

Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh
Trường Đại học Bách Khoa
Khoa Khoa học và Kỹ thuật Máy tính



Đề Cương Luận Văn

Đề tài: Hiện thực mô hình điều khiển tự động quadcopter theo cơ chế bầy đàn

Hội đồng : Kỹ Thuật Máy Tính
Giáo viên hướng dẫn : TS. Phạm Hoàng Anh
Giáo viên phản biện : Tên GV Phản Biện

Nhóm sinh viên thực hiện : **Trần Lê Minh** - 1412319
 Lê Huy Cường - 1410432
 Nguyễn Hoàng Thương - 1513396

Ngày 30 tháng 10 năm 2018

I think, therefore I am;
— René Descartes

Lời cam đoan

Nhóm cam đoan mọi điều được ghi trong báo cáo, cũng như mã nguồn là do nhóm tự thực hiện - trừ các kiến thức tham khảo có trích dẫn cũng như mã nguồn mẫu do chính nhà sản xuất cung cấp, hoàn toàn không sao chép từ bất cứ nguồn tài liệu hay công trình nghiên cứu nào khác. Nếu lời cam đoan trái với sự thật, nhóm xin chịu mọi trách nhiệm trước Khoa và Nhà trường.

Nhóm sinh viên thực hiện đề tài

Lời cảm ơn

Sau bốn năm theo học tại khoa Khoa học Kỹ thuật Máy tính trường Đại học Bách khoa TP. Hồ Chí Minh, em đã được áp dụng tất cả những kiến thức đã học để thực hiện luận văn tốt nghiệp, đề tài cuối cùng mang tính quyết định kết quả học tập và quá trình tốt nghiệp.

Em xin chân thành cảm ơn quý thầy cô trong Khoa đã mang đến những kiến thức bổ ích trong suốt quãng đời sinh viên, đặc biệt là thầy Phạm Hoàng Anh đã giúp đỡ em trong quá trình thực hiện cũng như quá trình hoàn thiện luận văn. Em cũng gửi lời cảm ơn đến một số bạn bè trong Khoa đã hỗ trợ giúp em tiết kiệm được thời gian tìm hiểu đề tài.

Em đã cố gắng hết sức để tránh các sai sót, nhưng nếu có phát hiện thì mong quý thầy cô góp ý để em càng hoàn thiện đề tài hơn. Cuối cùng em xin gửi lời chúc sức khỏe và cảm ơn chân thành nhất.

Nhóm sinh viên thực hiện đề tài

Tóm tắt

Luận văn này hướng đến nghiên cứu điều khiển mô hình máy bay không người lái (Unmanned Aerial Vehicles) bốn cánh quạt (Quadcopter) theo cơ chế bầy đàn. Thảo luận về cấu tạo khí động học của một UAV, thuật toán điều khiển bay và thuật toán bay bầy đàn cho nhiều UAV. Ngoài ra, luận văn còn đề cập đến vấn đề mô hình giao tiếp giữa các UAV, giữa UAV với máy chủ. Cuối cùng, nhóm đưa ra những đánh giá về hiệu quả của mô hình và đề xuất hướng phát triển ứng dụng cho mô hình Swarm UAV vào thực tế.

Mục lục

Lời cam đoan

Lời cảm ơn i

Tóm tắt ii

Mục Lục Hình v

Thuật ngữ & từ viết tắt vi

1 Giới thiệu đề tài 1

1.1 Nhiệm vụ cần đạt 2

1.2 Tóm lược nội dung đề cương luận văn 3

2 Cơ sở lý thuyết 4

2.1 Nguyên lý hoạt động 4

2.1.1 Hệ quy chiếu 4

2.1.2 Mô hình động lực học 5

2.1.3 Mô hình tính toán khí động học 7

2.2 Bộ điều khiển bay Quadcopter 7

2.2.1 Thiết kế bộ điều khiển bay 7

2.2.2 Nguyên lý hoạt động 8

2.2.3 Cấu trúc bộ điều khiển 9

2.3 Các giải thuật quadcopter theo bậc đàn 12

3 Thiết kế 14

3.1 Mô hình thiết kế 14

3.2 Phần cứng 14

3.2.1 IMU - Đơn vị đo lường quán tính 16

3.2.2	MCU - Vi điều khiển	16
3.2.3	ESC - Bộ điều tốc	17
3.2.4	ESP8266	18
3.2.5	Ultrasonic Sensor - Cảm biến siêu âm	18
3.3	Chương trình điều khiển và mô phỏng	19
3.3.1	ArduCopter	19
3.3.2	SITL Simulator	21
Tài liệu tham khảo		24

Danh sách hình vẽ

2.1	Chuyển động cơ bản của QuadCopter	5
2.2	Hệ quy chiếu A và B với chiều dài 1 trục L, tổng khối lượng mô hình m	6
2.3	Mô hình điều khiển Quadcopter	8
2.4	Mô hình điều khiển vòng lặp kín	8
2.5	Kiến trúc điều khiển	10
2.6	Vòng lặp trong kiểm soát hành vi	10
2.7	Vòng lặp ngoài kiểm soát độ cao	12
2.8	Vòng lặp ngoài kiểm soát vị trí	13
2.9	Kiểm soát điện áp Rotors	13
3.1	Mô hình thiết kế	15
3.2	IMU MPU6050	16
3.3	Flight Controller SP Racing F3 Acro dùng vi xử lý STM32F303 . .	17
3.4	Multicopter Brushless ESC 35A-BEC 5V/3A	18
3.5	NodeMCU ESP8266 WiFi ESP-12E	18
3.6	Ultrasonic Sensor HC-SR04	19
3.7	Kiến trúc của Ardupilot	20
3.8	Kiến trúc mã nguồn ArduCopter	21
3.9	Kiến trúc phần mềm mô phỏng SITL	22
3.10	Mô phỏng một quadcopter bay theo quỹ đạo ở BKU cơ sở 2	23

Thuật ngữ & từ viết tắt

ECS Electronic Speed Control

GCS Ground Control Station

GPS Global Positioning System

GUI Graphical User Interface

IMU Inertial Measurement Unit

Li-Po Lithium polymer

UAV Unmanned Aerial Vehicle

1 Giới thiệu đề tài

Robotics là một lĩnh vực nhận được sự quan tâm lớn từ các nhà nghiên cứu. Trong đó, UAV là mảng đang được nghiên cứu và đưa vào ứng dụng rất lớn. Sự nổi trội này dựa trên cơ sở của sự phát triển các hệ thống nhúng, trong đó phải kể đến vi điều khiển, vi xử lý, các thiết bị cảm biến (GPS, vận tốc, gia tốc, hồng ngoại, ...) và hạ tầng mạng tốc độ cao ngày càng được phủ rộng.

Các UAV đang tỏ rõ sự ưu việt của mình do đặc điểm nhỏ gọn, dễ sử dụng, phạm vi hoạt động rộng, chi phí thấp. Có thể kể đến một số ứng dụng thực tế như UAV mang theo các máy chụp ảnh, máy quay được các nhà làm phim sử dụng nhằm mang đến một góc nhìn mới lạ mà trước kia rất tốn kém mới có thể đạt được; UAV mang theo nhiều loại cảm biến giúp các nhà khoa học khám phá những nơi mà con người khó đặt chân đến; trong lĩnh vực quân sự UAV cũng tỏ rõ lợi thế trong việc do thám với chi phí thấp và không cần mạo hiểm mạng sống binh lính; và một ứng dụng vừa được các công ty thương mại điện tử lớn áp dụng đó là giao hàng tận nơi, từ đó hướng đến việc tự động hoá hoàn toàn từ khâu đặt hàng đến khâu chuyển phát.

Chưa dừng lại ở đó, các ứng dụng từ UAV còn được nâng lên tầm cao mới với việc cho phép nhiều UAV hoạt động cùng lúc theo cơ chế bầy đàn (Swarm Model for UAV), đây là vấn đề chính mà đề tài này hướng đến mà cụ thể là UAV bốn cánh quạt (Quadcopter).

Các ứng dụng thực tế của mô hình này có thể kể đến như giúp các nhà khoa học khám phá và dựng lại bản đồ ba chiều của môi trường rừng phức tạp, nhiều UAV thì đồng nghĩa với việc nhiều cảm biến và lượng thông tin thu về nhiều hơn. Ngoài ra, đây là môi trường mà nhiều chương ngại vật và tín hiệu mạng di động không ổn

định, từ đó một bầy UAV chứng tỏ rõ ưu thế rõ của mình khi các UAV có thể là phương án dự phòng cho nhau để gửi dữ liệu về máy chủ và tăng tỉ lệ hoàn thành nhiệm vụ mà người điều khiển đặt ra so với việc hoạt động một UAV độc lập. Đối với ứng dụng UAV vào việc vận tải hàng hoá nhẹ thì bầy UAV mang lại tải trọng lớn hơn, gần như tỉ lệ thuận với số lượng UAV tăng thêm so với một UAV.

Nhìn chung, việc tăng số lượng UAV thực hiện một nhiệm vụ nào đó lúc mang lại nhiều ưu điểm rõ rệt. Tuy nhiên, mô hình này cũng đặt ra nhiều thách thức như tránh va chạm giữa các UAV, kiểm soát vị trí tương đối giữa các UAV với nhau, phân công công việc cho các UAV, giải thuật chọn ra UAV leader tối ưu để dẫn dắt cả bầy và UAV leader có trách nhiệm giao tiếp với máy chủ.

Đây là một bài toán hay, đòi hỏi sự phải làm chủ được kiến thức về phần cứng lẫn phần mềm. Từ đó đưa ra được mô hình điều khiển các UAV theo cơ chế bầy đàn, đánh giá được tính khả thi khi áp dụng mô hình vào thực tế.

1.1 Nhiệm vụ cần đạt

- Nghiên cứu giải thuật để điều khiển một Quadcopter cơ bản, các tham số liên quan đến việc giữ thăng bằng, di chuyển của một Quadcopter trong không trung.
- Nghiên cứu các giải thuật mô hình UAVs theo bầy đàn, chọn giải thuật phù hợp nhất cho việc hiện thực đề tài.
- Tìm hiểu và sử dụng công cụ mô phỏng Quadcopter, tùy biến công cụ để có thể áp dụng giải thuật bầy đàn.
- Xây dựng mô hình Quadcopter theo bầy đàn. Làm chủ hệ thống các cảm biến siêu âm, gia tốc, vận tốc, GPS để đảm bảo khoảng cách an toàn giữa các Quadcopters và tránh va chạm.
- Đánh giá được ưu nhược của mô hình đã nghiên cứu, đưa ra đề xuất khi áp dụng vào thực tế.

1.2 Tóm lược nội dung đề cương luận văn

- Chương 1: Giới thiệu sơ lược về nội dung của đề tài, tính cần thiết của việc nghiên cứu mô hình, nêu ra nhiệm vụ cần đạt của đề tài nghiên cứu.
- Chương 2: Trình bày nguyên lý hoạt động của một quadcopter bao gồm mô hình động lực học và nguyên lý điều khiển của một Quadcopter, trình bày về các giải thuật bay đàn cho mô hình quadcopter.
- Chương 3: Đưa ra mô hình thiết kế cho hệ thống quadcopter bay theo bay đàn, hệ thống phần cứng; phần mềm điều khiển và mô phỏng bay cho quadcopter.

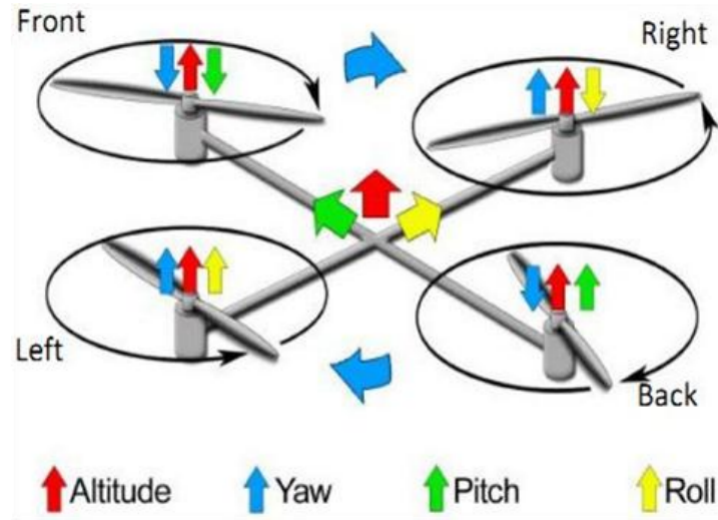
2 Cơ sở lý thuyết

2.1 Nguyên lý hoạt động

Một Quadcopter gồm 4 động cơ cánh quạt gắn với nhau. Khi động cơ quay, nó sẽ tạo ra lực nâng theo phương thẳng đứng. Cánh quạt quay càng nhanh thì lực nâng càng lớn và ngược lại. Vì thế, Quadcopter có thể bay lên cao hoặc hạ xuống thấp nhờ vào sự thay đổi tốc độ quay của các cánh quạt. Để Quadcopter bay được thì tổng lực nâng tạo ra bởi 4 động cơ phải bằng hoặc lớn hơn lực hấp dẫn của Quadcopter. Quadcopter có thể di chuyển theo phương ngang bằng cách thay đổi lực nâng của các cặp cánh quạt. Nếu tất cả các Rotors quay theo chiều kim đồng hồ, Quadcopter sẽ bị mất kiểm soát do phản lực của momen xoắn. Để tránh trường hợp trên thì ta sẽ cho cặp cánh phía trước (front) và cặp cánh phía sau (back) quay ngược chiều kim đồng hồ, trong khi đó cặp cánh bên phải (right) và bên trái (left) lại quay cùng chiều kim đồng hồ để triệt tiêu momen xoắn.

2.1.1 Hệ quy chiếu

Quadcopter được mô hình hóa theo hệ tọa độ tham chiếu Trái Đất Phẳng. Hệ tọa độ tham chiếu Trái Đất Phẳng bỏ qua lực ly tâm và gia tốc Coriolis. Khung tham chiếu gồm các trục tọa độ (x, y, z) là hệ thống các trục đơn giản được dùng để xác định số lượng hoặc độ lớn. Hệ trục này có thể được gắn vào thân của vật hoặc Trái Đất. Trong trường hợp này, các trục của vật (xb, yb, zb) đang quay với trọng tâm là Quadcopter và các trục Trái Đất (xe, ye, ze) được biểu diễn như hình.



Hình 2.1: Chuyển động cơ bản của QuadCopter

2.1.2 Mô hình động lực học

Nguyên lý hoạt động chính của mô hình này hoạt động dựa trên sự chuyển động của các dòng khí do cánh máy bay tạo ra và sự điều chỉnh vật tốc quay của cánh quạt sẽ làm thay đổi hướng bay của Quadcopter.

Để mô tả chuyển động của Quadcopter ta cần 2 hệ quy chiếu:

- e_1 hệ quy chiếu Trái Đất.
- e_B hệ quy chiếu khung Quadcopter.

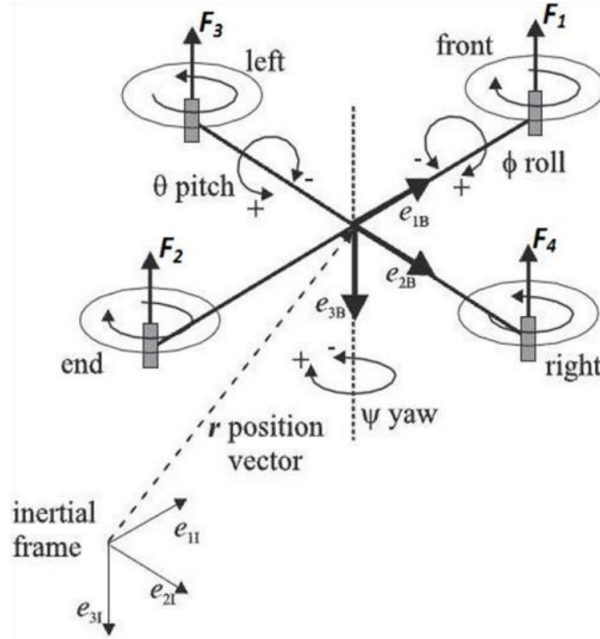
Sự định hướng Quadcopter được biểu thị bởi 3 góc Euler qua ma trận xoay R (2.1)

$$R = \begin{pmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta c_\phi - s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta c_\phi + c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & s_\theta c_\phi \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

Lực sinh ra của các Rotors: $F_i = b \cdot \omega_i^2, i = 1, 2, 3, 4$

Khi đó lực nâng cho cả khung máy bay là:

$$T = \sum_{i=1}^4 |F_i| = \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (2.2)$$



Hình 2.2: Hệ quy chiếu A và B với chiều dài 1 trục L, tổng khối lượng mô hình m

Phương trình mô tả gia tốc Quadcopter:

$$\ddot{r} = \begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = g \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} - R \frac{T}{m} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

Phương trình quan hệ giữa ma trận quán tính $I_R = (I_x, I_y, I_z)$, momen quay M và momen quay hồi chuyển:

$$M_G : I \cdot \ddot{\Omega} = -(\ddot{\Omega} \times I \cdot \dot{\Omega}) - M_G + M \quad (2.4)$$

Ta có momen quay hồi chuyển phụ thuộc vào các yếu tố vận tốc xoay với $u_1 = T, u_2, u_3, u_4$ lần lượt là các đơn vị momen quay các chuyển động roll, pitch, yaw hay vận tốc quay $u^T = (u_1, u_2, u_3, u_4)$ và vận tốc góc ω_i máy bay sẽ được $g(u) = w_1 + w_2 - w_3 - w_4$ (2.5)

Kết hợp (2.5) với (2.3) và (2.4) ta có phương trình động lực học: (2.6)

$$\ddot{x} = -(\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \cdot \frac{u_1}{m}$$

$$\ddot{y} = -(\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \cdot \frac{u_1}{m}$$

$$\ddot{z} = g - (\cos\phi \cos\theta) \cdot \frac{u_1}{m}$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{I_R}{I_x} \dot{\theta} g(u) + \frac{L}{I_x} u_2$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{I_R}{I_y} \dot{\phi} g(u) + \frac{L}{I_y} u_3$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} u_4$$

2.1.3 Mô hình tính toán khí động học

Việc tính toán khí động học mô tả các tác động khi quay của cánh quạt trong không khí. Với các thông số $T_{MT}(N)$ là lực đẩy của cánh quạt, hướng lên, $S(m^2)$ là diện tích của cánh quạt, $\rho_s(kg/m^3)$ là mật độ không khí

Ta có phương trình lực đẩy:

$$T_{MT} = 2p_s S v_1^2(N)$$

Do lực đẩy $T_{MT} = W_p = mg/4$ (trọng lượng được mang bởi một cánh quạt):

$$\text{Vận tốc dòng khí cho mỗi cánh quạt } V_1 = \sqrt{(W_p)/(2p_s S)}(m/s)$$

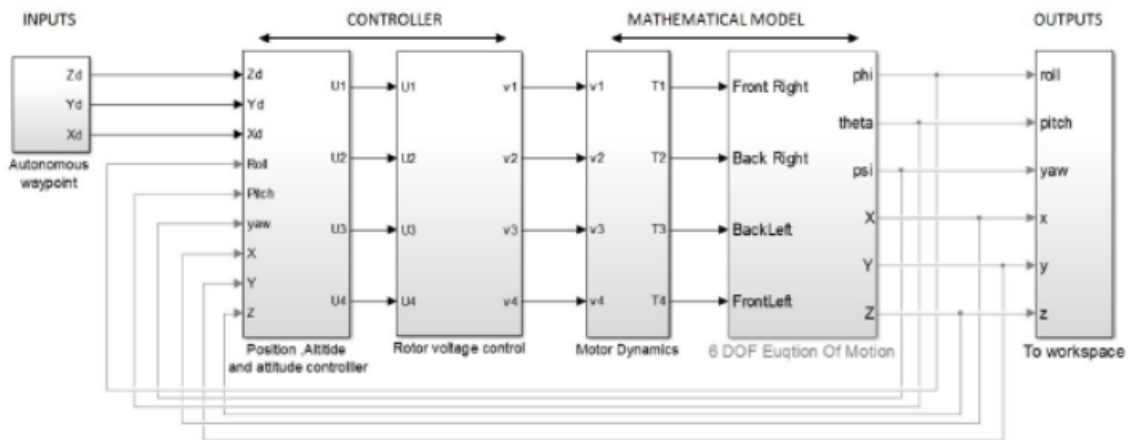
2.2 Bộ điều khiển bay Quadcopter

2.2.1 Thiết kế bộ điều khiển bay

Bộ điều khiển phải đảm bảo rằng Quadcopter phải đáp ứng được các yêu cầu đầu vào một cách chính xác nhất. Một cấu trúc kiểm soát vòng lặp kín được sử dụng trong bộ điều khiển này vì nó sẽ làm giảm sự xáo trộn và thích nghi nhanh với bất kỳ thay đổi nào trong quá trình bay của Quadcopter. Sự phân bố trọng lượng không đều của Quadcopter cũng có thể giải quyết bằng vòng lặp kín.

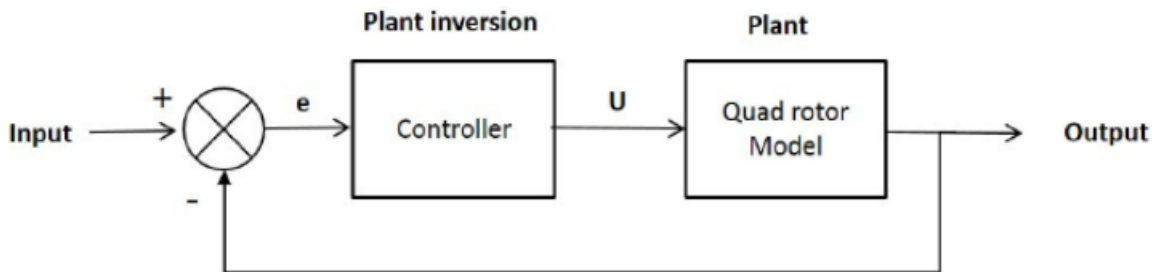
2.2. Bộ điều khiển bay Quadcopter

Bộ điều khiển vòng lặp kín phải đảm bảo output phải sát với input. Vòng lặp



Hình 2.3: Mô hình điều khiển Quadcopter

điều khiển kín là nghịch đảo của động lực Quadcopter. Khi biết được động lực của Quadcopter, bộ điều khiển sẽ được điều chỉnh và nghịch đảo của động lực Quadcopter sẽ được tính. Kết quả tín hiệu điều khiển "U" được đưa vào mô hình để cho ra output mong muốn.



Hình 2.4: Mô hình điều khiển vòng lặp kín

2.2.2 Nguyên lý hoạt động

Bộ điều khiển được xây dựng với các vòng lặp PD (Proportional Derivative). Các vòng lặp PD sẽ có trong các hành vi, độ cao và vị trí của Quadcopter để tạo ra tín hiệu điều khiển tương ứng. Quadcopter sẽ sử dụng hệ thống điều khiển PD để xác định thời gian phản hồi và giải quyết yêu cầu của nó. Bộ điều khiển PD

là một hệ thống phản hồi vòng lặp kín mà nó sẽ dùng output của tín hiệu điều khiển và gửi nó vào tín hiệu input ban đầu. Ta sẽ tính toán được sự khác nhau giữa hai tín hiệu và đưa ra sự điều chỉnh. Trong trường hợp này, vị trí và hướng của Quadcopter hiện tại (tín hiệu output) sẽ được gửi đến và so sánh với vị trí và hướng mong muốn (tín hiệu input) để cho phép hệ thống điều chỉnh input và các quá trình tương ứng.

Tín hiệu sai số được thể hiện bằng công thức: $e(t) = r(t) - y(t)$

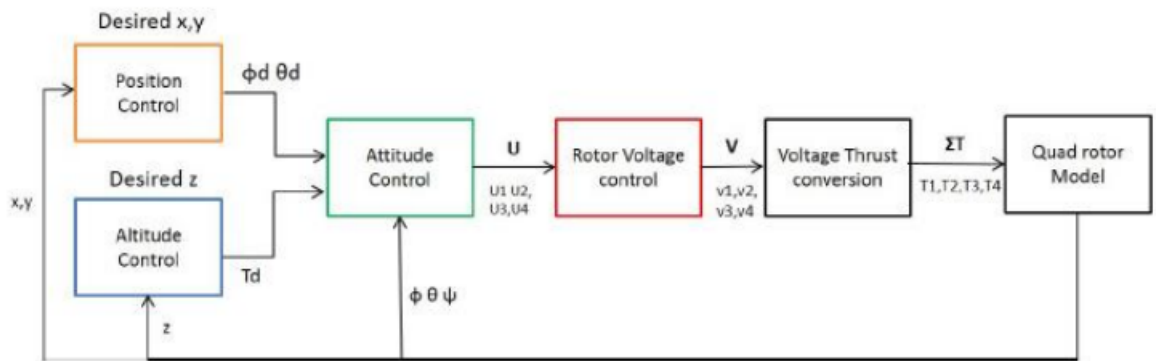
Trong đó, $e(t)$ là tín hiệu sai số, $r(t)$ là tín hiệu input, $y(t)$ là tín hiệu output.

- "Điều khiển tỷ lệ" là thuật ngữ phụ thuộc vào sai số điều khiển. Nó có thể kiểm soát bất cứ phần ổn định nào. Tăng tính cân đối sẽ làm giảm thời gian phản hồi của hệ thống điều khiển. Tuy nhiên, nếu tăng tính cân đối quá cao thì hệ thống sẽ không ổn định. Phương trình cân đối: $u(t) = K_p e(t)$
Trong đó, $u(t)$ là tín hiệu input trong Quadcopter, $e(t)$ là tín hiệu lỗi, K_p là gia lượng tỷ lệ.
- Điều khiển dẫn xuất là khái niệm output giảm khi các biến quá trình đang tăng. Nó tác động lên tỷ lệ thay đổi lỗi. Tăng điều khiển dẫn xuất sẽ làm cho hệ thống phản hồi mạnh mẽ với các thay đổi của lỗi và tăng tốc độ phản hồi.
 $u(t) = K_d d[e(t)]/dt$
Trong đó, K_d là hệ số đạo hàm
- Để xác định được giá trị của K_p và K_d , ta phải điều chỉnh bộ điều khiển cho đến khi đạt được phản hồi mong muốn. Ta dùng phương pháp Ziegler-Nichols và thử công (trong hầu hết các trường hợp) để điều chỉnh các tỷ lệ và giá trị phát sinh. Ngoài ra, ta có thể dùng Simulink để điều chỉnh các giá trị tự động nhưng vẫn đáp ứng được yêu cầu của phản hồi.

2.2.3 Cấu trúc bộ điều khiển

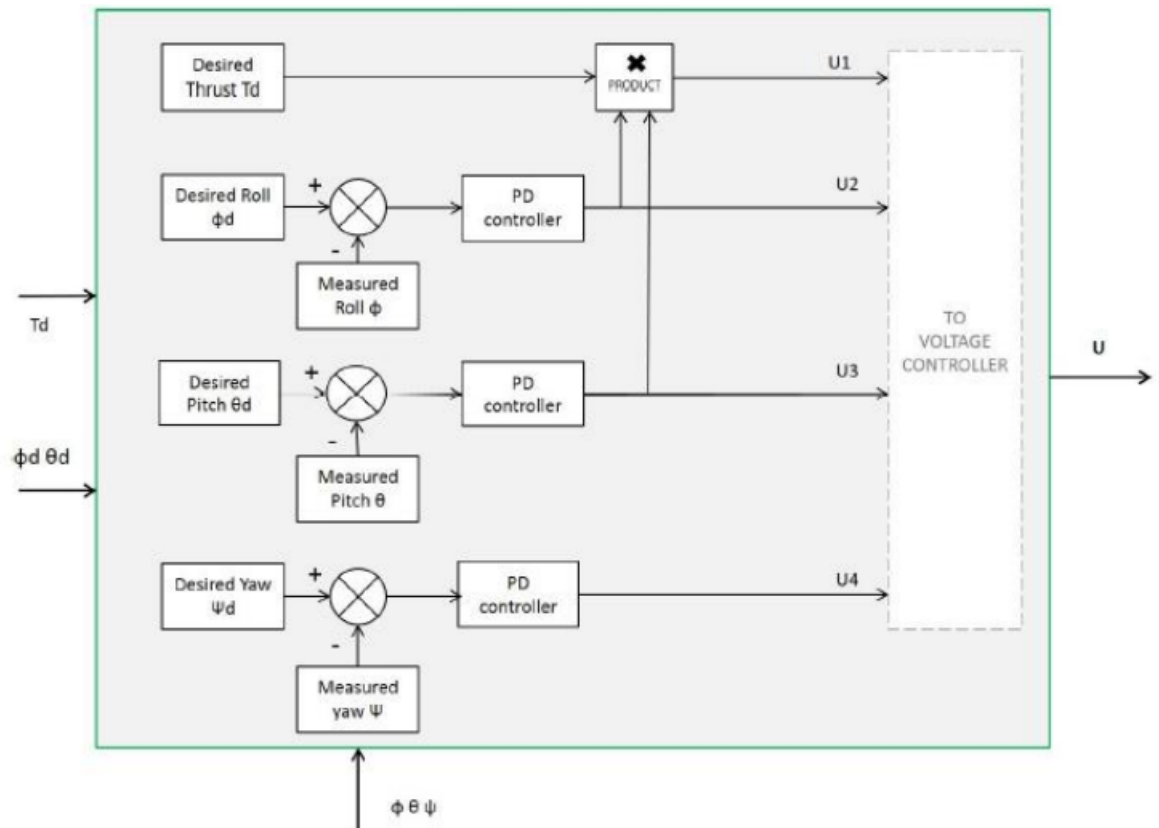
Các góc Roll, Pitch, Yaw được điều khiển bởi các vòng lặp PD bên trong, trong khi độ cao và vị trí được kiểm soát bởi các vòng lặp PD bên ngoài. Các vòng lặp ngoài sẽ tạo ra các giá trị mong muốn cho vòng lặp bên trong. Ta sẽ tập trung vào từng khối chi tiết trong phần sau.

2.2. Bộ điều khiển bay Quadcopter



Hình 2.5: Kiến trúc điều khiển

- Kiểm soát hành vi



Hình 2.6: Vòng lặp trong kiểm soát hành vi

Vòng lặp bên trong kiểm soát các góc Roll, Pitch và Yaw. Giả sử các trục x, y của Quadcopter đối xứng, tức là điều khiển góc Pitch và Roll giống nhau.

2.2. Bộ điều khiển bay Quadcopter

Góc Pitch giảm khi di chuyển Quadcopter về phía trước dọc theo trục X trong khi góc Roll thì di chuyển Quadcopter về bên hông.

ROLL: Tín hiệu điều khiển U2 được tạo ra từ roller hoặc được truyền vào thông qua bộ điều khiển PD. Tín hiệu này sẽ điều chỉnh góc Roll của Quadcopter.

PITCH: Tín hiệu điều khiển U3 được tạo ra từ pitcher hoặc được truyền vào thông qua bộ điều khiển PD. Tín hiệu này sẽ điều chỉnh độ cao của Quadcopter. Như đã nói ở trên giá trị của P và D của góc Roll và Pitch là như nhau.

YAW: Tín hiệu điều khiển U4 được tạo ra từ yawer hoặc được truyền vào thông qua bộ điều khiển PD. Tín hiệu này sẽ điều khiển góc YAW của Quadcopter. Giá trị của các góc Pitch, Roll, Yaw được đo sẽ là giá trị được nạp từ output của mẫu thử.

- Kiểm soát độ cao

Điều khiển vòng lặp ngoài này sẽ tạo ra một lực đẩy T_d để nâng Quadcopter lên độ cao mong muốn. Nó được nạp thông qua bộ điều khiển PD. T_d sau đó được chuyển đến bộ điều khiển độ cao để bù trừ cho hao hụt do vector của góc Pitch và Roll. Do đó, tín hiệu điều khiển U1 sẽ giữ được độ cao mong muốn của Quadcopter mà ngay cả khi góc Roll và Pitch thay đổi. Các khối điều khiển sau sẽ cho thấy vòng lặp điều khiển và tín hiệu tương ứng bên trong bộ điều khiển độ cao. Phản hồi nhận được cung cấp độ cao của Quadcopter.

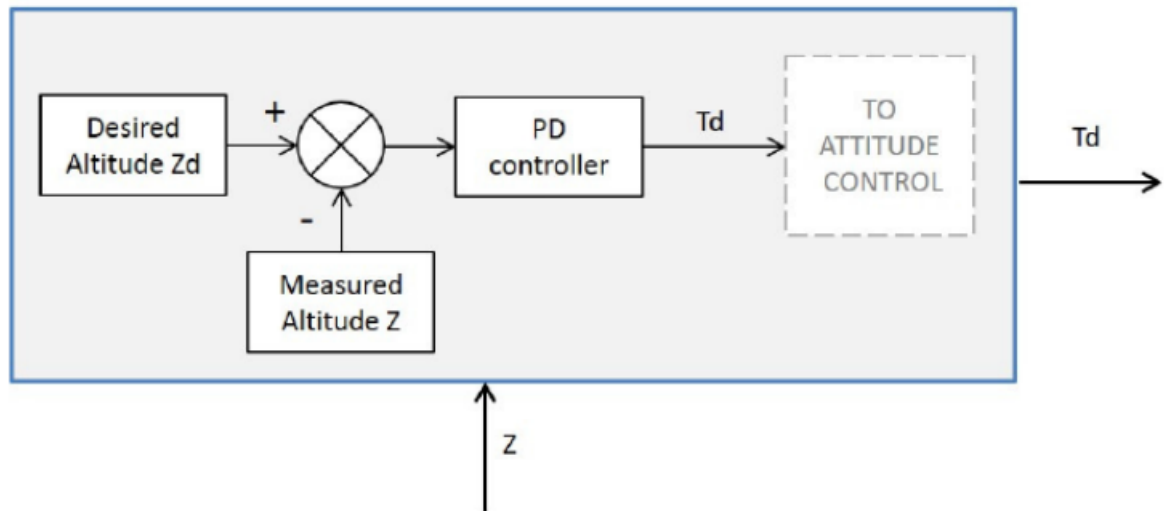
- Kiểm soát vị trí

Vòng lặp ngoài này sẽ tính toán các góc roll và pitch để đưa Quadcopter đến vị trí X và Y mong muốn. Dữ liệu phản hồi từ mô hình cung cấp giá trị X và Y. Tín hiệu vị trí sau khi tổng hợp được nạp thông qua một bộ điều khiển PD và nó tạo ra các góc Roll và Pitch mong muốn. Như đã đề cập trước đó, output của nó sẽ được nạp vào bộ điều khiển hành vi để tạo ra các tín hiệu điều khiển U2 và U3.

- Kiểm soát điện áp của các Rotors

Bốn inputs điều khiển được tạo ra bởi các vòng lặp trong và ngoài, nó không

2.3. Các giải thuật quadcopter theo bầy đàn



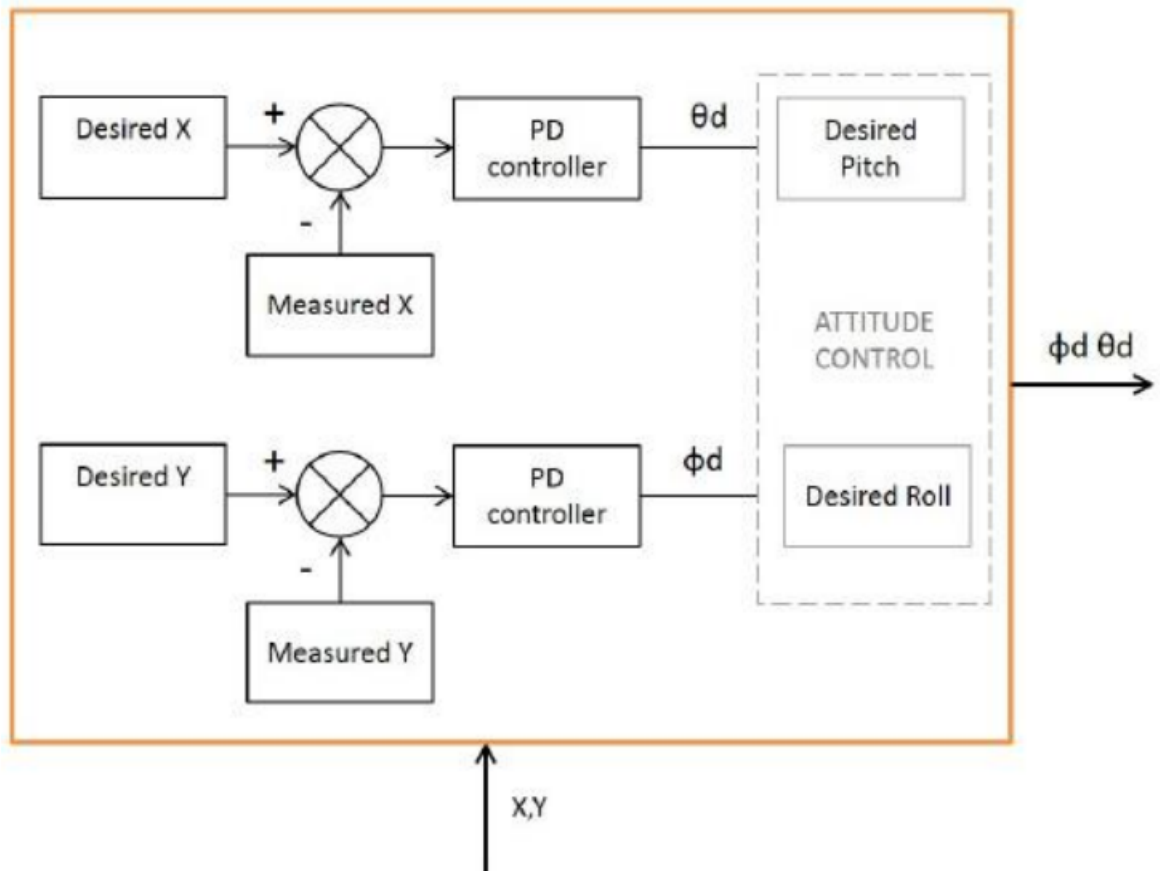
Hình 2.7: Vòng lặp ngoài kiểm soát độ cao

nạp trực tiếp vào mô hình Quadcopter vì nó là inputs lực đẩy cho bốn động cơ cánh quạt. Các tín hiệu điều khiển U được kết hợp để tạo ra tín hiệu điện áp cho mỗi Rotor. Sự kết hợp này dựa vào lực của Quadcopter để hiển thị thông số bay tương ứng. Sự kết hợp này đã được nói ở phần động cơ Rotor và được hiển thị như sơ đồ khối bên dưới. Điện áp đầu ra V sau đó được chuyển thành lực đẩy động cơ của mô hình.

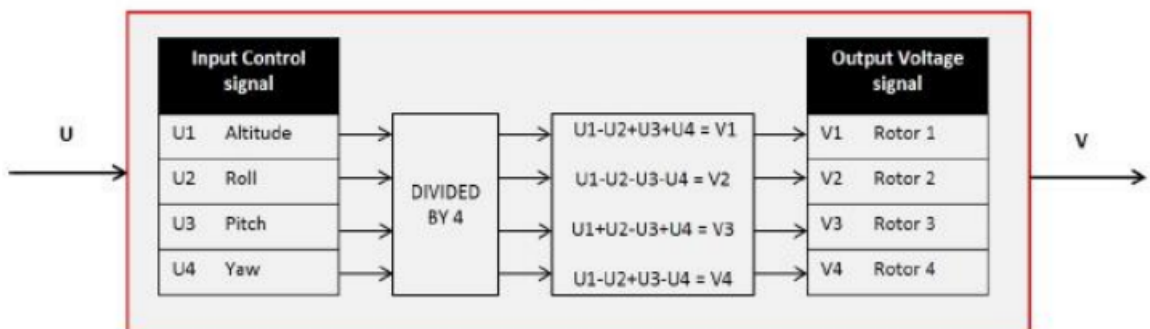
2.3 Các giải thuật quadcopter theo bầy đàn

Work in progress...

2.3. Các giải thuật quadcopter theo bầy đàn



Hình 2.8: Vòng lặp ngoài kiểm soát vị trí



Hình 2.9: Kiểm soát điện áp Rotors

3 Thiết kế

3.1 Mô hình thiết kế

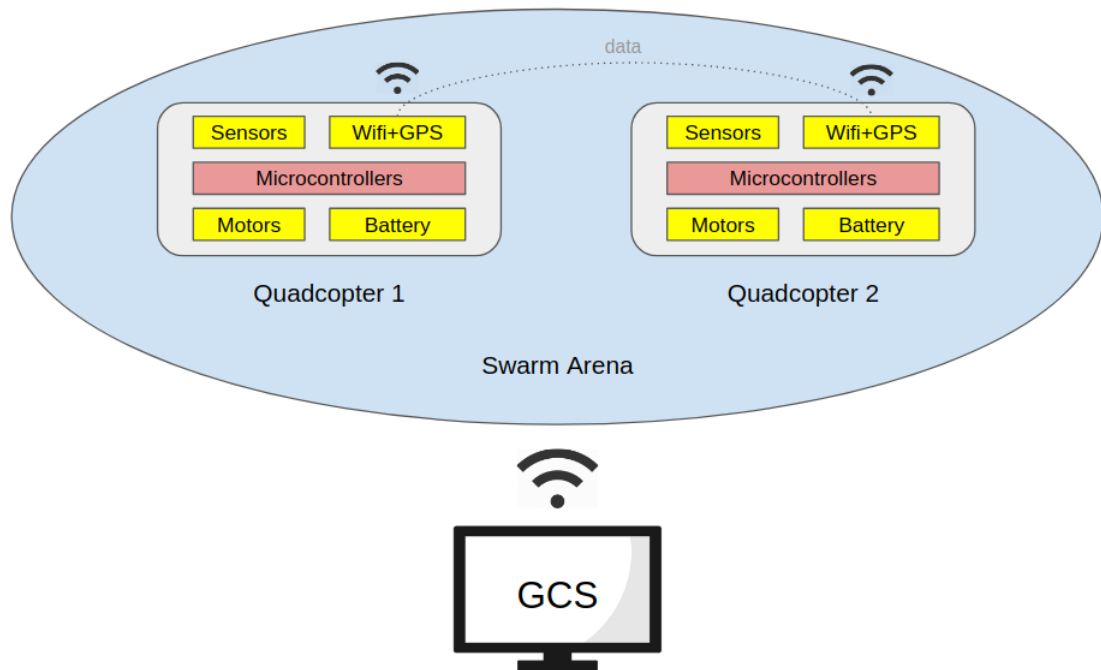
Với mục tiêu đề tài giúp các quadcopter bay được ổn định đồng thời vẫn giữ được trạng thái bầy đàn nhóm đề xuất ra mô hình bay như sau:

- Mô hình sẽ có ít nhất hai chiếc quadcopter có thể hoạt động độc lập ổn định. Như vậy cần có các cảm biến cần thiết để triển khai phương pháp điều khiển PID cho quadcopter. Ngoài ra còn cần mạch thu phát sóng Wifi và một vi xử lý phụ nhằm xử lý dữ liệu bay.
- Trạm điều khiển mặt đất chạy phần mềm để thiết lập thông số các quadcopter đồng thời hiển thị dữ liệu và điều khiển các quadcopter bay theo các chế độ mong muốn.
- Mỗi chiếc quadcopter kết nối với trạm điều khiển đồng thời trao đổi dữ liệu cảm biến qua lại với nhau nhằm tính toán để giữ đội hình bầy đàn.

3.2 Phần cứng

Để quadcopter có thể bay được ổn định cần các thành phần sau:

- 1 x Bộ khung cơ khí
- 4 x Động cơ không chổi than (brushless)



Hình 3.1: Mô hình thiết kế

- 4 x Bộ điều tốc ESC
- 4 x Cánh quạt
- 1 x Vi xử lý
- 1 x Đơn vị đo lường quán tính IMU
- 1 x Pin Li-Po
- 1 x Bộ giao tiếp để điều khiển (RC, Wifi, Bluetooth, Zigbee)

Ngoài ra để hỗ trợ tối ưu khả năng điều khiển và hiện thực mô hình bầy đàn cần có thêm các thành phần:

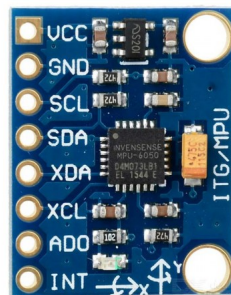
- 1 x Module GPS
- 1 x Cảm biến độ cao
- 10 x Cảm biến siêu âm

- 1 x Vi xử lý phụ

3.2.1 IMU - Đơn vị đo lường quán tính

Đơn vị đo lường quán tính là một thiết bị điện tử đo lường lực, tỷ lệ góc và đôi khi là từ trường bao quanh vật thể được dùng. IMU sử dụng kết hợp gia tốc kế, con quay hồi chuyển và từ kế. Nó là một thiết bị không thể thiếu cho các mô hình trên không bao gồm các thiết bị bay không người lái đặc biệt là quadcopter.

Một bộ IMU khác biệt so với dùng các cảm biến riêng lẻ ở chỗ nó bao gồm những tập lệnh được thiết kế cho các phép tính toán ba chiều, tính toán hướng và góc. Mục đích chính là giảm tải thời gian và công suất xử lý cho bộ xử lý trung tâm. Kết quả trả về của nó có thể là giá trị analog hoặc digital đã tính toán tùy chỉnh.



Hình 3.2: IMU MPU6050

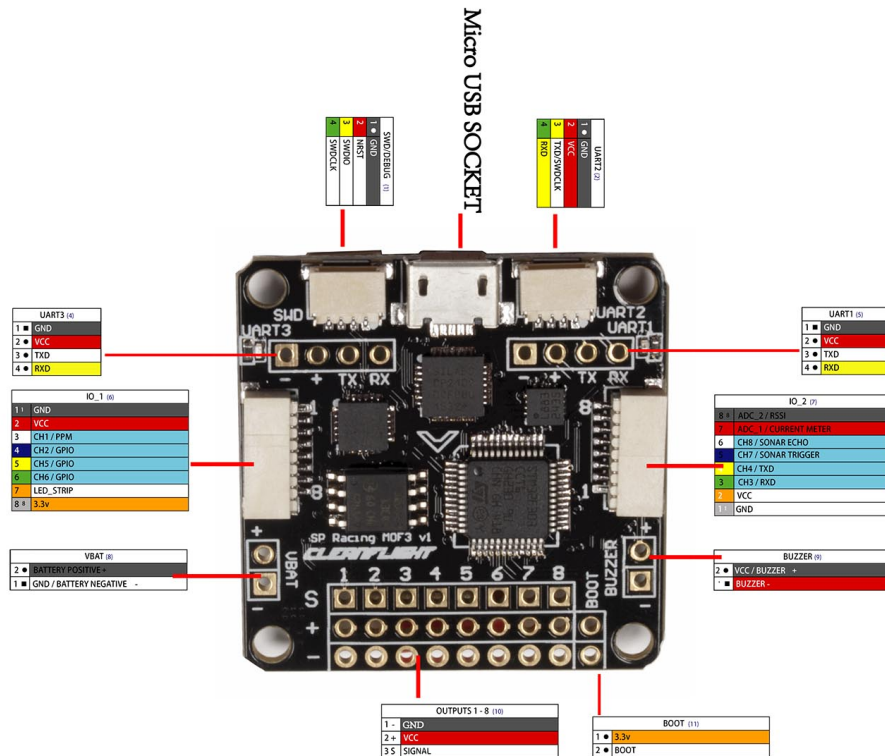
3.2.2 MCU - Vi điều khiển

Vi điều khiển luôn là bộ não trung tâm của bất kì thiết bị yêu cầu tính toán điện tử nào. Mục đích của vi điều khiển nhằm tạo một môi trường giao tiếp giữa các thiết bị ngoại vi, tính toán và đưa ra số liệu phù hợp để điều khiển các bộ phận giúp quadcopter bay được ổn định. Một vi điều khiển nhằm mục đích điều khiển bay cho quadcopter cần có khả năng xử lý năng lượng thấp, tốc độ xử lý nhanh và nhỏ nhẹ. Ngoài ra nếu muốn hỗ trợ tính toán từ các vi điều khiển khác thì vi xử lý cần có thêm nhiều cổng UART.

Một bộ điều khiển bay Flight Controller là một bo mạch được thiết kế nhỏ gọn tích hợp vi điều khiển và các thiết bị ngoại vi cần thiết như IMU, GPS, ESC hay cảm biến khoảng cách và các cổng kết nối I2C, SPI hay UART. Flight Controller

3.2. Phần cứng

được xây dựng nhằm mục đích giúp người dùng dễ dàng tiếp cận với bộ firmware được xây dựng sẵn cho điều khiển bay cơ bản. Ngoài ra Flight Controller còn hỗ trợ tùy chỉnh thêm linh kiện và firmware cho phù hợp với mục đích sử dụng. Để đảm bảo quadcopter tính toán nhanh để ổn định mô hình bay đàn, nhóm sử dụng thêm một vi xử lý phụ để xử lý giữ liệu bay cho các quadcopter.



Hình 3.3: Flight Controller SP Racing F3 Acro dùng vi xử lý STM32F303

3.2.3 ESC - Bộ điều tốc

Bộ điều tốc ESC (Electronic Speed Control) là một bo mạch dùng nguồn điện ba pha điện áp thấp từ nguồn DC để thay đổi tốc độ động cơ không chổi than (brushless), chiều quay và cũng có thể sử dụng như thắp điện tử cho động cơ. Động cơ không chổi than là động cơ với công suất tiêu thụ cao chuyên dùng cho

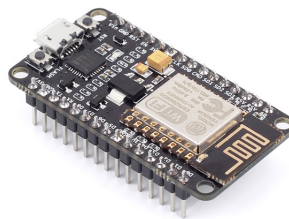
quadcopter hay những thiết bị cần công suất tiêu thụ cao khác và chạy với thời gian thực.



Hình 3.4: Multicopter Brushless ESC 35A-BEC 5V/3A

3.2.4 ESP8266

ESP8266 là dòng chip tích hợp Wi-Fi 2.4Ghz và một vi xử lý tốc độ 80MHz với chi phí thấp. ESP8266 vừa dùng để làm module giao tiếp giữa các quadcopter với nhau vừa có thể dùng để giao tiếp với trạm điều khiển mặt đất.



Hình 3.5: NodeMCU ESP8266 WiFi ESP-12E

3.2.5 Ultrasonic Sensor - Cảm biến siêu âm

Cảm biến sóng siêu âm được sử dụng rất phổ biến để xác định khoảng cách bởi giá thành rất rẻ và độ chính xác cao. Cảm biến siêu âm có thể đo khoảng cách

3.3. Chương trình điều khiển và mô phỏng

trong khoảng từ 2cm đến 300cm dùng sóng siêu âm. Trong mô hình quadcopter, cảm biến siêu âm được xếp đều xung quanh quadcopter để giữ khoảng cách với vật cản và các quadcopter khác.



Hình 3.6: Ultrasonic Sensor HC-SR04

3.3 Chương trình điều khiển và mô phỏng

3.3.1 ArduCopter

ArduCopter là một hệ thống tự lái nâng cao mã nguồn mở cho các thiết bị bay dùng một hay nhiều rotor. Nó cung cấp nhiều chế độ bay từ thủ công cho đến bay hoàn toàn tự động.

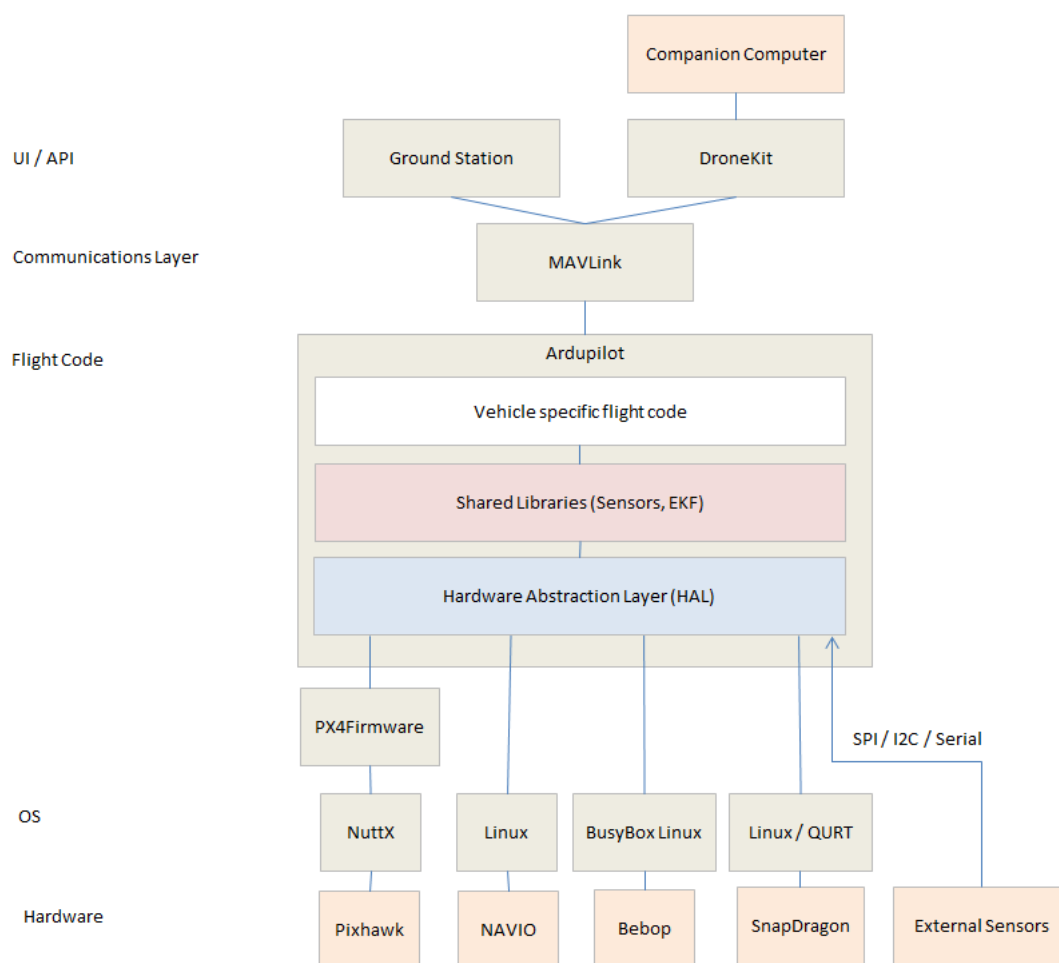
ArduCopter là một nhánh của chương trình rộng hơn ArduPilot cung cấp cho nhiều loại phương tiện bay trên không. Nó hoạt động liền mạch với chương trình điều khiển từ mặt đất được dùng để cài đặt phương tiện, hiển thị dữ liệu thời gian thực từ chuyến bay và lên kế hoạch bay cho phương tiện. Hệ sinh thái ArduPilot còn đem đến nhiều tính năng khác như mô phỏng bay, các công cụ phân tích nhật ký hành trình và các API nâng cao cho việc điều khiển phương tiện.

Mục tiêu của nhóm là phát triển thêm chế độ bay theo bầy đàn dựa trên mã nguồn của ArduCopter và tiến xa hơn là chương trình điều khiển từ mặt đất với giao diện người dùng dễ sử dụng.

Cấu trúc cơ bản của ArduPilot gồm 5 phần chính:

- Mã lập trình phương tiện (Vehicle code)
- Các thư viện được chia sẻ (Shared libraries)
- Lớp trừu tượng phần cứng (Hardware abstraction layer)

3.3. Chương trình điều khiển và mô phỏng

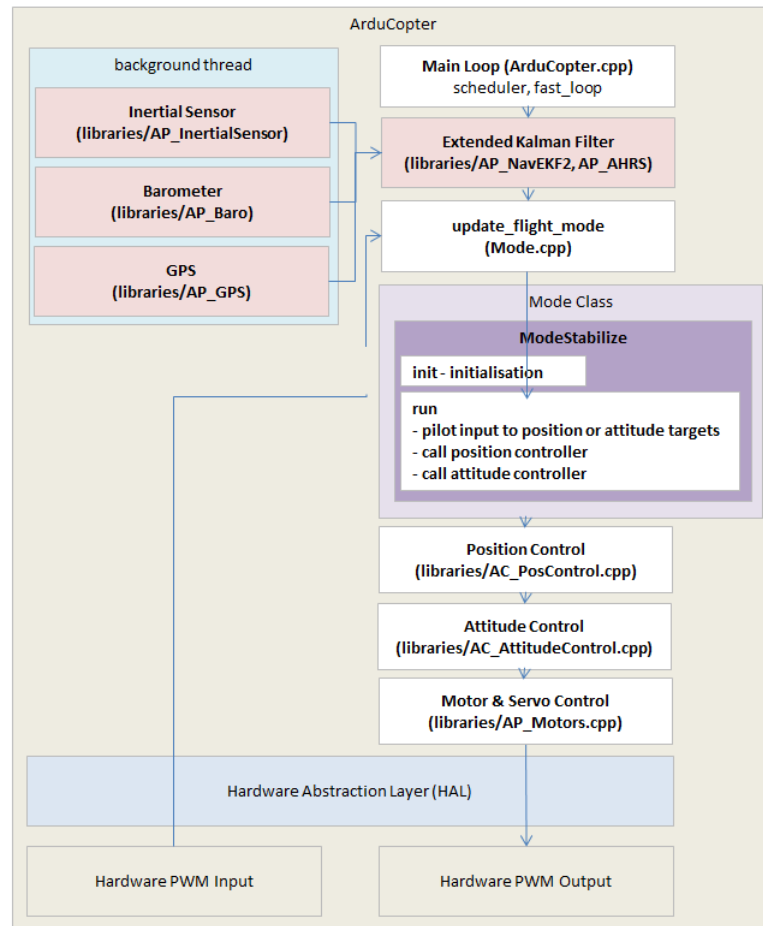


Hình 3.7: Kiến trúc của Ardupilot

- Các công cụ (Tool directories)
- Các mã lập trình hỗ trợ ngoài (External support code: MAVLink, DroneKit)

Như vậy nhóm sẽ tập trung vào phần lập trình quadcopter là mã nguồn ArduCopter. Cụ thể là viết phần chế độ bay theo bầy đàn ở lớp *Mode* và file mã nguồn chế độ bay là *Mode.cpp*.

3.3. Chương trình điều khiển và mô phỏng

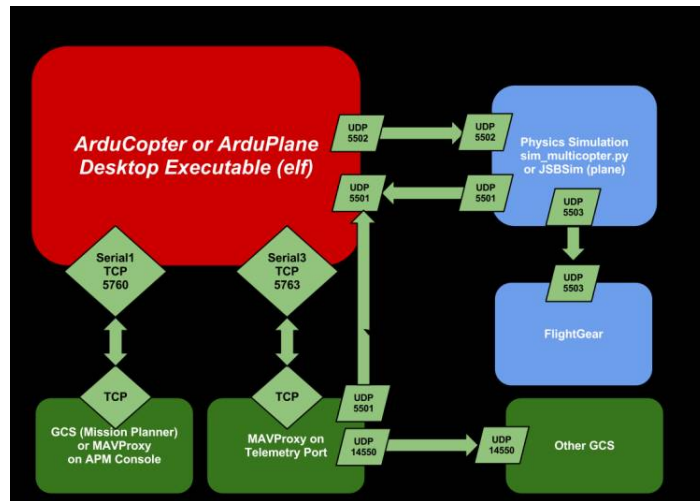


Hình 3.8: Kiến trúc mã nguồn ArduCopter

3.3.2 SITL Simulator

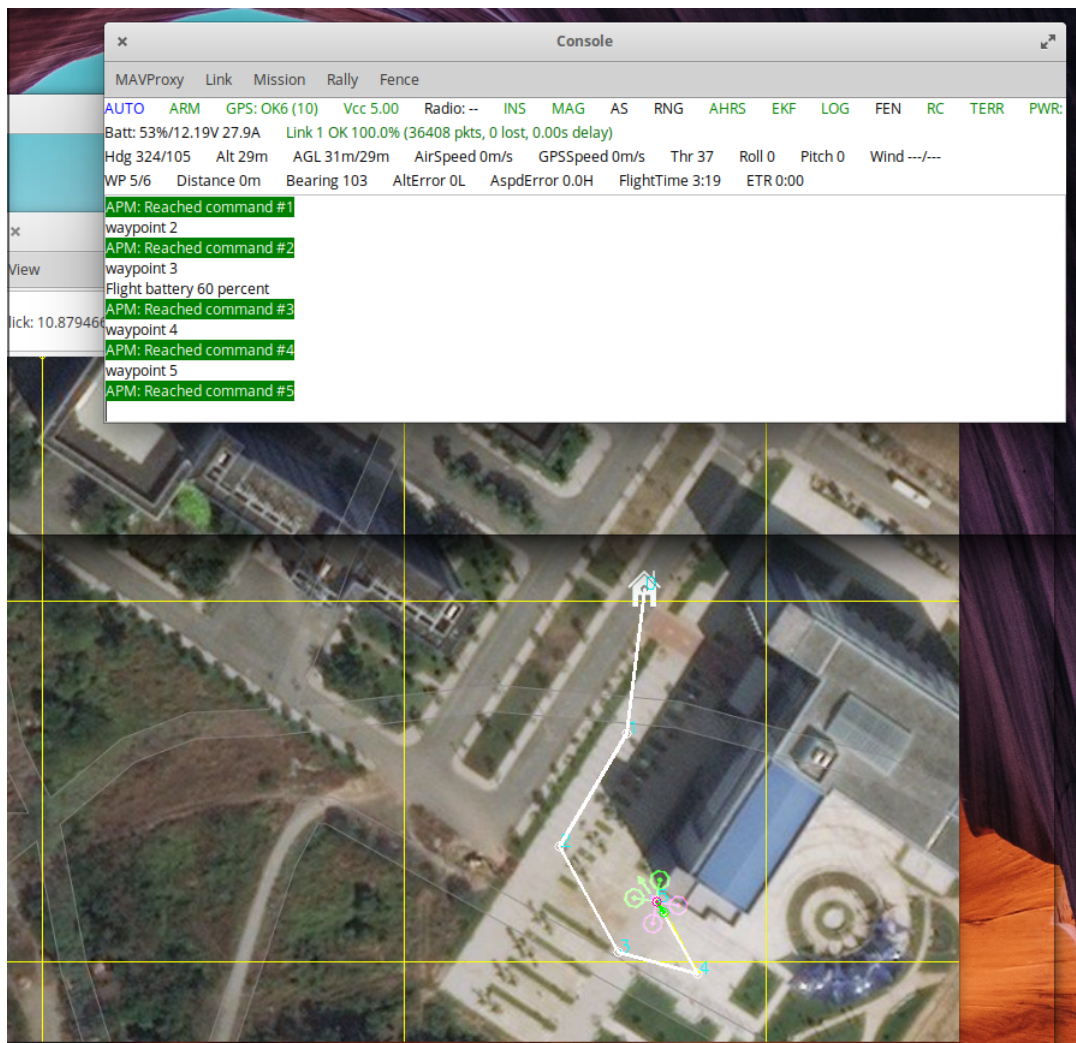
Ardupilot cung cấp công cụ mô phỏng bay SITL (Software in the loop) cho phép mô phỏng bất kì phương tiện nào mà không cần đến phần cứng. Nó là một bản build từ mã nguồn Ardupilot chính nhưng cung cấp các thông tin phần cứng ảo. Lợi ích lớn nhất của SITL là cho phép sử dụng toàn bộ các công cụ phát triển bằng ngôn ngữ C++ trên máy tính như các trình gỡ rối, công cụ phân tích dữ liệu hay mô phỏng không gian ba chiều giúp khả năng phát triển và kiểm thử tính năng mới trên ArduPilot trở nên đơn giản hơn.

3.3. Chương trình điều khiển và mô phỏng



Hình 3.9: Kiến trúc phần mềm mô phỏng SITL

3.3. Chương trình điều khiển và mô phỏng



Hình 3.10: Mô phỏng một quadcopter bay theo quỹ đạo ở BKU cơ sở 2

Tài liệu tham khảo

- [1] Ardupilot Copter Introduction
<http://ardupilot.org/copter/docs/introduction.html>
- [2] Ardupilot Development Site
<http://ardupilot.org/dev/index.html>
- [3] Cao Hoàng Tiến, *Điều khiển bám quỹ đạo cho mô hình máy bay bốn cánh quạt - Quadroter*, 2014
- [4] Lâm Ngọc Tâm, *Thiết kế và chế tạo mô hình máy bay-Quadrocopter*, Tuyển tập Báo cáo Hội nghị Sinh viên Nghiên cứu Khoa học lần thứ 8 Đại học Đà Nẵng 2012
- [5] Alvin Ng, Qiwanng Foo, R. Jumat, T. R. Victor, W. C. Koh, S. Srigrarom, *Design and Build of Swarm Quadroter UAVs at UGS*, University of Glasgow Singapore