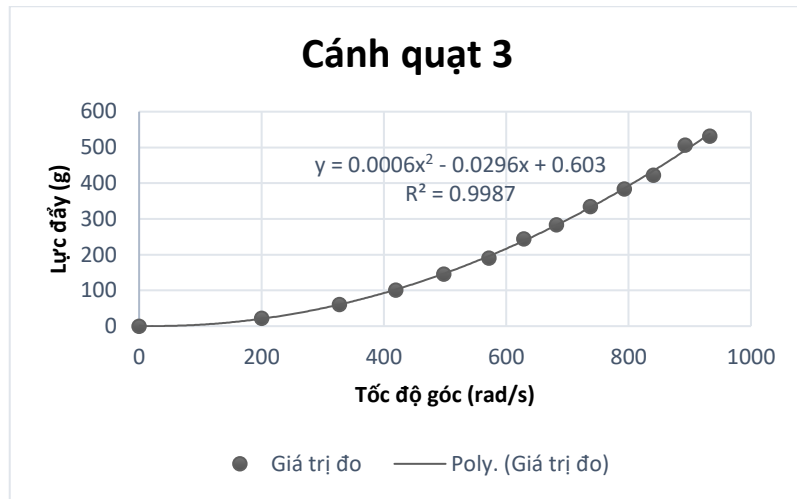
Từ kết quả thực nghiệm trên, ta liên hệ được lực đẩy và tốc độ động cơ thông qua giá trị trung gian là độ rộng xung.



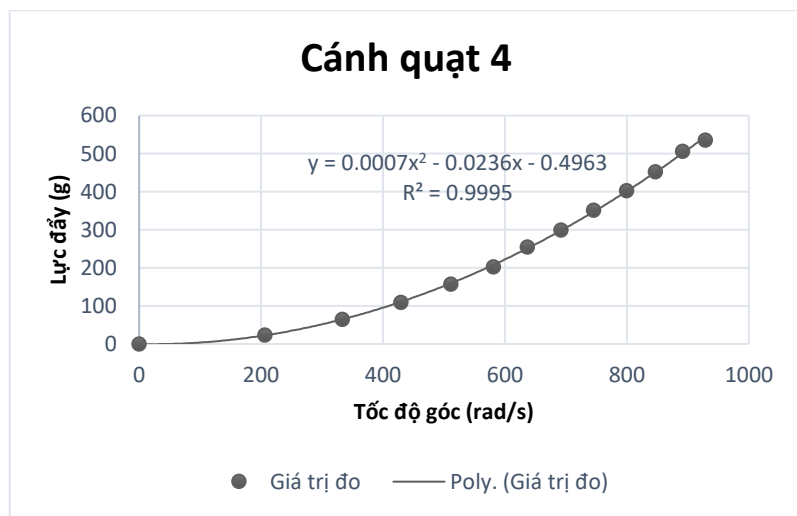
Hình 3.20 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 1



Hình 3.21 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 2



Hình 3.22 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 3



Hình 3.23 Đồ thị mối liên hệ giữa lực đẩy cánh quạt và tốc độ động cơ cánh 4

Liên hệ với lý thuyết cánh bay trong bài báo [1], ta đã biết lực đẩy tạo ra bởi cánh quạt liên hệ với tốc độ theo phương trình:

$$T_i = C_T \rho A^2 R^2 \omega_i^2 = b \omega_i^2 \quad (3-4)$$

Trong đó:

- C_T : hằng số không thứ nguyên
- A : Diện tích quét bởi cánh khi quay (m^2)
- R : bán kính đĩa tròn quét lên bởi cánh khi quay (m)
- ω_i : tốc độ góc của động cơ thứ i (rad/s)
- ρ : khối lượng riêng của không khí (kg/m^3)
- b : Hệ số đẩy

Độ cao khi hoạt động của quadrotor không thay đổi nhiều do đó khối lượng riêng của không khí được coi xấp xỉ bằng hằng số. Do góc đặt cánh cố định nên hằng số C_T cũng có thể coi là một hằng số. Vì vậy, mối liên hệ giữa lực đẩy và tốc

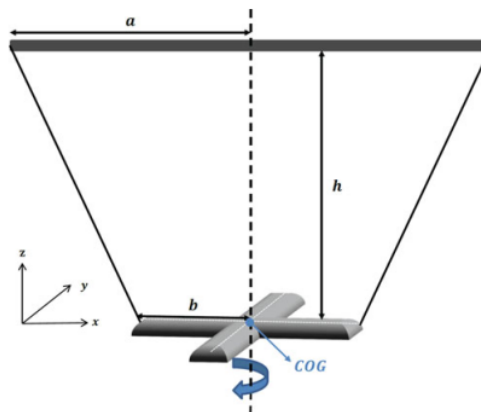
độ của cánh quạt là một hàm bậc hai. Sử dụng phương pháp bình phương nhỏ nhất, ta xác định gần đúng các hàm này từ dữ liệu thực nghiệm. Khi đó ta thu được hệ số lực đẩy b cho 4 cánh quạt tương ứng với 4 động cơ.

Bảng 3.8 Hệ số lực đẩy b trung bình

Đơn vị	Cánh quạt 1	Cánh quạt 2	Cánh quạt 3	Cánh quạt 4	Trung bình
Không thứ nguyên	0.0006	0.0007	0.0006	0.0007	0.00065

3.3.3 Xác định mô men quán tính trục

Mô men quán tính là một thông số quan trọng cho mô hình hóa động lực học của hệ thống. Do đó, các phép đo hoặc các ước lượng về mô men quán tính là cần thiết trong quá trình thiết kế và xác định động lực học quadrotor. Nó có thể được phân tích bằng cách tổng hợp các phần tử riêng lẻ của quadrotor; tuy nhiên phương pháp này là không dễ áp dụng vào hệ thống có cấu tạo hỗn hợp và phức tạp. Vì vậy chúng em tiến hành sử dụng phương pháp Bifilar Torsional (phương pháp 2 dây).



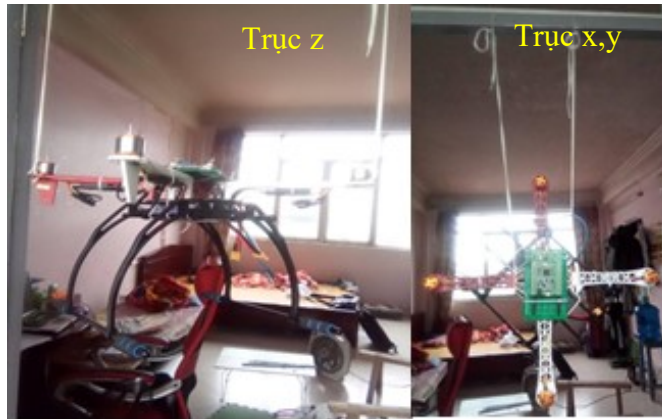
Hình 3.24 Phương pháp Bifilar Torsional

Phương pháp Bifilar Torsional bao gồm một đối tượng thử nghiệm được treo bằng hai dây mảnh, có cùng chiều dài, chiều cao h và hai vị trí tách biệt a và b được xác định từ tâm trọng lực của quadrotor. Quadrotor được người điều khiển làm cho dao động quanh trục thẳng đứng qua tâm của nó. Khoảng thời gian của dao động được ghi lại. Dựa theo bài báo [1], ta có công thức xác định mô men quán tính các trục như sau:

$$\ddot{\theta} + \frac{ab.m}{I_z h} \theta = 0$$

$$\Rightarrow W^2 = \left(\frac{2\pi}{T} \right)^2 = \frac{ab.m}{I_z h} \quad (3-5)$$

$$\Rightarrow I_z = \left(\frac{T}{2\pi} \right)^2 \frac{ab.m}{h}$$



Hình 3.25 Thí nghiệm Bifilar Torsional

Kết quả thực nghiệm thu được: $I_x = I_y = 0.013493$; $I_z = 0.023938$.

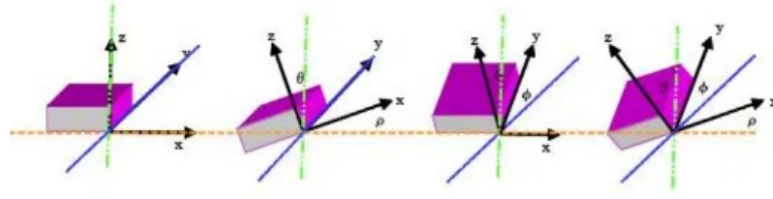
3.4 Thực nghiệm và kết quả

3.4.1 Xử lý dữ liệu cảm biến và bộ lọc

Dựa trên hai cảm biến sẵn có trên board chúng ta có thể tính toán và ước lượng tín hiệu các góc pitch, roll và yaw phản hồi về bộ điều khiển với các cách như sau:

- Sử dụng cảm biến gia tốc.
- Sử dụng cảm biến con quay hồi chuyển.
- Sử dụng bộ lọc bổ sung Complementary kết hợp 2 cảm biến trên.
 - a) Tính góc định hướng với cảm biến gia tốc

Để tính toán góc từ gia tốc kế, chúng ta dựa vào thức tế là có một lực hấp dẫn không đổi $1g$ ($9.8m/s^2$) hướng xuống dưới. Nếu không có lực bổ sung nào tác động lên gia tốc kế, độ lớn của gia tốc được phát hiện sẽ luôn đo được là $1g$ và chuyển động quay của cảm biến có thể được tính từ vị biểu kiến như hình 3.26. Nếu trục Z thẳng dọc theo vector gia tốc trọng trường thì không thể tính chuyển động quay quanh trục Z từ gia tốc kế.



Hình 3.26 Tính góc định hướng bằng cảm biến gia tốc

$$\begin{aligned}
 \phi &= \arctan\left(\frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}}\right) \\
 \theta &= \arctan\left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}}\right) \\
 \psi &= \arctan\left(\frac{M_{y2}}{M_{x2}}\right) \quad \text{for } M_{x2} > 0 \text{ and } M_{y2} \geq 0 \\
 &= 180^\circ + \arctan\left(\frac{M_{y2}}{M_{x2}}\right) \quad \text{for } M_{x2} < 0 \\
 &= 360^\circ + \arctan\left(\frac{M_{y2}}{M_{x2}}\right) \quad \text{for } M_{x2} > 0 \text{ and } M_{y2} \leq 0 \\
 &= 90^\circ \quad \text{for } M_{x2} = 0 \text{ and } M_{y2} < 0 \\
 &= 270^\circ \quad \text{for } M_{x2} = 0 \text{ and } M_{y2} > 0
 \end{aligned} \tag{3-6}$$

Với:

$$\begin{aligned}
 M_{x2} &= M_{x1} \cos \phi + M_{z1} \sin \phi \\
 M_{y2} &= M_{x1} \sin \theta \sin \phi + M_{y1} \cos \theta - M_{z1} \sin \theta \cos \phi
 \end{aligned} \tag{3-7}$$

Trong đó:

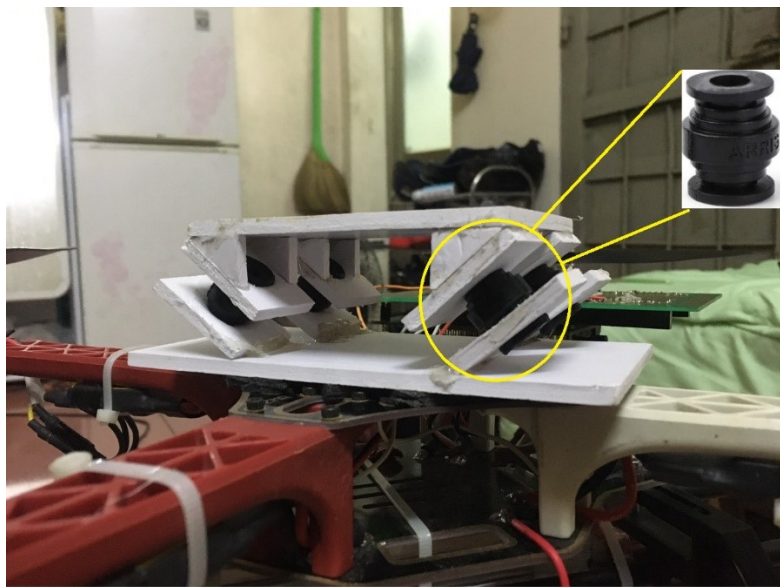
- A_x : là gia tốc theo trục x.
- A_y : là gia tốc theo trục y.
- A_z : là gia tốc theo trục z.
- M_{x1} : là từ trường theo trục x.
- M_{y1} : là từ trường theo trục y.
- M_{z1} : là từ trường theo trục z.

Điều quan trọng là gia tốc kế cung cấp góc định hướng chính xác miễn là trọng lực là lực duy nhất tác động lên cảm biến. Tuy nhiên, khi di chuyển và xoay cảm biến, chúng ta đang tác động lực lên nó. Kết quả thực tế là dữ liệu gia tốc kế

có xu hướng rất nhiều với các nhiễu loạn ngắn hạn. Nếu chúng có thể được tính trung bình, thì gia tốc kế sẽ cung cấp kết quả chính xác theo thời gian dài.

Sự rung động tạo trên máy bay sẽ là một trong các yếu tố trực tiếp gây ra các nhiễu loạn, ảnh hưởng đến độ chính xác của cảm biến. Nguồn rung động chủ yếu là bốn động cơ của máy bay vì vậy cần tìm biện pháp cách ly, giảm thiểu rung động này truyền đến cảm biến được tích hợp trên board. Điều này có thực hiện bằng các giải pháp như sau:

- Nối giá đỡ mạch với phần kết nối của máy bay thông qua các đệm cao su giảm chấn hình trụ.



Hình 3.27 Giải pháp chống rung

- Giải quyết vấn đề khối lượng 2 bên cánh không cân bằng gây nên lực hướng tâm không đều giữa 2 bên cánh tạo sự rung lắc. Giải pháp là làm cho khối lượng 2 bên này bằng nhau bằng việc sử dụng thiết bị cân bằng cánh.



Hình 3.28 Thiết bị cân bằng cánh

b) Tính góc định hướng với cảm biến con quay hồi chuyển

Tính toán góc định hướng từ cảm biến con quay hồi chuyển thì khác, vì con quay hồi chuyển đo vận tốc góc (tốc độ thay đổi theo góc định hướng). Để tính toán góc định hướng, trước tiên chúng ta phải khởi tạo vị trí cảm biến với một giá trị đã biết, sau đó đo vận tốc góc quanh các trục X, Y và Z tại các khoảng thời gian đo được (Δt). Khi đó góc định hướng mới sẽ là góc ban đầu cộng với sự thay đổi ($\omega \cdot \Delta t$).

$$\begin{aligned} \text{Angle}(0) &= \text{const} \\ \text{Angle}(k) &= \text{Angle}(k-1) + \omega \cdot \Delta \end{aligned} \quad (3-8)$$

Với cách tiếp cận này, chúng ta đang tích hợp cộng nhiều khoảng thời gian được tính nhỏ để xác định góc. Liên tục cộng các giá số $\omega \cdot \Delta t$ sẽ dẫn đến sai số hệ thống nhỏ trở nên lớn theo thời gian. Đây là nguyên nhân gây ra sự trôi dạt của con quay hồi chuyển, và theo thời gian dài, dữ liệu của con quay sẽ càng ngày càng trở nên không chính xác.

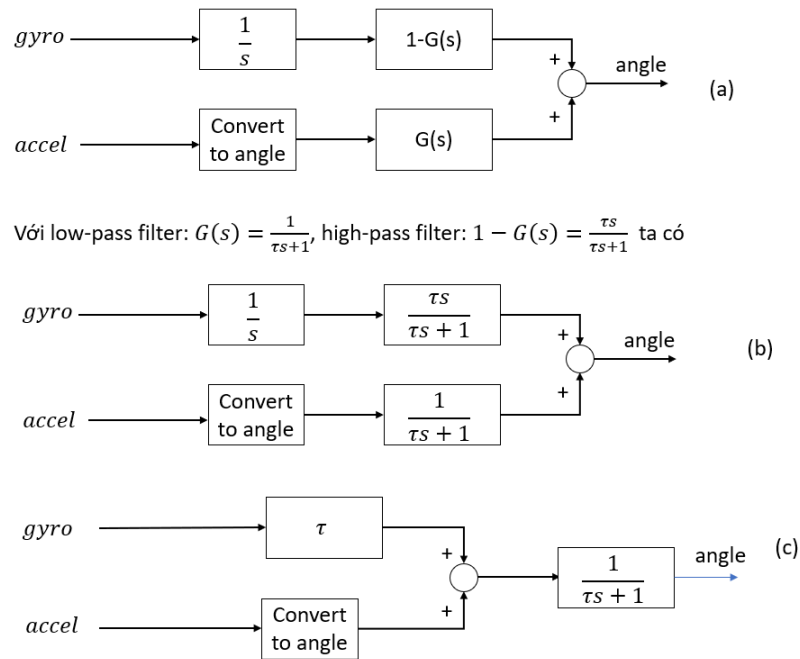
c) Bộ lọc bổ sung – Complementary filter.

Như đã giải thích ở trên, cả dữ liệu gia tốc kế và con quay hồi chuyển đều bị sai số hệ thống. Gia tốc kế cung cấp dữ liệu chính xác trong dài hạn, nhưng gây nhiễu trong ngắn hạn, nhưng sự tích hợp kết quả đo từ cảm biến con quay hồi chuyển lại cho kết quả bị trôi dạt theo thời gian dài. Giải pháp cho những vấn đề này là kết hợp dữ liệu gia tốc kế và con quay hồi chuyển với nhau theo cách mà các lỗi sẽ có thể bị loại bỏ. Phương pháp tiêu chuẩn để kết hợp hai đầu vào này là bộ lọc Kalman, đây là một phương pháp khá phức tạp. May mắn thay, có một

phương pháp gần đúng đơn giản hơn để kết hợp hai kiểu dữ liệu này, được gọi là Complementary (bộ lọc bổ sung).

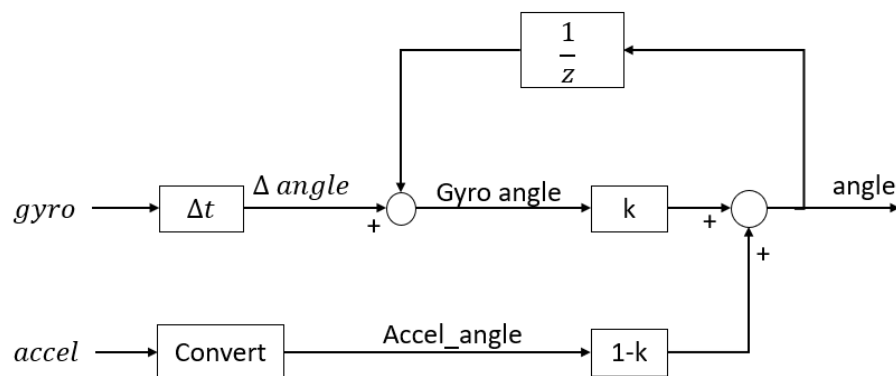
Do thành phần góc định hướng được tính theo cảm biến gia tốc nhạy cảm với nhiễu, ta sử dụng bộ lọc thông thấp để loại bỏ nhiễu cho thành phần góc tính bởi cảm biến gia tốc, sử dụng bộ lọc thông cao cho góc định hướng tính bởi cảm biến con quay hồi chuyển.

Dưới đây là cấu trúc bộ lọc Complementary đã trình bày ở trên:



Hình 3.29 Cấu trúc bộ lọc bổ sung

Từ lý thuyết trên ta triển khai được bộ lọc bổ sung rời rạc như sau:



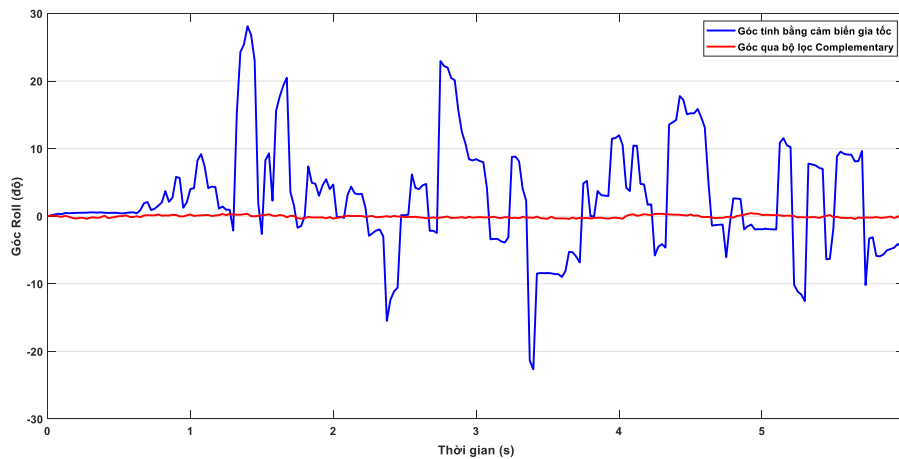
Hình 3.30 Cấu trúc bộ lọc bổ sung trong miền rời rạc

Thật vậy:

$$\begin{aligned} roll_angle &= (1-k) * accel_angle + k * (gyro * \Delta t + \frac{roll_angle}{z}) \\ roll_angle - roll_angle * \frac{k}{z} &= (1-k) * accel_angle + k * gyro * \Delta t \quad (3-9) \\ roll_angle &= [(1-k) * accel_angle + k * gyro * \Delta t] * \frac{z}{z-k} \end{aligned}$$

Thành phần $\frac{z}{z-k}$ tương ứng bộ lọc thông thấp $\frac{1}{\tau s + 1}$ hình 3.29c. Hệ số $k \in (0,1)$ được điều chỉnh và lựa chọn để thu được kết quả lọc tốt nhất. Với thời gian trích mẫu ngắn 25ms, chúng ta cần đánh giá cao thành phần góc định hướng được tính bởi cảm biến con quay hồi chuyển để đem lại kết quả chính xác cao hơn. Qua quá trình điều chỉnh và lựa chọn hằng số k, giá trị của k là 0.98 cho kết quả tốt nhất.

Sau khi áp dụng các phương pháp chống rung, nhiễu và bộ lọc Complementary ở trên, chúng em thu được kết quả như sau:



Hình 3.31 Kết quả sử dụng bộ lọc bổ sung

Kết quả có được khi cố định quadrotor trên mặt đất (các góc Pitch và Roll xấp xỉ bằng 0) và chạy các động cơ với tốc độ đủ để giữ máy bay ở trạng thái hover. Từ đồ thị, ta có thể thấy góc tính bằng cảm biến gia tốc rất nhạy cảm với nhiễu và cho kết quả không chính xác. Nhưng với bộ lọc bổ sung, nhiễu được gần như loại bỏ cho cho dữ liệu đáng tin cậy.

Để đơn giản hóa bài toán điều khiển quadrotor, ta tiến hành xét riêng các bài toán thiết kế bộ điều khiển cho từng chuyển động và coi như chúng hoạt động độc lập với nhau. Các bài toán có thể xét đến bao gồm:

- Ổn định góc Pitch
- Ổn định góc Roll
- Ổn định góc Yaw

3.4.2 Giải thuật ổn định các góc Roll, Pitch và Yaw

Sơ đồ điều khiển PID được đặt tên theo ba khâu hiệu chỉnh đó là khâu tỉ lệ, khâu tích phân và khâu vi phân, đầu ra điều khiển tốc độ của bốn động cơ là tổng của 3 khâu này.

Ta có:

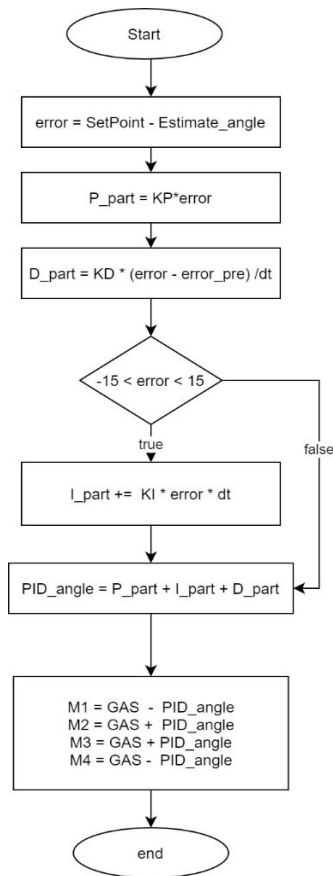
$$PID_angle = P_part + I_part + D_part \quad (3-10)$$

Trong đó

P_part là thành phần đầu ra khâu tỉ lệ

I_part là thành phần đầu ra khâu tích phân

D_part là thành phần đầu ra khâu vi phân



Hình 3.32 Giải thuật ổn định góc Roll, Pitch và Yaw

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 đề tài này, đối với việc chỉnh định góc Roll và Pitch, chúng em sử dụng phương pháp Ziegler – Nichols kết hợp thực nghiệm.

Bảng 3.9 Phương pháp Ziegler - Nichols

Dạng khiển	điều	K_p	T_i	T_d
P		$0.5K_{th}$		
PI		$0.45K_{th}$	$0.85T_{th}$	
PID		$0.6K_{th}$	$0.5T_{th}$	$0.12T_{th}$

Trong đó K_{th} là hệ số khuếch đại tới hạn, T_{th} là thời gian dao động.

Cách lựa chọn thông số K_p , K_i , K_d cho thí nghiệm cân bằng trực:

- Bước 1: tăng giá trị Gas đưa tốc độ của 2 động cơ lên đến tốc độ ở trạng thái treo.
- Bước 2: Tăng K_p cho tới khi xuất hiện dao động. Sau đó giảm 10% giá trị K_p vừa tìm được.

- Bước 3: Tăng Kd cho tới khi xuất hiện dao động được triệt tiêu rồi bắt đầu dao động lại. Sau đó trừ 20% giá trị Kd vừa tìm được.
- Bước 4: Lặp lại bước 1 với những giá trị thay đổi nhỏ cho đến khi xuất hiện dao động.
- Bước 5: Tăng Ki cho đến khi máy bay ổn định và có khả năng triệt tiêu sai lệch tĩnh.
- Bước 6: Tinh chỉnh các thông số để mô hình đáp ứng tốt khi có sự ảnh hưởng bởi các yếu tố nhiễu bên ngoài như gió, lực tác động.

Việc cân bằng góc Roll và góc Pitch được thực hiện tương tự nhau.

Các thông số Kp, Ki, Kd được lựa chọn bằng cách kết hợp phương pháp thực nghiệm và Ziegler – Nichols. Các thông số thực nghiệm được xác định theo giá trị được lựa chọn bằng phương pháp Ziegler – Nichols sao cho giá trị thực nghiệm là các giá trị gần bằng với phương pháp này.

Còn đối với góc Yaw, chúng em dựa vào tài liệu [7] phân chỉnh định tham số cho bộ điều khiển PID để tiến hành chỉnh định tham số như sau:

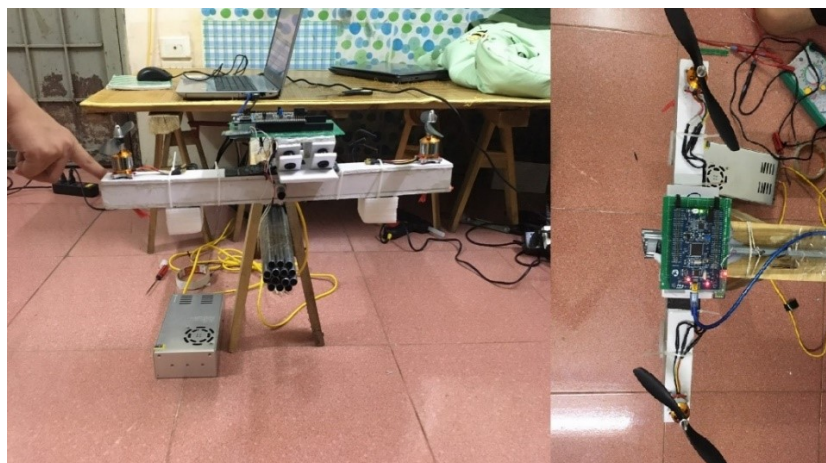
- Sử dụng tín hiệu đặt là tín hiệu bước nhảy để kiểm tra đáp ứng hệ thống
- Tăng thành phần Kp lên đến khi đạt độ vọt lố khoảng 10% và đáp ứng xác lập.
- Tăng KD để giảm độ vọt lố nhưng không được làm hệ thống quá nhạy với nhiễu.
- Tăng Ki để triệt tiêu sai lệch tĩnh, Ki không được quá lớn để tránh vọt lố cao.

Với yêu cầu bài toán được đặt ra như sau:

- Hệ thống ổn định tại vị trí cân bằng với mỗi trục.
- Hệ thống có khả năng tự trở lại trạng thái cân bằng và ổn định khi chịu nhiễu tác động sau tối đa 4-5 chu kỳ dao động.
- Hệ thống đáp ứng và bám theo giá trị đặt góc nghiêng được điều chỉnh bởi ứng dụng điều khiển

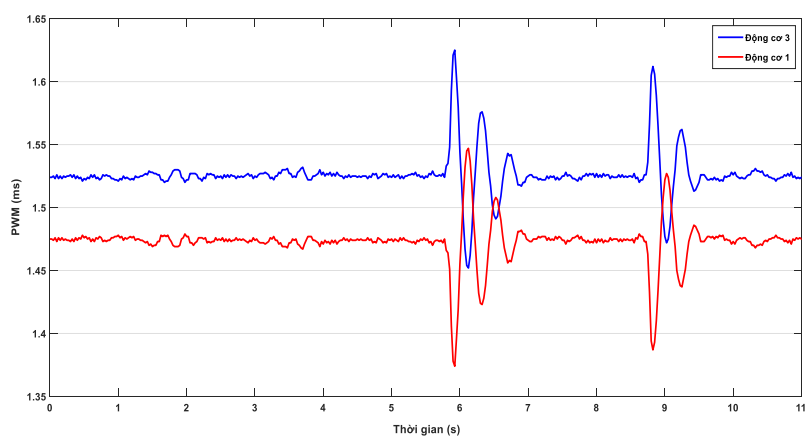
3.4.3 Thí nghiệm ổn định góc Roll

Với phương pháp điều khiển theo kiểu chữ thập, việc điều khiển ổn định góc Roll trong Đồ án sẽ được thực hiện với cặp động cơ 1 và 3. Thí nghiệm được thiết kế như hình sau:

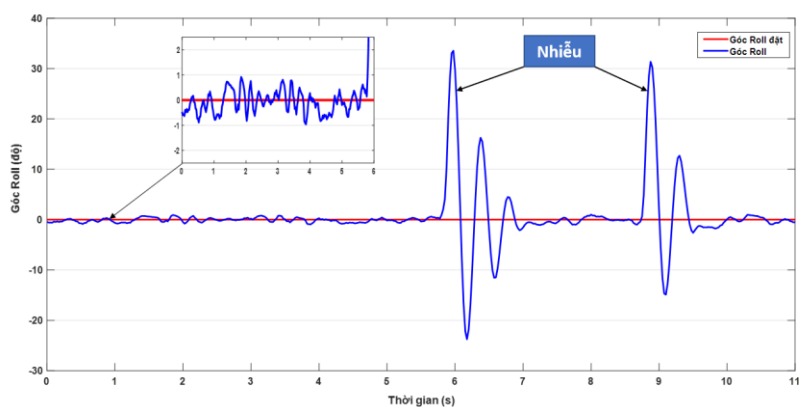


Hình 3.33 Hệ thống thí nghiệm ổn định góc Roll

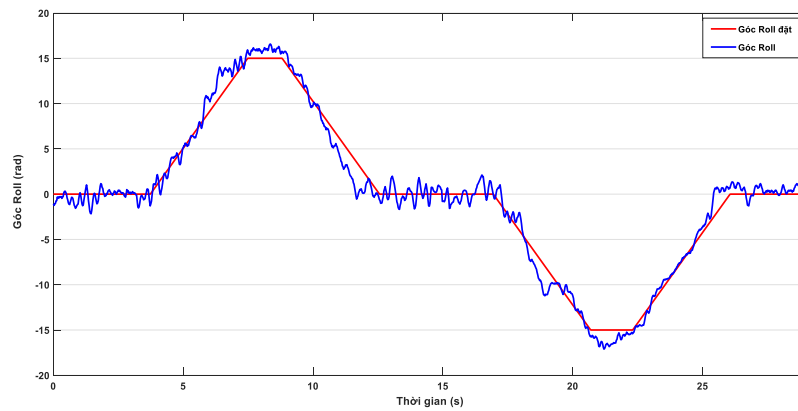
Sau quá trình xây dựng và tiến hành thực nghiệm tìm và điều chỉnh các hệ số K_p , K_i , K_d . Chúng em thu được đáp ứng được thể hiện ở đồ thị dưới đây:



Hình 3.34 Tín hiệu xung PWM ổn định góc Roll khi có nhiễu



Hình 3.35 Đáp ứng góc Roll khi có nhiễu



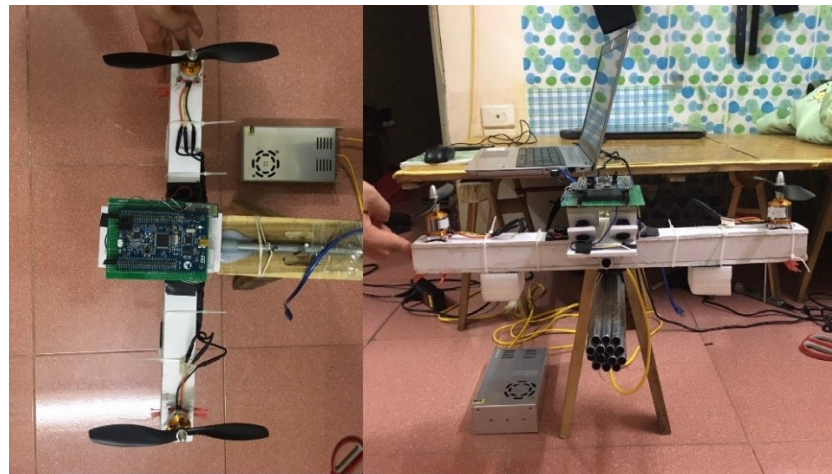
Hình 3.36 Đáp ứng góc Roll với tín hiệu hình thang

Nhận xét:

- Với đáp ứng góc đặt = 0° ở trạng thái treo, hệ thống giữ ổn định với dao động nằm trong khoảng $(-1^\circ, 1^\circ)$ và khi xảy ra nhiễu xảy ra hệ thống có khả năng quay lại trạng thái cân bằng sau 2 hoặc 3 chu kỳ dao động.
- Với đáp ứng tín hiệu hình thang, đáp ứng cơ bản đã bám theo được tín hiệu nhưng vẫn tồn tại sự dao động và vọt lố khoảng 13%.

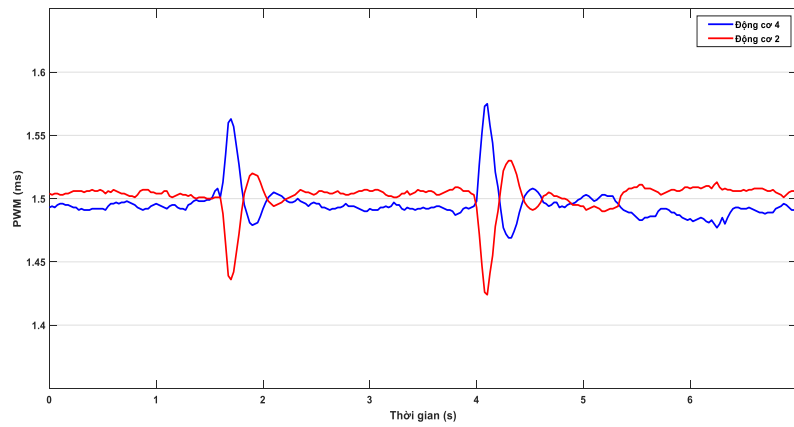
3.4.4 Thí nghiệm ổn định góc Pitch

Cùng cơ chế thí nghiệm như trên, ta thay đổi cặp động cơ thành 2 và 4 đồng thời xoay chiều của board để tiến hành xét góc Pitch của hệ thống.

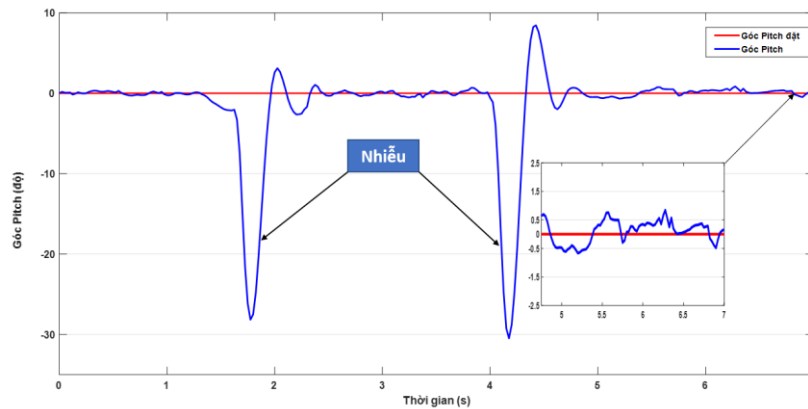


Hình 3.37 Hệ thống thí nghiệm ổn định góc Pitch

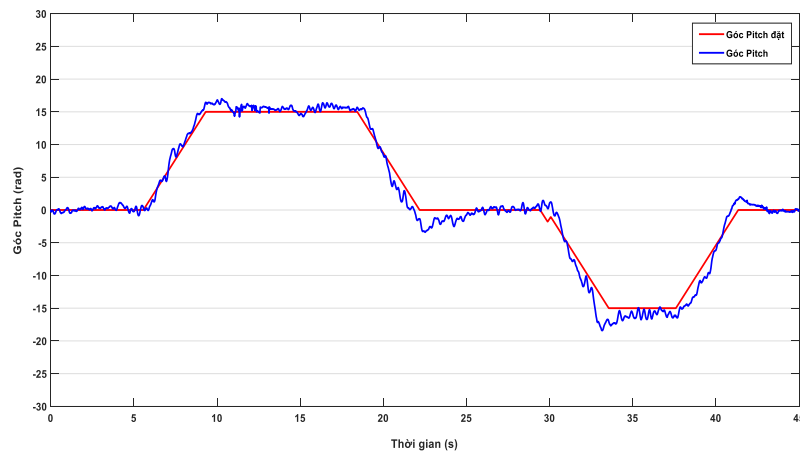
Kết quả thí nghiệm đạt được:



Hình 3.38 Tín hiệu xung PWM ổn định góc Pitch khi có nhiễu



Hình 3.39 Đáp ứng góc Pitch khi có nhiễu



Hình 3.40 Đáp ứng góc Pitch với tín hiệu hình thang

Nhận xét:

- Với đáp ứng góc đặt = 0° ở trạng thái treo, hệ thống giữ ổn định với dao động nằm trong khoảng $(-1^\circ, 1^\circ)$ và khi xảy ra nhiễu xảy ra hệ thống có khả năng quay lại trạng thái cân bằng sau 1 hoặc 2 chu kỳ dao động.

- Với đáp ứng tín hiệu hình thang, đáp ứng cơ bản đã bám theo được tín hiệu nhưng vẫn tồn tại sự dao động và vọt lố tương đối lớn khoảng 20%.

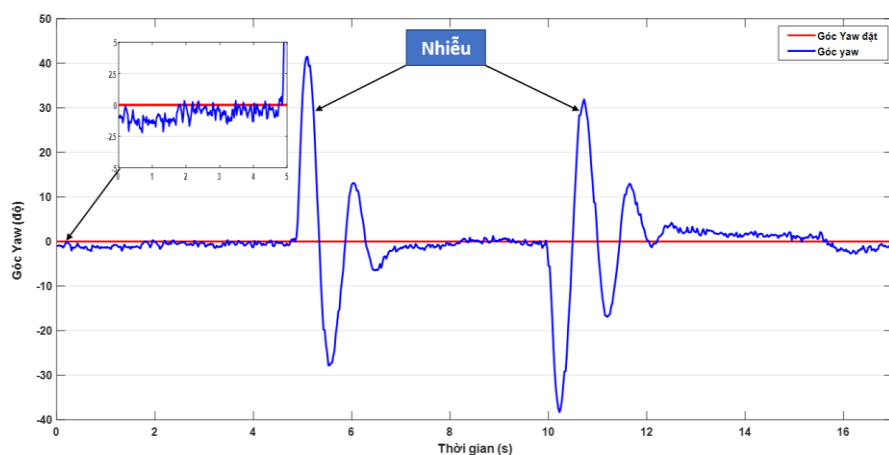
3.4.5 Thí nghiệm ổn định góc Yaw

Việc ổn định góc Yaw là rất cần thiết để máy bay không bị xoay tròn, việc ổn định kém góc này có thể làm hệ thống không thể cất cánh. Dù mục tiêu thiết kế không bao gồm việc điều khiển góc Yaw bám theo góc đặt nhưng chúng em vẫn thực hiện kiểm tra đáp ứng của hệ thống cũng như chất lượng bộ điều khiển được thiết kế với đáp ứng góc đặt dạng xung vuông. Để thực hiện ổn định góc Yaw, chúng em thiết kế thí nghiệm như hình sau:

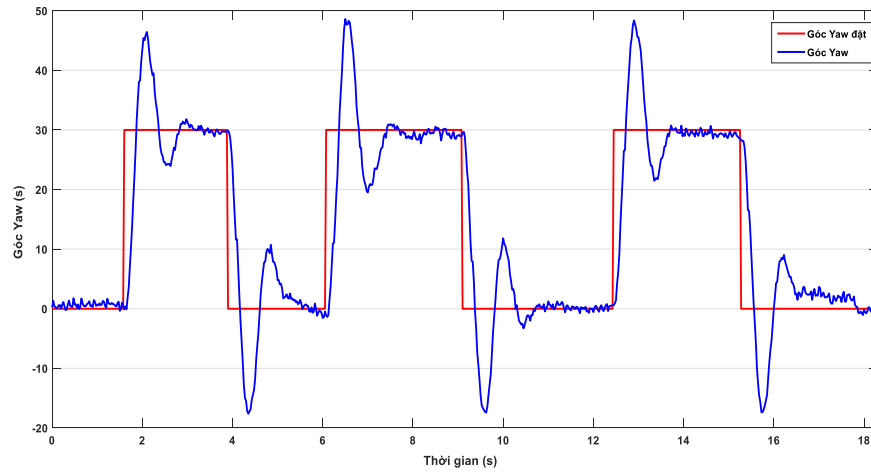


Hình 3.41 Hệ thống thí nghiệm ổn định góc Yaw

Với phương pháp chỉnh định đã nêu trên, chúng em đạt được kết quả như sau:



Hình 3.42 Đáp ứng góc Yaw khi có nhiễu



Hình 3.43 Đáp ứng góc Yaw với tín hiệu bước nhảy

Nhận xét:

- Với đáp ứng góc đặt cố định, hệ thống giữ ổn định với dao động nằm trong khoảng $\pm 2.5^\circ$ và khi xảy ra nhiễu xảy ra hệ thống có khả năng quay lại trạng thái cân bằng sau 1 hoặc 2 chu kỳ dao động.
- Với đáp ứng tín hiệu xung vuông, đáp ứng cơ bản đã bám theo được tín hiệu nhưng do bộ điều khiển chưa được chỉnh định tối ưu nên vẫn xảy ra vọt lố lớn. Đây là điều cần cải thiện nâng cao chất lượng hệ thống.

CHƯƠNG 4. KẾT LUẬN

Thông qua Đồ án, chúng em đã thu được những kinh nghiệm quý báu trong việc mô hình hóa và mô phỏng cho quadrotor nói riêng và các thiết bị bay không người lái nói chung. Bên cạnh đó, các thực nghiệm và thiết kế phần cứng cũng được chúng em tìm hiểu và tiếp thu. Tuy bước đầu còn nhiều khó khăn nhưng đã thu được kết quả nhất định trong bài toán ổn định góc Pitch, Roll và Yaw. Tuy nhiên trong việc thay đổi góc đặt đột ngột thì hệ thống có đáp ứng chưa tốt do chúng em chưa chỉnh định được thông số bộ điều khiển tối ưu.

Việc tiến hành chỉnh định bộ điều khiển để thực hiện cất cánh vẫn đang được tiến hành. Tuy nhiên, do khó khăn bởi tình hình dịch bệnh Covid-19, không gian thực nghiệm và thiết bị thực nghiệm còn nhiều hạn chế nên chưa thu được lại nhiều kết quả.

Các số liệu đo đạc, các chương trình xây dựng và kết quả ổn định các góc sẽ là cơ sở để hoàn thiện hơn sản phẩm này trong tương lai.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Y.-C. a. A. H.-S. Choi, “Nonlinear control of quadrotor for point tracking: Actual implementation and experimental tests,” *IEEE/ASME transactions on mechatronics*, tập 20, số 3, pp. 1179--1192, 2014.
- [2] W. T. Higgins, “A Comparison of Complementary and Kalman Filtering,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, số 3, pp. 321--325, 1975.
- [3] S. a. M. P. a. S. R. Bouabdallah, “Design and control of an indoor micro quadrotor,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA'04. 2004*, tập 5, pp. 4393--4398, 2004.
- [4] N. D. Phước, *Cơ sở lý thuyết điều khiển tuyến tính*, Hà Nội: Nhà xuất bản Bách Khoa Hà Nội, 2016.
- [5] N. D. Phước, *Phân tích và điều khiển hệ phi tuyến*, Hà Nội: Nhà xuất bản Bách Khoa Hà Nội, 2016.
- [6] I. STMicroelectronics, “www.st.com,” 2010. [Trực tuyến]. Available: <https://www.st.com/en/mems-and-sensors.html>.
- [7] G. Ellis, *Controll system design guide*, California, USA: Elsevier Academic Press, 2004.

PHỤ LỤC

BẢNG DỮ LIỆU LỰC NÂNG THEO ĐỘ RỘNG XUNG VÀ ĐIỆN ÁP

PWM(us)	Động cơ 1							
	11V		11.5V		12V		12.5V	
	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)
1050	22	1911	27	2003	28	2106	30	2212
1100	62	3191	72	3268	78	3357	83	3456
1150	109	4130	118	4224	124	4320	129	4414
1200	155	4886	173	5052	188	5200	203	5348
1250	201	5516	216	5679	234	5845	250	6021
1300	248	6050	270	6218	295	6403	319	6584
1350	285	6548	314	6741	344	6946	373	7141
1400	355	7039	376	7238	395	7457	414	7670
1450	395	7495	417	7702	441	7928	467	8158
1500	440	7903	474	8170	510	8441	548	8713
1550	470	8333	505	8572	545	8801	583	9027
1600	490	8534	534	8839	577	9132	620	9430

PWM(us)	Động cơ 2							
	11V		11.5V		12V		12.5V	
	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)
1050	23	1830	18.5	1903	25	1980	29.5	2056
1100	56	2980	59	3068	64	3150	59	3234
1150	93	3840	96	3958.5	109	4069	127	4189.5
1200	135	4490	141.5	4679	148	4858	158.5	5034
1250	175	5130	192.5	5320.5	200	5525	207.5	5732.5
1300	215	5650	225.5	5833	246	6024	263.5	6208
1350	251	6170	268	6364.5	295	6567	324	6769.5
1400	300	6600	325	6844	350	7082	375	7328
1450	370	7111	385.5	7376	403	7639	420.5	7895
1500	425	7570	435.5	7815	446	8052	459.5	8285
1550	460	7950	479	8207.5	496	8465	517	8712.5
1600	495	8350	512	8585	529	8830	543	9067

PWM(us)	Động cơ 3							
	11V		11.5V		12V		12.5V	
	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)
1050	20	1780	22	1871	23	1955	24	2036
1100	54	2960	59	3063	63	3178	69	3302
1150	98	3810	102	3935	102	4072	103	4210
1200	134	4542	141	4682	150	4830	159	4968
1250	177	5201	187	5364	195	5548	203	5727
1300	226	5712	239	5910	250	6100	262	6291
1350	258	6175	277	6405	292	6621	310	6843
1400	310	6693	327	6919	343	7163	359	7402
1450	358	7216	374	7445	393	7690	412	7934
1500	397	7693	411	7907	430	8140	451	8363
1550	435	8128	484	8389	530	8650	577	8918
1600	480	8540	513	8776	550	9024	585	9282

Động cơ 4								
PWM(us)	11V		11.5V		12V		12.5V	
	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)	Lực nâng(g)	Tốc độ(rpm)
1050	21	1840	22	1925	25	2013	27	2101
1100	57	3043	63	3133	68	3228	70	3330
1150	100	3926	105	4039	111	4153	119	4271
1200	141	4639	151	4804	162	4962	173	5116
1250	184	5282	198	5454	209	5639	220	5826
1300	229	5804	244	5987	263	6175	281	6361
1350	264	6297	286	6503	311	6711	335	6917
1400	321	6777	342	7000	362	7234	382	7466
1450	374	7274	392	7507	412	7752	433	7995
1500	420	7722	440	7964	462	8211	486	8453
1550	455	8137	489	8389	523	8638	559	8885
1600	488	8474	519	8733	552	8995	582	9259