

BỘ GIÁO DỤC & ĐÀO TẠO
TRƯỜNG ĐẠI HỌC SƯ PHẠM KỸ THUẬT TP. HỒ CHÍ MINH
KHOA ĐIỆN – ĐIỆN TỬ
BỘ MÔN TỰ ĐỘNG ĐIỀU KHIỂN

-----Δ-----



ĐỒ ÁN MÔN HỌC

ĐỀ TÀI: Thiết kế mô hình và bộ điều khiển PID cho
Quadcopter cân bằng dùng thuật toán Optical Flow

GVHD: TS. Trần Đức Thiện

SVTH:

MSSV:

Nguyễn Đức Mạnh 19151253

Tạ Trần Nhật Minh 19151034

Tp. Hồ Chí Minh tháng 12 năm 2022

Lời cảm ơn

Trong khoảng thời gian ba năm được học tập và rèn luyện dưới mái trường Đại học Sư phạm Kỹ thuật Tp. Hồ Chí Minh đã cho chúng em cơ hội tiếp thu những kiến thức không chỉ có trong sách vở mà còn là những câu chuyện thực tế, những ví dụ minh họa sinh động được các Thầy, Cô truyền đạt vào những buổi học lý thuyết và thực hành, tất cả sẽ là hành trang tri thức quý báu, là nền tảng vững vàng nâng bước chúng em trên con đường sự nghiệp phía trước.

Nhóm em xin được gửi lời cảm ơn chân thành đến thầy TS. Trần Đức Thiện đã tận tình chỉ bảo, hướng dẫn và đóng góp những ý kiến vô cùng quý giá giúp nhóm em hoàn thành đồ án môn học này. Nhóm cũng xin cảm ơn quý Thầy, Cô đang công tác tại khoa Điện - Điện tử cùng các Thầy, Cô trong toàn trường đã giảng dạy nhiệt tình và truyền tải các kinh nghiệm quý giá cho nhóm trong suốt ba năm học vừa qua.

Tuy đã có sự chuẩn bị trong bài báo cáo đồ án môn học này song không thể tránh khỏi những sai sót. Vì vậy, nhóm em rất mong nhận được sự chỉ bảo, đóng góp ý kiến của quý Thầy Cô để nhóm có cơ hội nâng cao kiến thức và kỹ năng của mình, cũng như là một nền tảng vững chắc để nhóm tiến xa hơn trong tương lai.

Nhóm em xin chân thành cảm ơn!

Mục lục

Mục lục	
Lời cảm ơn.....	i
Mục lục	ii
Danh sách hình ảnh	iv
Danh sách bảng.....	vi
Chương 1. TỔNG QUAN	1
1.1 GIỚI THIỆU	1
1.1.1 Nghiên cứu quốc tế.....	1
1.1.2 Nghiên cứu trong nước	4
1.2 MỤC TIÊU ĐỀ TÀI	6
1.3 PHƯƠNG PHÁP NGHIÊN CỨU	7
1.4 NỘI DUNG.....	7
Chương 2. CƠ SỞ LÝ THUYẾT	8
2.1 LÝ THUYẾT ĐIỀU KHIỂN MÁY BAY	8
2.2 LÝ THUYẾT ĐỘNG HỌC VÀ MÔ HÌNH TOÁN HỌC	9
2.2.1 Lý thuyết động học	9
2.2.2 Phương trình Newton-Euler	12
2.2.3 Hiệu ứng khí động học	13
2.2.4 Hệ thống IMU.....	14
2.2.5 Xác định góc nghiêng trong không gian.....	15
2.3 BỘ ĐIỀU KHIỂN PID	17
2.3.1 Định nghĩa	17
2.3.2 Chỉnh bộ điều khiển PID	18
2.4 BỘ LỌC KALMAN	19
2.4.1 Giới thiệu về bộ lọc Kalman.....	19
2.4.2 Bộ lọc Kalman một chiều	19
2.4.3 Phương pháp lập trình đa luồng.....	20
2.5 PHƯƠNG PHÁP OPTICAL FLOW	21
2.5.1 Lý thuyết.....	21
2.5.2 Thuật toán Lucas-Kanade	22
2.5.3 Theo dõi đặc trưng (feature tracking)	23
2.5.4 Cảm biến khoảng cách Lidar 1D	24
2.5.5 Mô hình pin-hole	25
Chương 3. THIẾT KẾ HỆ THỐNG	29
3.1 YÊU CẦU PHẦN CỨNG	29
3.2 SƠ ĐỒ KHỐI HỆ THỐNG	29

3.3	GIỚI THIỆU PHẦN CỨNG.....	29
3.3.1	Khung máy bay QAV 250.....	30
3.3.2	Động cơ không chổi than.....	30
3.3.3	Mạch điều khiển tốc độ động cơ (Electronic speed controllers)	31
3.3.4	Bộ điều khiển bay Mateksys F722-SE	33
3.3.5	Pin Lipo 3S	36
3.3.6	Cánh quạt.....	37
3.3.7	Camera Logitech C270	38
3.3.8	Raspberry Pi 4 Model B và mạch nguồn.....	39
3.3.9	Cảm biến khoảng cách TF-Luna ToF.....	40
3.3.10	Mạch chuyển USB UART PL2303	41
3.3.11	Giao tiếp Raspberry và máy tính	42
3.4	SƠ ĐỒ NỐI DÂY.....	42
3.5	XÂY DỰNG PHẦN CỨNG.....	43
Chương 4.	THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN	44
4.1	THIẾT KẾ BỘ LỌC KALMAN.....	44
4.2	THUẬT TOÁN OPTICAL FLOW.....	45
4.3	XÂY DỰNG BỘ ĐIỀU KHIỂN PID	47
4.4	LƯU ĐỒ TỔNG QUAN HOẠT ĐỘNG CỦA DRONE.....	52
Chương 5.	KẾT QUẢ VÀ ĐÁNH GIÁ	55
5.1	LỌC TÍN HIỆU CẢM BIẾN KHOẢNG CÁCH	55
5.2	ĐÁNH GIÁ THUẬT TOÁN XỬ LÝ ẢNH	55
5.2.1	Quá trình hiệu chỉnh Camera.....	55
5.2.2	Kết quả thuật toán Optical Flow.....	56
5.3	ĐÁNH GIÁ BỘ ĐIỀU KHIỂN PID.....	57
5.4	ĐÁNH GIÁ VỀ ĐỘ ỔN ĐỊNH CỦA QUADCOPTER.....	59
5.5	KẾT LUẬN VÀ HƯỚNG PHÁT TRIỂN	61
5.5.1	Kết luận	61
5.5.2	Hướng phát triển.....	61
	TÀI LIỆU THAM KHẢO	62

Danh sách hình ảnh

Hình 1.1: Thị phần đầu tư vào lĩnh vực drone tính đến năm 2021	2
Hình 1.2: DJI Mavic Pro Mini.....	2
Hình 1.3: Một mô hình DJI Mavic 3	3
Hình 1.4: Drone bay bám theo đối tượng	3
Hình 1.5: Drone trình diễn ánh sáng	4
Hình 1.6: HERA Drone	6
Hình 2.1: Cấu trúc chuyển động của Quadcopter.....	9
Hình 2.2: Các chuyển động cơ bản của Quadcopter	9
Hình 2.3: Các giá trị biến động học trên Quadcopter.....	10
Hình 2.4: Góc Euler.....	15
Hình 2.5: Hình chiếu của trục Z trên trục tiêu chuẩn	16
Hình 2.6: Hình chiếu của trục Y trên trục tiêu chuẩn.....	16
Hình 2.7: Bộ điều khiển PID	18
Hình 2.8: Sơ đồ khối một quá trình lọc của bộ lọc Kalman	20
Hình 2.9: Phương pháp xử lý đa luồng.....	21
Hình 2.10: Pyramid Lucas-Kanade (PLK)	22
Hình 2.11: Phương pháp Harris corner.....	23
Hình 2.12: Phương pháp Shi-Tomashi corner	23
Hình 2.13: Lưu đồ theo dõi đặc trưng	24
Hình 2.14: Nguyên lý hoạt động của Lidar 1D	25
Hình 2.15: Mô hình chiếu pin-hole	26
Hình 2.16: Hình chiếu phối cảnh của mô hình pin-hole.....	27
Hình 2.17: Góc camera từ quadcopter chiếu xuống đất	28
Hình 3.1: Sơ đồ khối hệ thống.....	29
Hình 3.2: Khung máy bay	30
Hình 3.3: Chi tiết cách lắp ráp khung QAV 250	30
Hình 3.4: Động cơ không chổi than MT2204 - 2300KV	31
Hình 3.5: So sánh tốc độ các giao thức ESC	32
Hình 3.6: ESC 2S-4S 30A Dshot600 BLHeli-S	32
Hình 3.7: Mạch bay Mateksys F722-SE.....	33
Hình 3.8: Các cảm biến trên mạch bay.....	35
Hình 3.9: Pin Lipo 3S 2300mAh	36
Hình 3.10: Kích thước của cánh quạt	38
Hình 3.11: Cánh quạt ba lá GEMFAN 5.1 Inch	38
Hình 3.12: Camera Logitech C270.....	38
Hình 3.13: Raspberry Pi 4 model B.....	40
Hình 3.14: Mạch hạ áp cho Raspberry	40
Hình 3.15: Cảm biến khoảng cách TF-Luna ToF.....	41
Hình 3.16: Mạch chuyển USB UART PL2303	41
Hình 3.17: Giao tiếp Raspberry và máy tính qua Wifi.....	42
Hình 3.18: Sơ đồ nối dây.....	43
Hình 3.19: Tổng quan phần cứng drone	43
Hình 4.1: Lưu đồ thuật toán xử lý ảnh	46
Hình 4.2: Sơ đồ bộ điều khiển độ cao	47
Hình 4.3: Sơ đồ bộ điều khiển độ cao có thêm bộ lọc Kalman	48
Hình 4.4: Lưu đồ bộ điều khiển PID giữ độ cao	49
Hình 4.5: Sơ đồ khối bộ điều khiển PID vị trí.....	50
Hình 4.6: Lưu đồ quá trình điều khiển vị trí Quadcopter	51

Hình 4.7: Bộ điều khiển chung của hệ thống	52
Hình 4.8: Lưu đồ hoạt động của Drone	53
Hình 5.1: Kết quả so sánh dữ liệu chưa lọc và đã qua bộ lọc Kalman	55
Hình 5.2: Quá trình hiệu chỉnh Camera	56
Hình 5.3: Kết quả áp dụng thuật toán PLK khi có ít đặc trưng	57
Hình 5.4: Kết quả áp dụng thuật toán PLK khi có nhiều đặc trưng	57
Hình 5.5: Kết quả thực tế quadcopter giữ độ cao và vị trí	58
Hình 5.6: Kết quả bộ điều khiển PID giữ độ cao	58
Hình 5.7: Đồ thị thể hiện góc Roll khi bay trong thực tế	59
Hình 5.8: Đồ thị thể hiện góc Pitch khi bay trong thực tế	60
Hình 5.9: Đồ thị thể hiện độ dịch chuyển Quadcopter theo trục x	60
Hình 5.10: Đồ thị thể hiện độ dịch chuyển Quadcopter theo trục y	61

Danh sách bảng

Bảng 1: Các đề tài nghiên cứu về drone ở trường đại học Sư phạm Kỹ thuật TP. HCM	5
Bảng 2: Danh sách thiết bị sử dụng trong đề tài.....	29
Bảng 3: Thông số kỹ thuật của động cơ không chổi than MT2204 - 2300KV	31
Bảng 4: Thông số kỹ thuật của ESC 2S-4S 30A Dshot600 BLHeli-S	32
Bảng 5: Chi tiết các thành phần trên mạch bay	34
Bảng 6: Thông số chi tiết của MCU	34
Bảng 7: Thông số kỹ thuật của cảm biến ICM20602	35
Bảng 8: Thông số kỹ thuật của cảm biến MPU6000	35
Bảng 9: Thông số kỹ thuật của cảm biến BMP280	36
Bảng 10: Thông số kỹ thuật của Pin Lipo 3S 2300mAh	37
Bảng 11: Thông số kỹ thuật của Camera Logitech C270	38
Bảng 12: Thông số kỹ thuật của mạch hạ áp	40
Bảng 13: Thông số kỹ thuật của cảm biến khoảng cách TF-Luna ToF.....	41
Bảng 14: Thông số kỹ thuật của mạch chuyển USB UART PL2303	41
Bảng 15: Bảng các thông số của bộ lọc	44

Chương 1. TỔNG QUAN

1.1 GIỚI THIỆU

Trong những năm gần đây, với sự phát triển của công nghệ 4.0, UAV (Unmanned Aerial Vehicle) ngày càng phổ biến và được sử dụng rộng rãi trong nhiều lĩnh vực trong cuộc sống, từ trong nông nghiệp cho đến quân sự. UAV được định nghĩa là phương tiện cơ giới không có người lái, sử dụng lực khí động học để di chuyển. UAV có thể bay thông qua tín hiệu điều khiển bằng tay cầm hoặc tự hành bằng các hệ thống máy tính nhúng xử lý chương trình điều khiển. Các quốc gia phát triển như Mỹ, Nga, Trung Quốc đều đang đẩy mạnh phát triển các hệ thống máy bay không người lái vào trong lĩnh vực quân sự. Ngoài ra, các biến thể của UAV còn được sử dụng rộng rãi trong tìm kiếm cứu hộ, khai thác những nơi mà con người không thể đặt chân đến được, hay áp dụng trong việc giao hàng, quay phim...

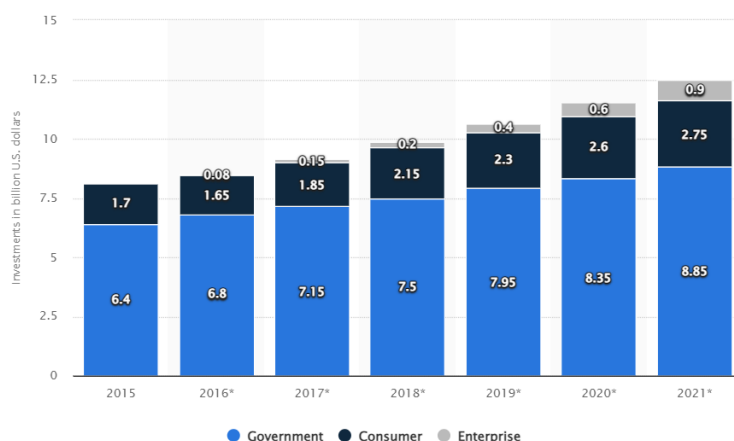
Quadcopter là một dạng phổ biến nhất của UAV được trang bị với bốn động cơ và bốn cánh quạt, hoạt động dựa trên nguyên lý động học. Quadcopter bắt đầu định hình được cấu trúc máy bay vào đầu những năm thập niên 2000s. Mãi cho đến giai đoạn từ 2005-2010, với sự ra đời của nhiều vi điều khiển và cảm biến có kích thước và khối lượng nhỏ như IMU, Barometer, đã tạo điều kiện cho sự phát triển bùng nổ của Quadcopter với khả năng giao tiếp đa dạng và dễ dàng thiết kế nhỏ gọn hơn trước. Chính vì sự đa di năng của các hệ thống quadcopter, ngày nay nhiều thuật toán điều khiển thông minh như xử lý ảnh hay trí tuệ nhân tạo ngày càng được áp dụng nhiều trên các mô hình quadcopter này. Do đó tình hình nghiên cứu về drone ngày càng được mở rộng và phát triển cả trên thị trường quốc tế và trong nước.

1.1.1 Nghiên cứu quốc tế

Trong những năm gần đây, thị trường thương mại của drone đang ngày càng phát triển mạnh mẽ. Mặc dù sự ra đời của Covid-19 đã tác động nghiêm trọng đến nhu cầu sử dụng và chế tạo máy bay không người lái, việc kết nối lại các hoạt động kinh tế vào năm 2021 đã phục hồi nhu cầu về máy bay không người lái. Máy bay không người lái đã định nghĩa lại và nâng cao năng suất của nhiều ngành. Với sự tăng trưởng trong việc ứng dụng drone trong các lĩnh vực khác nhau, các công ty đang đầu tư đáng kể vào các

CHƯƠNG 1. TỔNG QUAN

giải pháp phân tích chế tạo máy bay không người lái. Trong đó DJI là hãng sản xuất drone lớn nhất thế giới có trụ sở tại Trung Quốc và nơi đây đã trở thành trung tâm sản xuất máy bay không người lái toàn cầu trong sáu năm qua. Hãng nghiên cứu thị trường BI Intelligence đã đưa ra ước tính đầu tư phần cứng của drone trên thị trường toàn cầu đạt hơn 12 tỷ USD vào năm 2021.



Hình 1.1: Thị phần đầu tư vào lĩnh vực drone tính đến năm 2021



Hình 1.2: DJI Mavic Pro Mini

Flycam

Flycam là thiết bị bay không người lái được trang bị camera cho phép người dùng điều khiển, quan sát từ xa để chụp ảnh và ghi hình trên cao. Hiện nay thiết bị này chắc hẳn không còn xa lạ với mọi người. Flycam ngày càng được đổi mới về kiểu dáng, kích thước, thời gian bay, khoảng cách điều khiển, chất lượng camera, công nghệ và giá cả hợp lý. Hình dưới đây cho thấy hình ảnh một chiếc Flycam khá phổ biến trên thị trường – DJI Mavic 3.



Hình 1.3: Một mô hình DJI Mavic 3

Drone với công nghệ theo dõi đối tượng và tránh vật cản

Với công nghệ theo dõi đối tượng, drones được lập trình để bay bám theo đối tượng, mang đến những thước phim độc đáo. Với DJI Mavic3, hãng có sử dụng công nghệ Active Track, người dùng có thể chọn bounding box bao quanh đối tượng cần Track và drone sẽ bay bám theo đối tượng đó. Tính năng Follow-me cũng giúp drone bay theo người khi chỉ có một người trong khung hình bằng cách sử dụng GPS. Bên cạnh đó, việc trang bị các cảm biến Lidar giúp drone có thể tránh vật cản trong quá trình bay.



Hình 1.4: Drone bay bám theo đối tượng

Máy bay không người lái sử dụng GPS/GCS

Máy bay không người lái trang bị GPS, được điều khiển từ xa thông qua các thiết bị như điện thoại, máy tính bảng hoặc máy tính cùng với một máy phát sóng radio telemetry được gọi là trạm điều khiển mặt đất (GCS). Từ trạm điều khiển mặt đất, máy bay có thể được điều khiển theo một lộ trình được quy hoạch sẵn. Ngoài ra, máy bay không người lái có thể được lập trình để theo dõi máy phát có trang bị GPS để giữ đối tượng trong khung hình máy ảnh. Việc theo dõi đối tượng sử dụng GPS cũng là một

hướng nghiên cứu và đã có sản phẩm thương mại. Tuy nhiên GPS cũng có nhược điểm là dễ bị nhiễu sóng và mất tín hiệu ở một số nơi địa hình rừng núi hiểm trở.

Drone trình diễn ánh sáng

Drone ngày nay còn được ứng dụng trong các dự án trình diễn ánh sáng cho các sự kiện lớn. Dự án trình diễn ánh sáng bằng drone đạt kỷ lục Guinness của hãng xe hơi Genesis Trung Quốc với 3281 drones.



Hình 1.5: Drone trình diễn ánh sáng

1.1.2 Nghiên cứu trong nước

Nghiên cứu của sinh viên trong nước

Chủ đề drone là một chủ đề khá hấp dẫn và thu hút nhiều bạn sinh viên đam mê nghiên cứu. Nhiều mô hình drone đã được chọn để nghiên cứu trong các luận văn đồ án tốt nghiệp cũng như nghiên cứu khoa học. Tuy nhiên yêu cầu nhiều về kiến thức khoa học và việc thiếu kinh nghiệm nghiên cứu UAV, nên các đề tài về máy bay không người lái của sinh viên vẫn còn nhiều hạn chế. Máy bay không người lái kết hợp với các công nghệ mới như xử lý ảnh, thuật toán AI, IoT,... đã và đang được nghiên cứu và giảng dạy ngày càng nhiều tại các trường đại học.

Tình hình nghiên cứu một số đề tài tiêu biểu về drone của trường đại học Sư Phạm Kỹ thuật TP.Hồ Chí Minh được trình bày như bảng 1:

CHƯƠNG 1. TỔNG QUAN

Bảng 1: Các đề tài nghiên cứu về drone ở trường đại học Sư phạm Kỹ thuật TP. HCM

STT	Tên đề tài	Tác giả	Khóa	Nội dung
1	Design and implement a quadcopter model autonomously landing on a stationary target	Trần Lê Anh, Lê Tuấn Thông	K14	Thiết kế và sử dụng các bộ điều khiển PID, LQR, bộ lọc Kalman và giải thuật xử lý ảnh để quadcopter tự động hạ cánh trên một vị trí xác định.
2	Research, design and construct an autonomously human detection and tracking quadcopter prototype	Lê Mạnh Cường	K15	Nghiên cứu, thiết kế và ứng dụng bộ điều khiển PID, mạng học sâu SSD MobileNet v2-lite và thuật toán tracking để quadcopter tự động phát hiện và bám theo người.
3	Xây dựng mô hình quadcopter và điều khiển bay bám theo đối tượng	Nguyễn Văn Minh Phụng, Nguyễn Thành Quang	K16	Nghiên cứu, thiết kế và ứng dụng bộ điều khiển PID và giải thuật xử lý ảnh để drone bay bám theo một vật thể di động.
4	Nghiên cứu, thiết kế và chế tạo mô hình quadcopter tự hành bay qua khoảng trống hẹp	Lê Ngọc Hiền Đức	K17	Nghiên cứu, thiết kế và chế tạo mô hình quadcopter; sử dụng giải thuật xử lý ảnh và tính toán quỹ đạo để quadcopter bay qua một khoảng trống hẹp.
5	Điều khiển mô hình drone bay bám theo đối tượng	Trương Lê Anh Tiến	K18	Nghiên cứu, áp dụng giải thuật thị giác máy và mô hình mạng học sâu để điều khiển drone bay bám theo đối tượng.

Nghiên cứu máy bay không người lái

Về lĩnh vực này nước ta cũng đạt được một số thành tựu nhất định. Có nhiều trung tâm, công ty nghiên cứu về UAV đã đạt được nhiều kết quả rất khả quan. Các mô hình đã đáp ứng được nhu cầu thực tế được đặt ra, đáp ứng được yêu cầu trong nước lẫn quốc tế. Đi đầu trong lĩnh vực này là các trung tâm nghiên cứu của Bộ quốc phòng với nhiều loại máy bay không người lái thực hiện các nhiệm vụ quân sự, nghiên cứu, giám sát trên không và cứu hộ cứu nạn. Bên cạnh đó cũng có nhiều công ty sản xuất và cung cấp giải pháp về drone, ứng dụng chủ yếu trong các lĩnh vực nông nghiệp, công nghiệp và đã xuất khẩu sang các thị trường Mỹ, Châu Âu, Ấn Độ, Hình dưới đây là mô hình

HERA Drone mới nhất của Công ty TNHH Real-time Robotics Việt Nam được đem đi triển lãm tại Mỹ, là niềm tự hào của ngành công nghiệp Drone Việt Nam.



Hình 1.6: HERA Drone

Quadcopters có các đặc điểm thuận lợi cho nhiều ứng dụng như kiểm tra cơ sở hạ tầng, theo dõi và giám sát tài sản, do khả năng di chuyển qua lại, cất cánh và hạ cánh thẳng đứng. Nhờ sự phát triển gần đây của các thuật toán điều khiển máy bay, khả năng xử lý hình ảnh và đặc biệt là học máy, các máy bay quadcopters giờ đây có cơ hội tự chủ và được thông qua để cung cấp các chức năng trong nhiều kịch bản ứng dụng. Tuy nhiên, nó cần được thiết kế một bộ điều khiển tốt để có thể giữ ổn định độ cao và cân bằng khi thực hiện hành trình bay. Để thực hiện nhiệm vụ điều khiển ổn định đòi hỏi độ khó cao, vì Quadcopter là một robot với sáu bậc tự do nhưng chỉ có 4 giá trị ngõ vào điều khiển. Vì vậy, mục tiêu đồ án này là phát triển bộ điều khiển để giúp Quadcopter bay ổn định hơn.

1.2 MỤC TIÊU ĐỀ TÀI

Xây dựng phần cứng cho mô hình Quadcopter với kích thước $198 \times 235 \times 85 \text{ mm} \pm 10\%$.

Thiết kế bộ điều khiển PID để ổn định vị trí cho bộ khung Quadcopter bằng cách kết hợp cảm biến khoảng cách và xử lý ảnh.

Sử dụng xử lý ảnh dùng Optical Flow để giữ cân bằng Quadcopter. Dựa trên cảm biến TF Lunar 1D Lidar để đọc độ cao của Quadcopter, IMU cung cấp thông tin về độ nghiêng và góc quay để giúp cho quá trình cân bằng được ổn định hơn.

Tiến hành vận hành thực tế để kiểm tra đáp ứng của bộ điều khiển.

1.3 PHƯƠNG PHÁP NGHIÊN CỨU

Đọc các bài báo khoa học nước ngoài và trong nước liên quan đến phạm vi nghiên cứu hoặc đối tượng liên quan, các tài liệu tham khảo, trao đổi với các anh/chị và thầy/cô đã từng làm các đề tài có liên quan đến.

Phương pháp nghiên cứu cho đối tượng drone là áp dụng phương pháp thử sai các thông số của bộ điều khiển PID để tìm ra bộ thông số tốt nhất.

1.4 NỘI DUNG

Chương 1: Tổng quan

Chương này trình bày một cách tổng quan về đề án thực hiện bao gồm giới thiệu đề tài, mục tiêu đề tài, phương pháp nghiên cứu và nội dung đề tài.

Chương 2: Cơ sở lý thuyết

Chương này cung cấp cơ sở lý thuyết phục vụ cho đề án gồm lý thuyết điều khiển máy bay, lý thuyết động học và mô hình toán học, bộ điều khiển PID và xử lý ảnh dùng Optical Flow.

Chương 3: Thiết kế hệ thống

Chương này trình bày chi tiết về thiết kế phần cứng của mô hình, bao gồm phần khung và các thiết bị điện tử ở trên máy bay. Hệ thống cơ khí gồm hình dáng, kích thước và lắp ráp các bộ phận máy bay.

Chương 4: Thuật toán điều khiển

Chương này trình bày chi tiết về cách thiết kế thuật toán cho bộ điều khiển PID của máy bay và áp dụng thuật toán Optical Flow cho Quadcopter cân bằng.

Chương 5: Kết quả và đánh giá

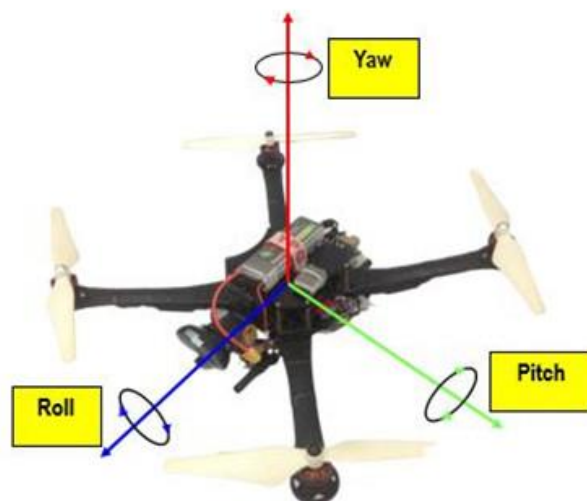
Chương này trình bày chi tiết kết quả thực nghiệm khi ứng dụng bộ điều khiển PID trên mô hình Quadcopter, đánh giá về độ ổn định của Quadcopter khi dùng xử lý ảnh.

Chương 2. CƠ SỞ LÝ THUYẾT

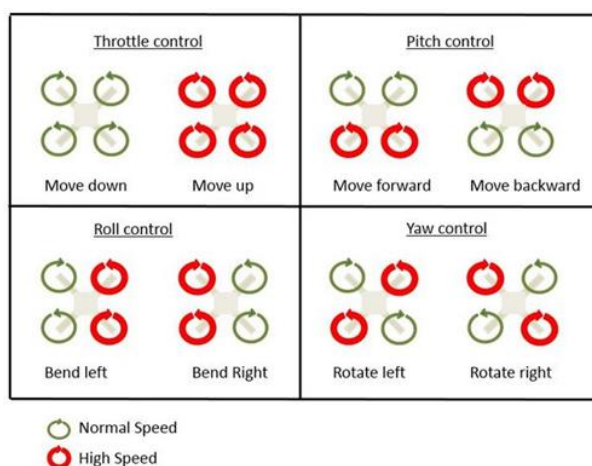
2.1 LÝ THUYẾT ĐIỀU KHIỂN MÁY BAY

UAV rất đa dạng về các biến thể, tùy thuộc vào số cánh quạt mà có thể đặt tên cho từng loại. Quadcopter là một UAV với 4 động cơ cánh quạt, tạo ra lực nâng để máy bay cất cánh. Hướng của cánh quạt quadcopter cùng với vòng quay và tốc độ là các yếu tố quyết định khả năng bay và cơ động của máy bay.

Để máy bay có thể cất cánh bay lên không trung, một lực tạo ra phải có độ lớn lớn hơn lực hấp dẫn của trái đất. Khi bay lên, các cánh quạt quadcopter đẩy không khí xuống và tạo ra lực nâng nâng thân máy bay lên. Tất cả 4 cánh quạt phải tạo ra lực đẩy bằng nhau khi quadcopter cất cánh và hạ cánh (tăng hoặc giảm ga). Quadcopter là một robot với 6 bậc tự do. Chính vì vậy, ngoài các chuyển động tịnh tiến theo các phương x, y và z, nó còn chuyển động theo các góc roll, pitch và yaw. Yaw là độ lệch hoặc quay đầu hoặc sang phải hoặc trái của quadcopter. Góc yaw được điều khiển bằng cách thay đổi tốc độ giữa các cặp động cơ trước - phải sau - trái và trước - trái sau - phải sao cho tổng lực đẩy của bốn rotor là không đổi. Pitch là chuyển động của quadcopter về phía trước hoặc phía sau. Góc pitch được điều khiển bằng cách thay đổi tốc độ của phía trước (cánh quạt trước bên phải - trực trước) và phía sau (cánh quạt sau phải - sau trái), trong khi vẫn giữ được tổng lực đẩy. Roll là góc mà thể hiện độ nghiêng về một bên, ví dụ như nghiêng sang trái hoặc phải). Góc roll được điều khiển bằng cách thay đổi tốc độ giữa bên phải (cánh quạt trước-phải và cánh quạt sau-phải) và bên trái (cánh quạt trước trái và cánh quạt sau trái).



Hình 2.1: Cấu trúc chuyển động của Quadcopter

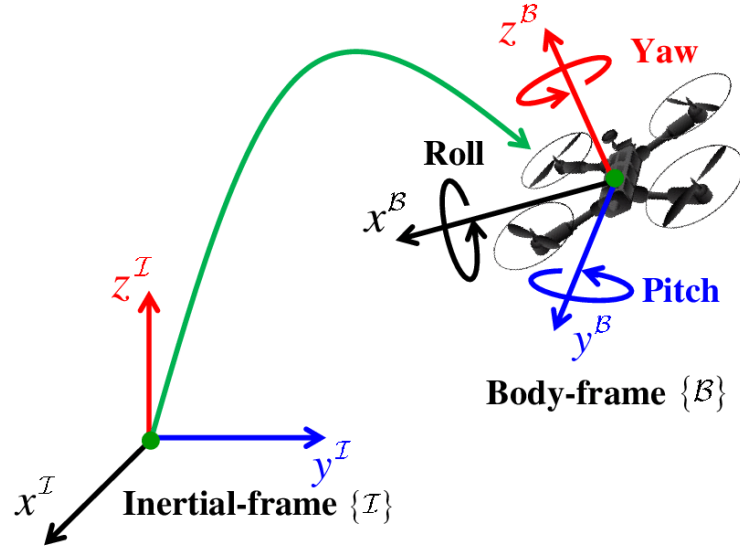


Hình 2.2: Các chuyển động cơ bản của Quadcopter

2.2 LÝ THUYẾT ĐỘNG HỌC VÀ MÔ HÌNH TOÁN HỌC

2.2.1 Lý thuyết động học

Một quadcopter có cấu trúc động học được trình bày ở Hình 2.3 với tốc độ góc, momen quán tính và lực nâng được điều khiển bằng bởi bốn động cơ cánh quạt.



Hình 2.3: Các giá trị biến động học trên Quadcopter

Các vị trí tuyến tính tuyệt đối được xác định trong khung quán tính theo trục x, y, z là ξ . Độ cao phụ thuộc vào các vị trí góc, với các đại lượng được xác định theo ba góc Euler η là roll, pitch và yaw. Góc pitch θ mô tả cho sự quay của thân máy bay quanh trục y . Góc roll ϕ thể hiện sự quay quanh trục x và góc yaw ψ xung quanh trục z . Vector q là một ma trận chứa cả hai vector vị trí dịch chuyển tuyến tính ξ và vector vị trí góc η .

$$\xi = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \eta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}, q = \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

Gốc tọa độ đặt trục của khung máy bay là ở giữa khung máy bay. Từ gốc tọa độ, ta định nghĩa được các ma trận vận tốc tuyến tính V_B và vận tốc góc v .

$$V_B = \begin{bmatrix} v_{x,B} \\ v_{y,B} \\ v_{z,B} \end{bmatrix}, v = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Ma trận xoay từ khung mô hình đến khung quán tính là:

$$R = \begin{bmatrix} C_\psi C_\theta & C_\psi S_\theta S_\phi - S_\psi C_\phi & S_\psi C_\theta S_\phi - S_\psi S_\phi \\ S_\psi C_\theta & S_\psi S_\theta S_\phi - C_\psi C_\phi & S_\psi S_\theta C_\phi - C_\psi C_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

Trong đó: $C_x = \cos(x)$, $S_x = \sin(x)$, $R^{-1} = R^T$ là ma trận nghịch đảo thực hiện phép xoay từ hệ quán tính đến khung mô hình.

Ma trận chuyển đổi cho vận tốc góc từ hệ tuyến tính đến hệ trục thân máy bay là W_η . Và ma trận nghịch đảo W_η^{-1} thể hiện sự chuyển đổi từ hệ trục thân máy bay sang hệ tuyến tính.

$$\dot{\eta} = W_\eta^{-1}v$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & S_\phi T_\theta & C_\phi T_\theta \\ 0 & C_\phi & -S_\phi \\ 0 & S_\phi / C_\theta & C_\phi / C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

$$v = W_\eta \dot{\eta}$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S_\theta \\ 0 & C_\phi & C_\theta S_\phi \\ 0 & -S_\theta & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

Trong đó: $T_x = \tan(x)$, Ma trận W_η có thể nghịch đảo nếu $\theta \neq \left(\frac{2k-1}{2}\right)\phi, k \in Z$

Cấu trúc của quadcopter là đối xứng nên ma trận quán tính là một ma trận chéo Y trong đó giá trị $I_{xx} = I_{yy}$.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

Vận tốc góc của rotor I, được kí hiệu là ω_i , sẽ tạo ra một lực f_i theo hướng trục của rotor. Vận tốc góc và gia tốc của rotor cũng sinh ra momen τ_{M_i} xung quanh trục động cơ.

$$f_i = k\omega^2, \tau_{M_i} = b\omega^2 + I_M \dot{\omega}_i \quad (1.7)$$

Trong đó: k là hệ số nâng, b là hệ số cản, I_M là momen quán tính của rotor.

Lực tổng hợp của các rotor tạo ra lực đẩy T theo hướng của trục Z của khung mô hình. T^B là lực tác dụng lên khung mô hình. Momen τ_B bao gồm các momen τ_ϕ τ_θ và τ_ψ theo các hướng của các góc trong khung mô hình tương ứng.

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i = k \sum_{i=1}^4 \omega_i^2$$

$$T^B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} lk(\omega_4^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_1^2) \\ lk(\omega_4^2 - \omega_3^2 - \omega_2^2 + \omega_1^2) \\ \sum_{i=1}^4 \tau_{M_i} \end{bmatrix} \quad (1.9)$$

Trong đó:

l là khoảng cách giữa động cơ và trọng tâm của quadcopter.

Chuyển động của trục Roll có được bằng cách giảm vận tốc rotor thứ hai và thứ nhất và ngược lại ta tăng vận tốc với rotor thứ ba và thứ tư.

Chuyển động của trục Pitch có được bằng cách giảm vận tốc rotor thứ nhất và thứ tư cùng đó tăng vận tốc của rotor thứ hai và thứ hai.

Chuyển động của trục Yaw có được bằng cách tăng tốc độ của hai rotor quay ngược chiều nhau và giảm của hai rotor ngược lại.

2.2.2 Phương trình Newton-Euler

Quadcopter được giả định là một vật cứng, do đó để mô tả động học của nó thì có thể sử dụng phương trình Newton-Euler. Trong hệ trục khung máy bay, tổng lực cần thiết cho gia tốc của khối lượng $m\dot{V}_B$ và lực ly tâm $v \times (mV_B)$ bằng với tổng của trọng lực $R^T G$ và lực đẩy đẩy của rotor T_B .

$$m\dot{V}_B + v \times (mV_B) = R^T G + T_B \quad (1.10)$$

Trong khung quán tính, lực ly tâm bị vô hiệu hóa. Do đó, chỉ có lực hấp dẫn lực, độ lớn và hướng của lực đẩy đóng góp vào gia tốc của quadcopter.

$$m\ddot{\xi} = G + RT_B \quad (1.11)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\phi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

Trong khung mô hình, gia tốc góc của quán tính I_v , lực hướng tâm $v \times (I_v)$ và lực con quay (gyroscoper) Γ bằng momen ngoài τ .

$$\tau = I\dot{v} + v \times (Iv) + \Gamma \quad (1.13)$$

$$\dot{v} = I^{-1} \left(- \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{zz}p \\ I_{yy}p \\ I_{xx}p \end{bmatrix} - I_r \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) \omega_\Gamma + \tau \quad (1.14)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{yy} - I_{zz})qr / I_{xx} \\ (I_{zz} - I_{xx})qr / I_{yy} \\ (I_{xx} - I_{yy})qr / I_{zz} \end{bmatrix} - I_r \begin{bmatrix} q / I_{xx} \\ -q / I_{yy} \\ 0 \end{bmatrix} \omega_\Gamma + \begin{bmatrix} \tau_\phi / I_{xx} \\ \tau_\theta / I_{yy} \\ \tau_\psi / I_{zz} \end{bmatrix} \quad (1.15)$$

Trong đó: $\omega_\Gamma = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4$ là gia tốc góc trong khung quán tính bị ảnh hưởng bởi gia tốc trong khung mô hình với ma trận biến đổi W_η^{-1} và đạo hàm theo thời gian của nó.

$$\begin{aligned} \ddot{\eta} &= \frac{d}{dt}(W_\eta^{-1}v) = \frac{d}{dt}(W_\eta^{-1})v + W_\eta^{-1}\dot{v} \\ &= \begin{bmatrix} 0 & \dot{\phi}C_\phi T_\theta + \dot{\theta}S_\phi / C_\theta^2 & -\dot{\phi}S_\phi C_\theta + \dot{\theta}C_\phi / C_\theta^2 \\ 0 & -\dot{\phi}S_\phi & -\dot{\phi}C_\phi \\ 0 & \dot{\phi}C_\phi / C_\theta + \dot{\phi}S_\phi T_\theta / C_\theta & -\dot{\phi}S_\phi / C_\theta + \dot{\theta}C_\phi T_\theta / C_\theta \end{bmatrix} v + W_\eta^{-1}\dot{v} \end{aligned} \quad (1.16)$$

2.2.3 Hiệu ứng khí động học

Ở những phần trên, mô hình toán học được xây dựng trong điều kiện không có sự tác động từ những yếu tố ngoại lực phức tạp. Thực tế, mô hình Quadcopter khi thực nghiệm sẽ phải chịu thêm lực cản do không khí tạo ra và điều này ảnh hưởng đến sự vận hành ổn định của mô hình. Chính vì vậy, công thức sau thể hiện sự biến đổi trong gia tốc khi có tác động của ngoại lực.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{T}{m} \begin{bmatrix} C_\psi S_\theta C_\phi + S_\psi S_\phi \\ S_\phi S_\theta C_\phi - C_\psi S_\phi \\ C_\theta C_\phi \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} A_x & 0 & 0 \\ 0 & A_y & 0 \\ 0 & 0 & A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (1.17)$$

Trong đó: A_x, A_y và A_z là các hệ số lực cản đối với vận tốc trong các hướng tương ứng trong hệ quy chiếu quán tính.

Một số hiệu ứng khí động học khác có thể đưa vào mô hình. Sự ảnh hưởng của khí động học rất phức tạp để mô hình hóa. Cũng vì thế một số các tác động lớn khi vận tốc của mô hình đang lớn. Do đó, những hiệu ứng này sẽ được loại bỏ khỏi mô hình sẽ giúp mô hình toán đơn giản hơn.

2.2.4 Hệ thống IMU

Inertial Measurement Unit (IMU) là một thiết bị đo lường điện tử nhằm xác định các giá trị vận tốc, hướng, gia tốc trọng trường của một số phương tiện như máy bay, tên lửa ... IMU là sự kết hợp của các cảm biến bao gồm gia tốc kế, con quay hồi chuyển và cảm biến từ tính tùy theo thiết bị. IMU thường được sử dụng để điều khiển chuyển động của các phương tiện có người lái hoặc tự lái.

Inertial Navigation System (INS) được sử dụng hầu hết trong vận chuyển, hàng không vũ trụ, xe cộ, cũng như robot tự động. Dữ liệu được thu thập từ các cảm biến cho phép máy tính xác định vị trí của các đối tượng sử dụng bằng cách sử dụng cách tính toán dẫn đường dự đoán. INS bao gồm hai thành phần: IMU và máy tính dẫn hướng.

+ IMU chịu trách nhiệm đọc các giá trị đo được từ các cảm biến (gia tốc kế, con quay hồi chuyển ...) sau đó dữ liệu sẽ được gửi đến máy tính để tính toán và xác định vị trí hiện tại dựa trên vận tốc và thời gian.

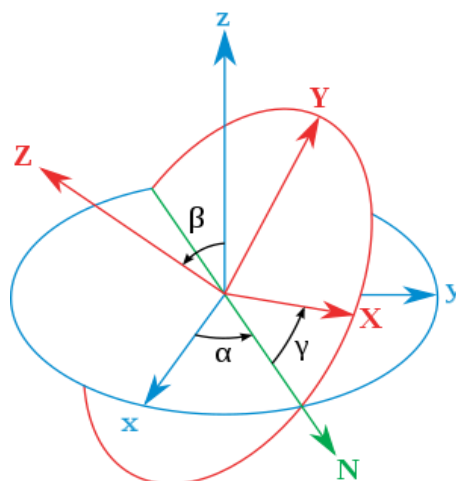
+ Máy tính dẫn đường có nhiệm vụ chuyển đổi tọa độ, tính toán gia tốc trọng trường và thực hiện các thuật toán tích phân. Hình 2.1 cho thấy các góc Euler của quadcopter.

Tuy nhiên, nhược điểm cơ bản nhất của IMU là chúng thường tích lũy sai số theo thời gian. Vì liên tục cập nhật các thay đổi được đo lường dựa trên các giá trị đã tính toán trước đó, bất kỳ sai số nào dù là nhỏ nhất quy mô đo lường sẽ tích lũy theo thời gian. Điều này dẫn đến sự chênh lệch giữa các giá trị tính toán và giá trị thực tế của hệ thống. Để đảm bảo rằng độ chính xác của điều hướng hệ thống được duy trì, giải pháp là sử dụng các module điển hình khác như Global Positioning System (GPS), cảm biến trọng lực, cảm biến vận tốc, la bàn điện tử ... các giá trị trả về trên sẽ chịu trách nhiệm chỉnh sửa lại các giá trị IMU.

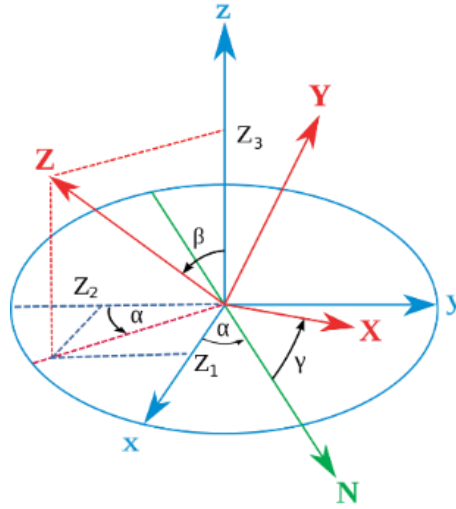
2.2.5 Xác định góc nghiêng trong không gian**2.2.5.1 Phương pháp Euler**

Các góc Euler được phát triển bởi Leonhard Euler để mô tả hướng của một vật thể khối trong không gian Euclidean ba chiều. Để cung cấp cho một đối tượng cụ thể định hướng trong không gian nên nó được thể hiện bởi ba phép tính được mô tả bởi các phương trình Euler cho các góc. Điều này tương đương với việc nói rằng một ma trận xoay có thể phân tách thành một tích của ba phép quay. Leonhard Euler là người đầu tiên cố gắng mô tả định hướng. Anh ta tưởng tượng ra ba hệ quy chiếu có thể quay ngược nhau và nhận ra rằng bằng cách sử dụng một hệ quy chiếu cố định và thực hiện ba lần, anh ta mô tả bất kỳ hệ quy chiếu nào trong không gian (sử dụng hai vòng quay trên một trục tung và chuyển động quay trên hai trục còn lại). Các giá trị ba vòng quay được gọi là góc Euler. Hình 2.4 cho thấy các góc Euler.

Một định nghĩa trước đây được gọi là quy ước z-x-z là định nghĩa thông thường nhất. Hệ thống xyz (cố định) được hiển thị bằng màu xanh lam, hệ thống XYZ (xoay) được hiển thị bằng màu đỏ. Dòng của các nút giao của mặt phẳng tọa độ (x,y) và (X,Y) ở mặt phẳng (N) được hiển thị màu xanh lá cây. α là góc giữa trục x và đường thẳng của các nút, β là góc giữa trục z và trục Z, γ là góc giữa trục X và các nút, trong đó α và γ nằm trong khoảng từ 0 đến 2π và β nằm trong khoảng từ 0 đến π Hình 2.5 và Hình 2.6 xét hệ tọa độ với các vector đơn vị (X, Y, Z).



Hình 2.4: Góc Euler

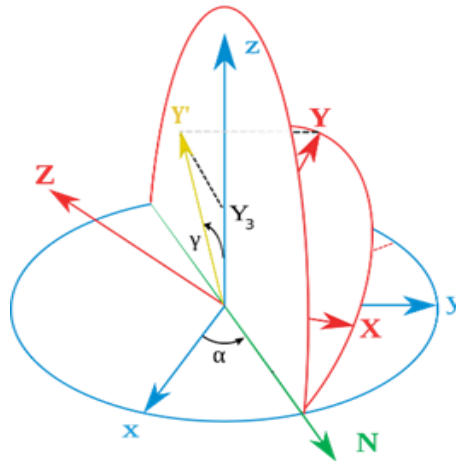


Hình 2.5: Hình chiếu của trục Z trên trục tiêu chuẩn

Với: $\cos(\beta) = Z_3$, $\sin(\beta) = \sqrt{1 - Z_3^2}$, $\cos(\alpha) \times \sin(\beta) = -Z_2$

Từ các phương trình trên α, β, γ được tính như dưới đây:

$$\begin{aligned}\alpha &= \arccos\left(\frac{-Z_2}{\sqrt{1 - Z_3^2}}\right) \\ \beta &= \arccos(Z_3) \\ \gamma &= \arccos\left(\frac{Y_3}{\sqrt{1 - Z_3^2}}\right)\end{aligned}\tag{1.18}$$



Hình 2.6: Hình chiếu của trục Y trên trục tiêu chuẩn

2.2.5.2 Phương pháp Quaternion

Phương pháp Quaternion là một hệ thống số mở rộng các số phức. Phương trình được mô tả lần đầu tiên bởi nhà toán học người Ireland William Rowan Hamilton vào năm 1843 và áp dụng cho cơ học trong không gian ba chiều. Quaternion được ký hiệu là q được định nghĩa theo phương trình sau:

$$\begin{aligned} \mathbf{q} &= [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T \\ |\mathbf{q}|^2 &= q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \end{aligned} \quad (1.19)$$

Áp dụng cho phép quay trong không gian, với vector trục \mathbf{u} ($u_x^2 + u_y^2 + u_z^2 = 1$, \mathbf{u} là vector đơn vị) và góc quay θ ta sẽ có một phép xoay quaternion. Sau đó, chúng tôi tính được một ma trận xoay trong không gian ba chiều.

$$\mathbf{R}_{xyz} = \begin{bmatrix} 1 - 2 \times (q_2^2 + q_3^2) & 2 \times (q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2 \times (q_0 q_2 - q_1 q_3) \\ 2 \times (q_1 q_2 - q_0 q_3) & 1 - 2 \times (q_1^2 + q_3^2) & 2 \times (q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2 \times (q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2 \times (q_0 q_1 - q_1 q_2) & 1 - 2 \times (q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (1.20)$$

Sử dụng phương pháp Quaternion sẽ giúp giải quyết vấn đề khóa chống rung. Bộ phận khóa chống rung là sự mất đi một bậc tự do trong cơ chế ba chiều, ba góc, xảy ra khi trục của hai trong số ba gimbal được dẫn động thành một cấu hình song song, "khóa" hệ thống quay trong một không gian chu kỳ suy biến. Giá trị sau khi được đo bằng cảm biến sau đó có thể được xử lý bằng bộ vi xử lý. Các giá trị có thể nhận được có giá trị quaternion. Tuy nhiên, dựa trên quaternion, chúng ta không thể hình dung được các góc của độ nghiêng.

Vì vậy, chúng ta cần chuyển đổi từ góc quaternion sang góc Euler (yaw, pitch, roll) với công thức như sau:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{2 \times (q_0 q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2 \times (q_1^2 + q_2^2)} \\ \arcsin(2 \times (q_0 q_2 - q_1 q_3)) \\ \arctan \frac{2 \times (q_0 q_3 + q_1 q_2)}{1 - 2 \times (q_2^2 + q_3^2)} \end{bmatrix} \quad (1.21)$$

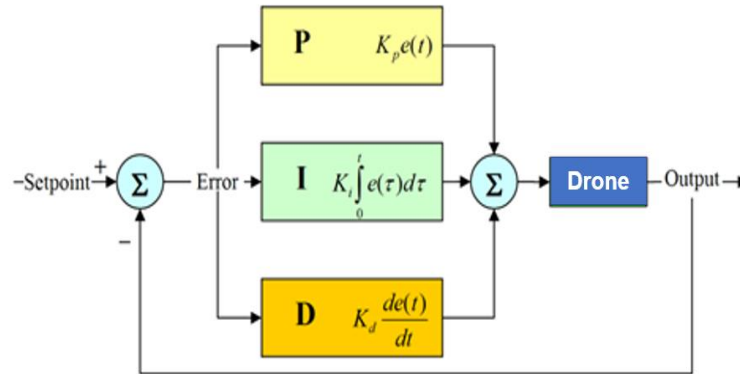
2.3 BỘ ĐIỀU KHIỂN PID

2.3.1 Định nghĩa

Bộ điều khiển PID (Proportional Integral Derivative) là một cơ chế phản hồi vòng điều khiển rộng rãi trong các hệ thống điều khiển vòng kín.

Bộ điều khiển sẽ tính toán giá trị sai số giữa giá trị đo thông số biến đổi và giá trị đặt mong muốn. Bộ điều khiển sẽ thực hiện giảm tối đa sai số bằng cách điều chỉnh giá trị điều khiển đầu vào. Để đạt được kết quả tốt nhất, các thông số PID sử dụng trong

tính toán phải điều chỉnh theo tính chất của hệ thống trong khi kiểu điều khiển là giống nhau, các thông số phải phụ thuộc vào đặc thù của hệ thống.



Hình 2.7: Bộ điều khiển PID

Phương trình thuật toán PID là:

$$u(t) = K_p \times e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1.22)$$

Trong đó:

K_p là tham số điều chỉnh tỉ lệ, giúp tạo ra tín hiệu điều chỉnh tỉ lệ với sai lệch đầu vào theo thời gian lấy mẫu.

K_i là tham số tích phân của sai lệch theo thời gian lấy mẫu, điều khiển tích phân là phương pháp điều chỉnh để tạo ra các tín hiệu điều chỉnh sao cho độ sai lệch giảm về 0.

K_d là tham số vi phân của sai lệch. Điều khiển vi phân tạo ra tín hiệu điều chỉnh sao cho tỉ lệ với tốc độ thay đổi sai lệch đầu vào.

$e(t) = SP - PV(t)$ là sai số (SP là điểm đặt, PV là biến quá trình).

t là thời gian hoặc thời gian tức thời (hiện tại).

τ là biến tích hợp (nhận giá trị từ thời gian 0 đến t).

2.3.2 Chỉnh bộ điều khiển PID

Điều chỉnh một vòng điều khiển là việc điều chỉnh các thông số điều khiển của nó (tỷ lệ độ lợi, độ lợi tích phân, độ lợi đạo hàm) đến các giá trị tối ưu cho điều khiển mong muốn phản ứng. Tính ổn định là một yêu cầu cơ bản. Nhưng ngoài ra, các hệ thống khác nhau có các nhu cầu khác nhau, các ứng dụng khác nhau có các yêu cầu khác nhau và các yêu cầu có thể xung đột với nhau. Điều chỉnh PID là một vấn đề khó khăn, thậm chí

mặc dù chỉ có ba tham số, vì nó phải đáp ứng các tiêu chí phức tạp trong những hạn chế của điều khiển PID.

Có một số phương pháp để điều chỉnh vòng lặp PID. Các phương pháp hiệu quả nhất thường liên quan đến việc phát triển một số dạng mô hình quy trình, sau đó chọn P, I và D dựa trên các tham số của mô hình động. Các phương pháp điều chỉnh thủ công có thể được tương đối tốn thời gian, đặc biệt là đối với các hệ thống có thời gian lặp dài. Sự lựa chọn của phương thức sẽ phụ thuộc phần lớn vào việc vòng lặp có thể được thực hiện "ngoại tuyến" cho điều chỉnh và về thời gian phản hồi của hệ thống. Nếu hệ thống có thể được đưa vào ngoại tuyến, phương pháp điều chỉnh tốt nhất thường liên quan đến việc yêu cầu hệ thống thực hiện một bước thay đổi trong đầu vào, đo lường đầu ra như một hàm của thời gian và sử dụng phản hồi này để xác định thông số điều khiển.

2.4 BỘ LỌC KALMAN

2.4.1 Giới thiệu về bộ lọc Kalman

Hầu hết các hệ thống hiện đại được trang bị nhiều cảm biến cung cấp ước tính các biến ẩn (chưa biết) dựa trên một loạt các phép đo. Ví dụ: máy thu GPS cung cấp ước tính vị trí và vận tốc, trong đó vị trí và vận tốc là các biến ẩn và chênh lệch thời gian của tín hiệu đến của các vệ tinh là phép đo.

Một trong những thách thức lớn nhất của hệ thống theo dõi và kiểm soát là cung cấp đúng và chính xác các dự đoán của biến ẩn khi không chắc chắn dữ liệu. Trong máy thu GPS, độ không đảm bảo của máy phụ thuộc vào nhiều yếu tố bên ngoài như nhiễu nhiệt, hiệu ứng khí quyển, sự thay đổi nhỏ của vị trí vệ tinh, độ chính xác của đồng hồ máy thu và nhiều yếu tố khác.

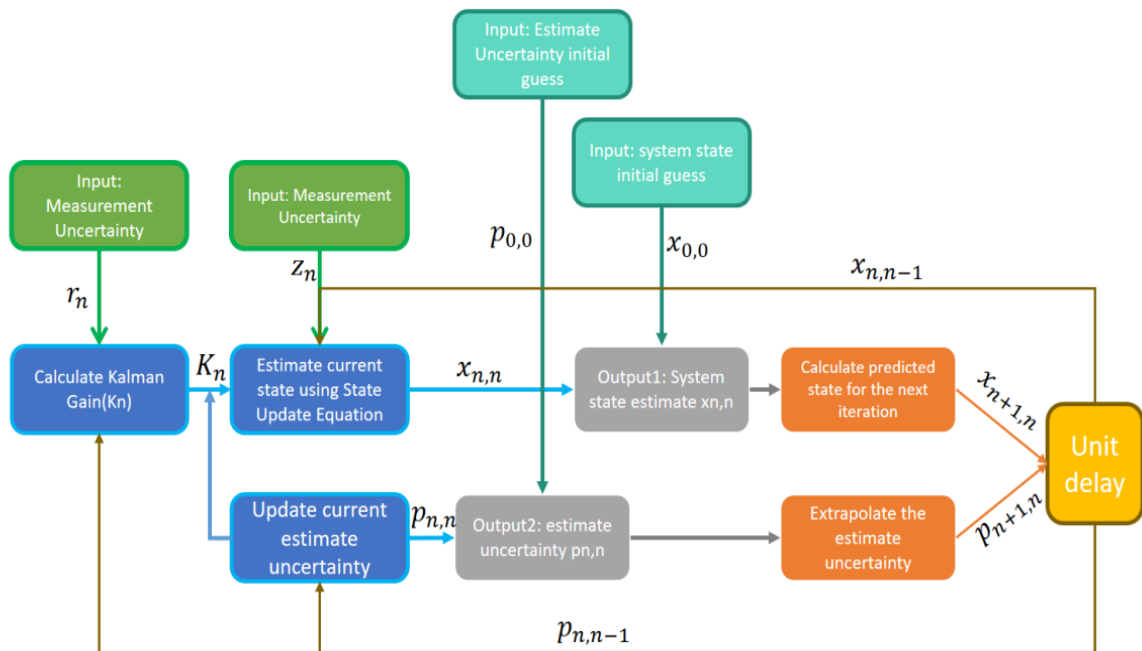
Kalman Filter là một trong những thuật toán ước lượng quan trọng và phổ biến nhất. Bộ lọc Kalman tạo ra các ước tính về các biến ẩn dựa trên các phép đo không chính xác và không chắc chắn. Ngoài ra, Kalman Filter còn cung cấp dự đoán về tương lai của trạng thái của hệ thống dựa trên các dự báo trong quá khứ.

2.4.2 Bộ lọc Kalman một chiều

Bộ lọc Kalman Filter một chiều tức là bộ lọc chỉ có thể theo dõi một biến trạng thái, chẳng hạn như khoảng cách hay vị trí trên trục tọa độ. Với mục đích ổn định tín hiệu theo một chiều nào đó, bộ lọc Kalman Filter được sử dụng. Một bộ lọc Kalman

gồm có hai quá trình bao gồm ước đoán trạng thái và điều chỉnh dự đoán dựa vào kết quả đo.

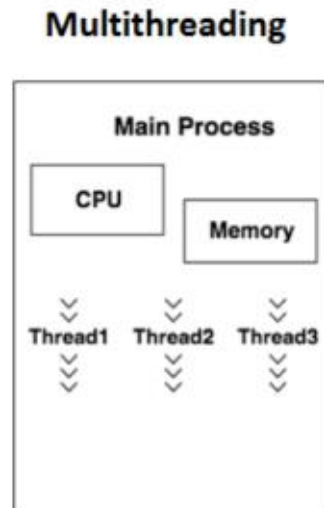
Với bộ lọc Alpha dùng để ước lượng vị trí và Beta dùng để tính toán tốc độ thay đổi của dữ liệu. Bộ lọc $\alpha - \beta$ là một dạng bộ lọc được đơn giản hóa để ước tính và làm mịn dữ liệu điều khiển. Nó liên quan chặt chẽ đến bộ lọc Kalman và các bộ quan sát trạng thái tuyến tính được sử dụng trong lý thuyết điều khiển. Ưu điểm chính của nó là không yêu cầu một mô hình hệ thống chi tiết. Bộ lọc $\alpha - \beta$ giả định rằng một hệ thống được xấp xỉ đầy đủ bởi một mô hình có hai trạng thái bên trong, trong đó trạng thái đầu tiên thu được bằng cách tích hợp giá trị của trạng thái thứ hai theo thời gian.



Hình 2.8: Sơ đồ khối một quá trình lọc của bộ lọc Kalman

2.4.3 Phương pháp lập trình đa luồng

Thread là một đơn vị cơ bản trong CPU. Một luồng sẽ chia sẻ với các luồng khác trong cùng process về thông tin data, các dữ liệu của mình. Việc tạo ra thread giúp cho các chương trình có thể chạy được nhiều công việc cùng một lúc. Hay nói một cách đơn giản, Thread là các hàm hay thủ tục chạy độc lập đối với chương trình chính. Một process dĩ nhiên có thể chứa nhiều thread bên trong nó. Điểm quan trọng nhất cần chú ý là một thread có thể làm bất cứ nhiệm vụ gì một process có thể làm.



Hình 2.9: Phương pháp xử lý đa luồng

2.5 PHƯƠNG PHÁP OPTICAL FLOW

2.5.1 Lý thuyết

Optical flow có thể ánh xạ chuyển động ba chiều cường độ sáng của các điểm thành mặt phẳng hình ảnh hai chiều. Optical Flow được tính toán bằng cách giả sử độ sáng của một điểm hình ảnh cụ thể là không đổi theo thời gian (độ sáng không đổi).

Một điểm trong hình ảnh (x, y) di chuyển đến tọa độ mới $(x + dx, y + dy)$ trong khoảng thời gian dt , trong đó (dx, dy) là sự thay đổi của điểm này theo hai hướng không gian $(x$ và y tương ứng). Độ sáng tại điểm (x, y) tại thời điểm t được ký hiệu là $I(x, y, t)$. Do đó, phương trình hằng số độ sáng sẽ là:

$$I(x, y, t) = I(x + dx, y + dy, t + dt) \quad (1.23)$$

Giả sử độ thay đổi pixel dx và dy là nhỏ, xấp xỉ (1.23) bằng chuỗi Taylor bậc một

$$I(x + dx, y + dy, t + dt) = I(x, y, t) + \frac{\partial I}{\partial x} dx + \frac{\partial I}{\partial y} dy + \frac{\partial I}{\partial t} dt \quad (1.24)$$

Chia (1.24) cho dt , ta thu được:

$$I_x u + I_y v + I_t = 0 \quad (1.25)$$

Trong đó, $I_x = \frac{\partial I}{\partial x}$, $I_y = \frac{\partial I}{\partial y}$ và $I_t = \frac{\partial I}{\partial t}$ là đạo hàm riêng của x, y và t . $u = \frac{dx}{dt}$ và

$v = \frac{dy}{dt}$ là tốc độ của optical flow.

2.5.2 Thuật toán Lucas-Kanade

Dựa vào Lucas-Kanade, giả thiết rằng sự thay đổi của các pixel trong một vùng lân cận nhỏ là như nhau.

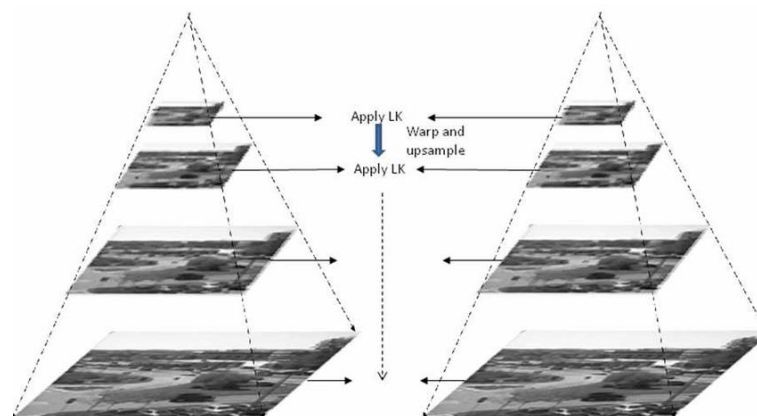
Phương trình (1.25) là một phương trình gồm 2 ẩn số. Do đó, để giải phương trình (1.25), các pixel lân cận sẽ được xem xét tính toán và áp dụng phương pháp bình phương tối thiểu được áp dụng để giải hệ phương trình này. Phương trình cho các pixel trong vùng lân cận được xem xét có thể được trình bày dưới dạng ma trận (1.26). Nếu ma trận khả nghịch, (u, v) có thể thu được:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \sum I_x I_x & \sum I_x I_y \\ \sum I_x I_y & \sum I_y I_y \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \sum I_x I_t \\ \sum I_y I_t \end{bmatrix} \quad (1.26)$$

Tuy nhiên, đối với các đối tượng chuyển động nhanh, công thức (1.26) được trình bày ở trên của thuật toán Lucas-Kanade là không đủ, vì trong trường hợp này, độ dịch chuyển pixel quá lớn và điều kiện phân tích vùng lân cận nhỏ bị sai. Trong tình huống như vậy, một cách tiếp cận khác được sử dụng. Một kim tự tháp của hình ảnh được ra tạo cho mỗi khung hình trong chuỗi video. Khung hình gốc được giảm đi hai lần, sau đó hình ảnh mới được tạo lại giảm tiếp 2 lần.

Trong bước tiếp theo, optical flow được tính cho hình ảnh theo tỷ lệ nhỏ nhất theo thuật toán Lucas-Kanade. Optical flow thu được được sử dụng để sửa đổi hình ảnh trước đó theo tỷ lệ thelager. Đối với khung sau khi chuyển đổi và khung hiện tại, optical flow được tính lại.

Toàn bộ quy trình được lặp lại cho đến khi optical flow được tính cho hình ảnh đầu vào. Hình 2.10 trình bày sơ đồ theo sau các phép tính được thực hiện trên các thang đo liên tiếp.



Hình 2.10: Pyramid Lucas-Kanade (PLK)

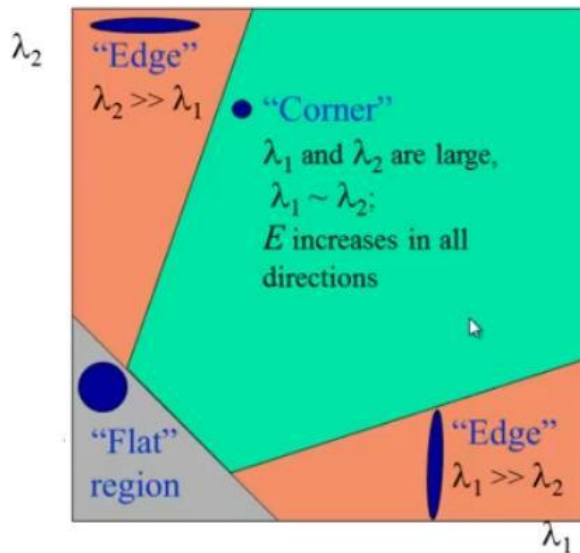
2.5.3 Theo dõi đặc trưng (feature tracking)

Đầu tiên, phương pháp phát hiện góc Shi-Tomasi được sử dụng để trích xuất cách đặc trưng (keypoints) tốt phía bên dưới mặt đất. Phương pháp Shi-Tomasi phát triển dựa trên phương pháp phát hiện góc Harris. Phương pháp phát hiện góc của Harris và Shi-Tomasi được trình bày (1.27) và (1.28):

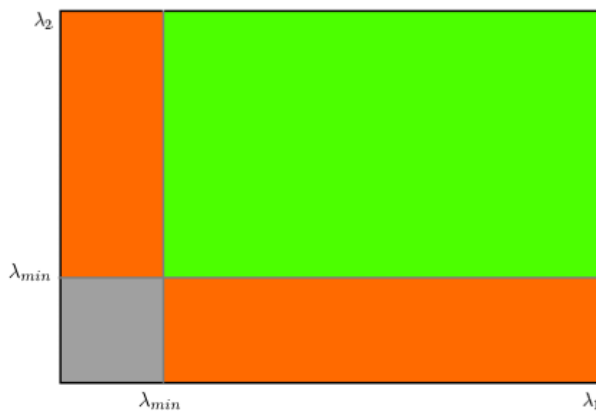
$$R = \lambda_1 \lambda_2 - k(\lambda_1 + \lambda_2) \quad (1.27)$$

$$R = \min(\lambda_1, \lambda_2) \quad (1.28)$$

Phương pháp xác định góc Harris và Shi-Tomasi biểu diễn trong không gian $\lambda_1 - \lambda_2$ được trình bày ở Hình 2.11 và Hình 2.12. Trong đó, vùng màu xám là mặt phẳng, vùng màu cam là cạnh và vùng màu xanh là góc.



Hình 2.11: Phương pháp Harris corner



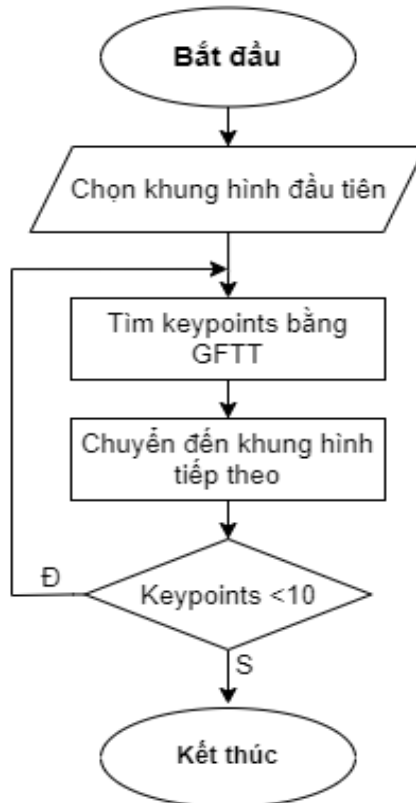
Hình 2.12: Phương pháp Shi-Tomasi corner

Từ đó, các đặc trưng này được đưa vào thuật toán Lucas-Kanade để tính toán sự thay đổi của các đặc trưng (keypoints) này trong khung hình. Hệ thống sẽ nhận dạng lại

các đặc trưng mới bằng GFTT (sử dụng phương pháp Shi-Tomasi) khi số lượng đặc trưng giảm xuống dưới ngưỡng cho phép. Ngưỡng số lượng đặc trưng được chọn là 10.

Tiếp theo, thuật toán PLK (Pyramid Lucas – Kanade) được chọn có 3 mức độ và kích thước cửa sổ là 25×25 pixel. Độ thay đổi của pixel trong khung sẽ được tính toán.

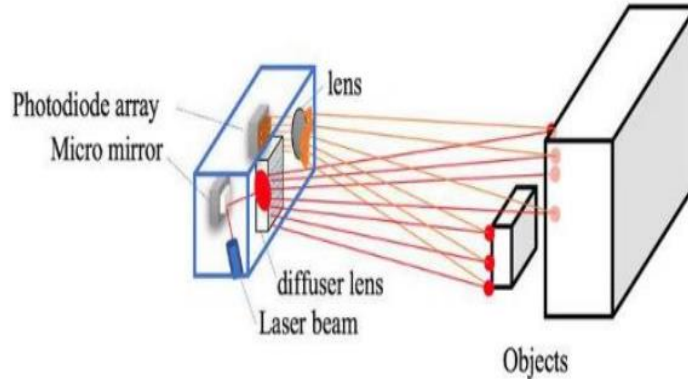
Lưu đồ thực hiện được hiển thị ở Hình 2.13.



Hình 2.13: Lưu đồ theo dõi đặc trưng

2.5.4 Cảm biến khoảng cách Lidar 1D

LIDAR là một trong những thiết bị gắn với các thiết bị tự hành, thiết bị này đóng vai trò quan trọng trong hệ thống vì ứng dụng nhận thức thiết yếu. Vì tên đầy đủ là “Dò tìm ánh sáng và phạm vi”, nguyên tắc làm việc rất dễ hiểu. Ngắn gọn, nó có liên quan đến phương pháp tính toán cho phép xác định chướng ngại vật cách xa bao nhiêu so với cảm biến. Hơn nữa, thiết bị thực sự sử dụng chùm tia laser để phân tích phát hiện và mục đích theo dõi.



Hình 2.14: Nguyên lý hoạt động của Lidar 1D

Cụ thể, công nghệ LIDAR là công nghệ viễn thám dùng để đo khoảng cách giữa mục tiêu và chính nó. Ánh sáng được phát ra từ thiết bị và đi đến mục tiêu. Nó sẽ phản xạ khỏi bề mặt của nó và quay trở lại nguồn phát của nó. Nhờ có hằng số ánh sáng tốc độ, khoảng cách sẽ được xác định bởi phương trình sau:

$$Khoangcach = \frac{Vantocanh\text{sang} \times Thoigiandichuyen}{2} \quad (1.29)$$

Ở nhiều khu vực có bề mặt đất phức tạp cản trở độ chính xác của cảm biến này. Nhiều bản cập nhật mới trong máy sử dụng toán học trung bình để giải quyết vấn đề.

2.5.5 Mô hình pin-hole

Thế giới thực thường được chụp bằng ống kính máy ảnh, đó là lý do tại sao một số mô hình để truyền thông tin giữa cả hai hệ thống được yêu cầu. Thông qua mô hình pin-hole, chúng ta có thể liên kết tọa độ của máy ảnh (2D) với thế giới thực (3D) với sự trợ giúp của các tham số vật lý như độ dài khoảng cách tiêu cự, kích thước pixel, tâm hình ảnh và hướng camera. Các tham số nội tại liên quan đến hệ tọa độ lý tưởng của pin-hole với tọa độ camera, các tham số này xác định hình học và quang học.

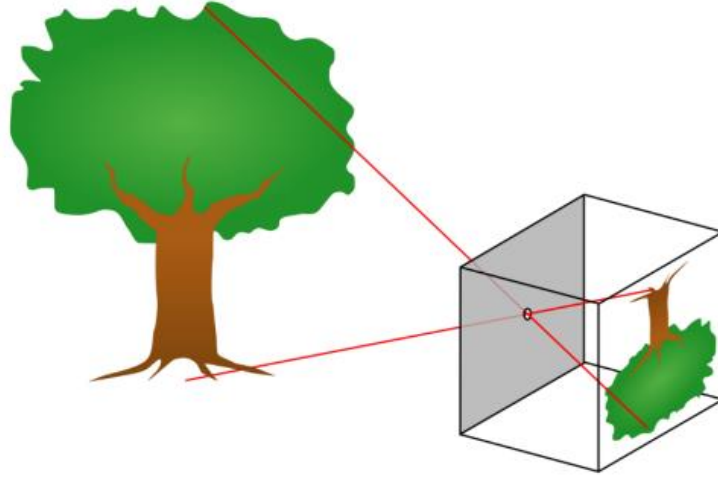
Để chiếu một điểm 3D vào mặt phẳng hình ảnh, các phương trình sau được sử dụng:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha & s & u_0 \\ 0 & \beta & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (1.30)$$

Trong đó: α, β là độ dài tiêu cự tính bằng pixel; u_0, v_0 xác định trung tâm hình ảnh bằng pixel; s là tham số nghiêng.

Chuẩn hóa phương trình biểu diễn pixel trên hình ảnh 2D:

$$P' = \frac{1}{2}x = \frac{1}{w} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p'x \\ p'y \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1.31)$$



Hình 2.15: Mô hình chiếu pin-hole

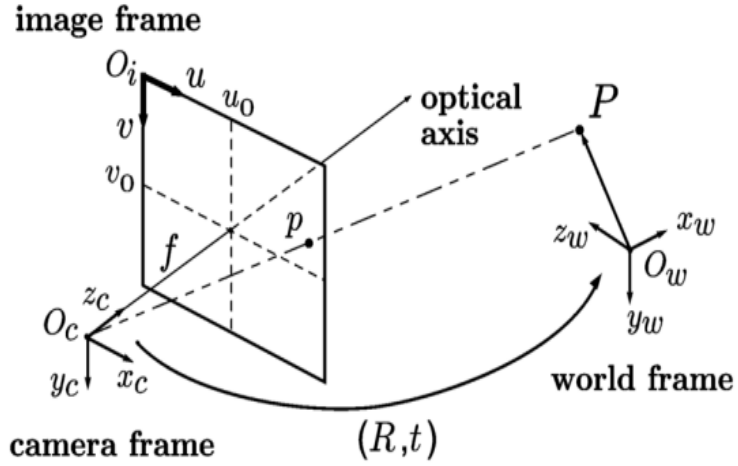
Các tham số bên ngoài liên quan đến hệ tọa độ của thế giới thực với tọa độ camera của máy ảnh để xác định được hướng trong không gian. Nói chung, ma trận chiếu có thể được phân tách thành các tham số bên ngoài và bên trong như sau:

$$x = K[R | t]X \quad (1.32)$$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha & s & u_0 \\ 0 & \beta & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & t_1 \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & t_2 \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & t_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1.33)$$

Trong đó, x là tọa độ của ảnh; K là ma trận nội tại; R là ma trận quay; t là ma trận chuyển đổi.

Khi mô hình được sử dụng, ánh xạ từ 3D sang 2D được gọi là "phép chiếu phối cảnh". Hình 2.16 có 3 hệ quy chiếu được xem xét đến là hệ quy chiếu camera, hệ quy chiếu hình ảnh và hệ quy chiếu của thế giới thực. Trong Hình 2.16, O_c là gốc của hệ tọa độ trong hệ quy chiếu của camera và O_i gọi là mặt phẳng hình ảnh, trong khi đó f được gọi là độ dài tiêu cự biểu thị khoảng cách giữa tâm chiếu và hình ảnh.



Hình 2.16: Hình chiếu phối cảnh của mô hình pin-hole

Một điểm trong không gian có tọa độ $P = (X, Y, Z)^T$ đến mặt phẳng hình ảnh tương ứng tọa độ p nối với một đường thẳng đạt đến tâm quang. Mối quan hệ vectơ giữa P và p dễ dàng có được:

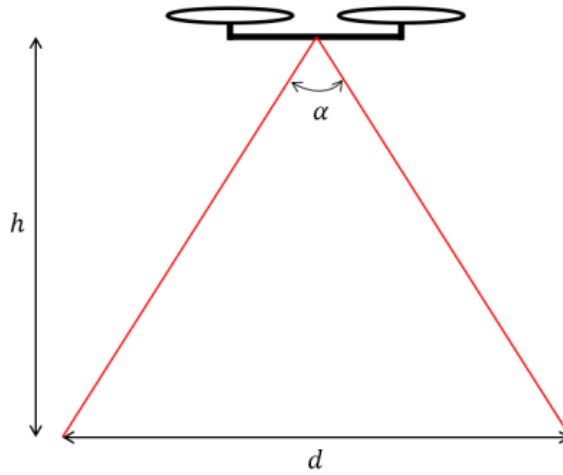
$$(X, Y, Z)^T \rightarrow \left(\frac{fX}{Z}, \frac{fY}{Z} \right)^T \quad (1.34)$$

Trong đó, vector (p_x, p_y) đại diện cho tọa độ của điểm trên mặt phẳng hình ảnh.

Các tham số bên ngoài có thể thu được thông qua mối quan hệ giữa tọa độ của các pixel và tọa độ tương đương của chúng trong thế giới thực, quá trình này được gọi là hiệu chuẩn. Có nhiều kỹ thuật và phần mềm hiệu chuẩn có sẵn giúp cho quá trình này trở nên rất đơn giản.

Thông qua mô hình pin-hole, độ dài tiêu cự f được tính toán. Thông số độ dài tiêu cự rất quan trọng để chuyển đổi kích thước khung hình sang kích thước thực tế.

Giả sử quadcopter bay lơ lửng ở độ cao h , camera có góc là α và d là khoảng cách camera có thể nhìn thấy được ở mặt đất (Hình 2.17). Khoảng cách camera nhìn thấy có thể tính được nếu biết giá trị độ cao và độ dài tiêu cự.



Hình 2.17: Góc camera từ quadcopter chiếu xuống đất

Công thức chuyển đổi từ kích thước của khung hình sang kích thước trong thực tế như sau:

$$\begin{aligned}\frac{h}{f_x} &= \frac{d_x}{I_w} \\ \frac{h}{f_y} &= \frac{d_y}{I_h}\end{aligned}\tag{1.35}$$

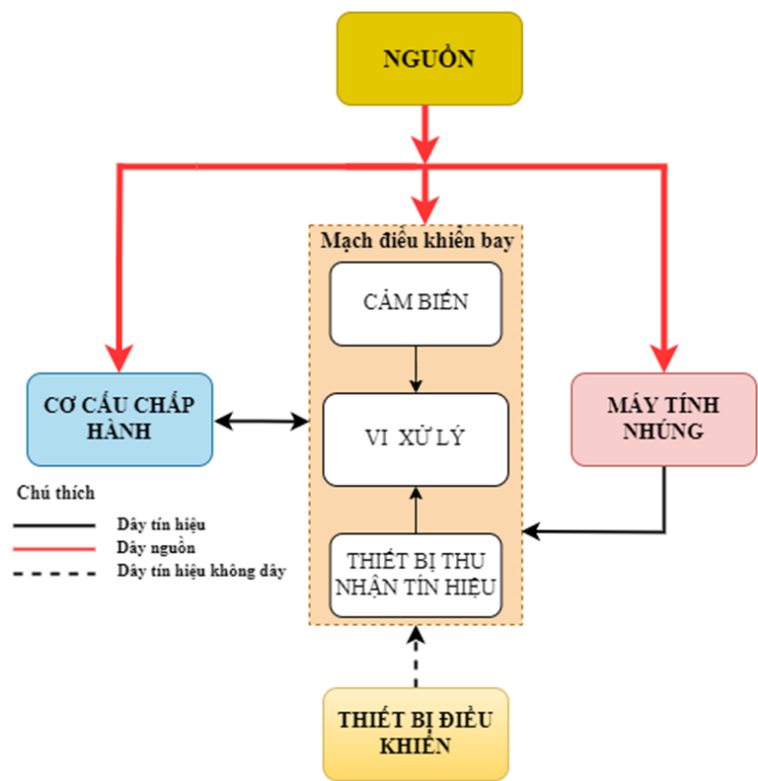
Trong đó, I_w là chiều dài của khung hình và d_x là chiều dài camera quan sát được trong thực tế. Tương tự, I_h là chiều cao của khung hình và d_y là chiều cao camera quan sát được trong thực tế.

Chương 3. THIẾT KẾ HỆ THỐNG

3.1 YÊU CẦU PHẦN CỨNG

Mô hình được làm từ vật liệu nhẹ và bền để giảm trọng lượng của mô hình và tránh tác động của sự cố. Tổng trọng lượng của mô hình là 1kg.

3.2 SƠ ĐỒ KHỐI HỆ THỐNG



Hình 3.1: Sơ đồ khối hệ thống

3.3 GIỚI THIỆU PHẦN CỨNG

Bảng 2: Danh sách thiết bị sử dụng trong đề tài

STT	Tên thiết bị	Số lượng	Thành tiền
1	Khung máy bay QAV 250	1	290.000
2	Động cơ không chổi than MT2204 - 2300KV	4	360.000
3	ESC 2S-4S 30A Dshot600 BLHeli-S	4	800.000
4	Mạch bay Mateksys F722-SE	1	2.000.000

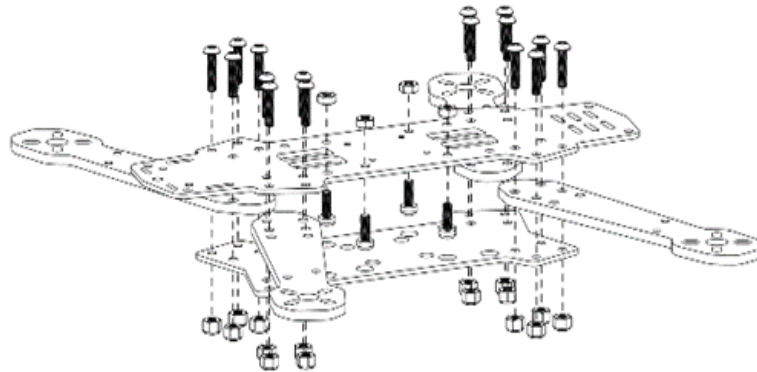
CHƯƠNG 3. THIẾT KẾ HỆ THỐNG

5	Raspberry Pi 4 4GB	1	3.560.000
6	Cảm Biến Khoảng Cách TF-Luna ToF	1	620.000
7	Pin Lipo 3S	1	400.000
8	Mạch giảm áp Buck DC-DC	1	40.000
9	Camera Logitech C270	1	500.000
10	Cánh quạt	4	50.000
Tổng			8.620.000

3.3.1 Khung máy bay QAV 250



Hình 3.2: Khung máy bay



Hình 3.3: Chi tiết cách lắp ráp khung QAV 250

Hình 3.2 và Hình 3.3 là hình của khung QAV250 và cách lắp ráp chi tiết của khung máy bay. Trong mô hình này có khung máy bay trên được sử dụng và có thêm một số chi tiết in 3d cho phù hợp với chức năng mô hình.

3.3.2 Động cơ không chổi than

3.3.2.1 Tổng quát

Mô hình sử dụng động cơ không chổi than. Động cơ không chổi than cung cấp một số khả năng vượt trội so với động cơ có chổi than, bao gồm tỷ lệ mô-men xoắn trên

CHƯƠNG 3. THIẾT KẾ HỆ THỐNG

trọng lượng, nhiều mô-men xoắn hơn trên mỗi watt (tăng hiệu suất), tăng độ tin cậy, giảm tiếng ồn, tuổi thọ cao hơn (không bị mòn chổi than và cổ góp), loại bỏ tia lửa ion hóa từ cổ góp và giảm tổng thể nhiễu điện từ (EMI).

3.3.2.2 Động cơ không chổi than MT2204 - 2300KV



Hình 3.4: Động cơ không chổi than MT2204 - 2300KV

Bảng 3: Thông số kỹ thuật của động cơ không chổi than MT2204 - 2300KV

Thành phần	Thông số
Kích thước động cơ	27.9 x 29.7 mm
RPM/V(KV)	2300 KV
Công suất	150W (30s)
Trục chính	M5*12mm
Khối lượng	27g
Dòng chờ	0.6A
Dòng cực đại	12A

3.3.3 Mạch điều khiển tốc độ động cơ (Electronic speed controllers)

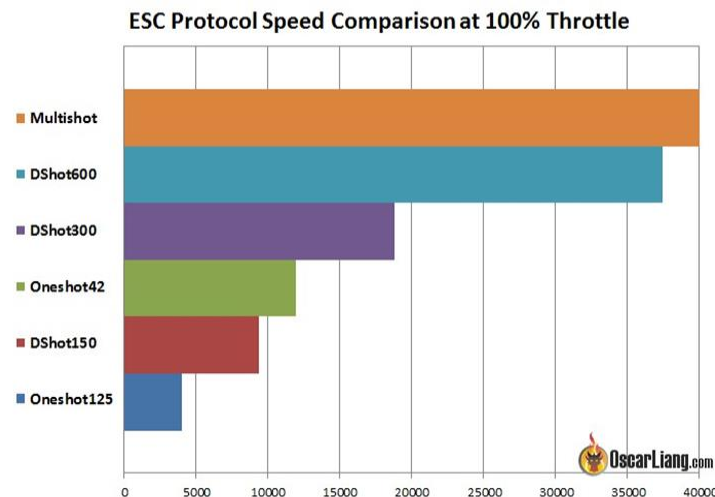
3.3.3.1 Tổng quát

Mạch điều khiển tốc độ động cơ (ESC) là một mạch điện tử điều khiển và điều chỉnh tốc độ của động cơ điện. Nó cũng có thể đảo ngược chiều quay và phanh của động cơ. ESC được sử dụng trong các mô hình điều khiển bằng tín hiệu điện. ESC tuân theo tín hiệu tham chiếu tốc độ (xuất phát từ cần ga, cần điều khiển) và thay đổi tốc độ chuyển

mạch của các linh kiện transistors. Bằng cách điều chỉnh chu kỳ làm việc hoặc tần số chuyển đổi của các transistors thì tốc độ của động cơ được thay đổi.

Để lựa chọn phù hợp một ESC, ta cần phải quan tâm vào các thông số về dòng điện mà ESC có thể cung cấp. Nếu động cơ có công suất dòng điện lớn hơn dòng điện định mức của ESC, sẽ có hiện tượng ESC bị nóng lên và gây hỏng vì dòng điện đi qua ESC quá với định mức. Ta nên chọn ESC có thể chịu đựng dòng điện đi qua lớn hơn dòng điện của động cơ để đảm bảo ESC hoạt động tốt và không bị quá tải. Ngoài ra ta cần phải quan tâm về protocol mà ESC sẽ sử dụng để giao tiếp với Flight contronller. Có 2 dạng protocol chính để giao tiếp với ESC:

- + Analog protocols: Oneshot125, Oneshot42, Multishot
- + Digital protocol: DSHOT150, DSHOT300, DSHOT600



Hình 3.5: So sánh tốc độ các giao thức ESC

3.3.3.2 Mạch điều khiển tốc độ ESC 2S-4S 30A Dshot600 BLHeli-S



Hình 3.6: ESC 2S-4S 30A Dshot600 BLHeli-S

Bảng 4: Thông số kỹ thuật của ESC 2S-4S 30A Dshot600 BLHeli-S

Thành phần	Thông số
Điện áp hỗ trợ	pin lithium 2-4S hoặc pin NiCd / NIMh 5-12 cell
Dòng làm việc	30A đỉnh 40A
Thỏa thuận hỗ trợ	DSHOT125/300/600
Tốc độ làm mới	600Hz
Kích thước	D24 * R12 mm
Khối lượng	5.3g
Chương trình người dùng	BLHeli-S firmware

3.3.4 Bộ điều khiển bay Mateksys F722-SE

Bộ điều khiển bay là bộ phận quan trọng nhất của một mô hình bay, khi nó là bộ phận quyết định các quá trình hành động của máy bay. Và mạch bay Mateksys F722-SE là một mạch bay thương mại, có phần mềm mở để can thiệp và điều chỉnh các thông số. Hình 3.7 là hình ảnh thực tế của mạch bay.



Hình 3.7: Mạch bay Mateksys F722-SE

Trên mạch tích hợp nhiều thành phần (vi xử lý trung tâm, cảm biến,...) và các IC dùng để giao tiếp các chuẩn giao tiếp khác nhau. Vi xử lý trung tâm dùng để điều khiển hoạt động bay. Các cảm biến tích hợp trên mạch có các cảm biến có chức năng như nhau dùng để bổ trợ các tín hiệu trả về để hiệu chỉnh cảm biến chính xác hơn, có cảm biến áp suất để tính toán độ cao. Chi tiết các phần tử thể hiện ở bảng 5.

Bảng 5: Chi tiết các thành phần trên mạch bay

Vi xử lý		STM32F722RET6
Cảm biến	IMU (gồm cảm biến góc quay Gyroscope và cảm biến gia tốc Accelerometer)	MPU6000 & ICM20602, Dual Gyros built-in (SPI)
	Cảm biến áp suất (Barometer)	BMP280
Khối lượng		10 g
Kích thước (dài x rộng x cao)		36x46mm

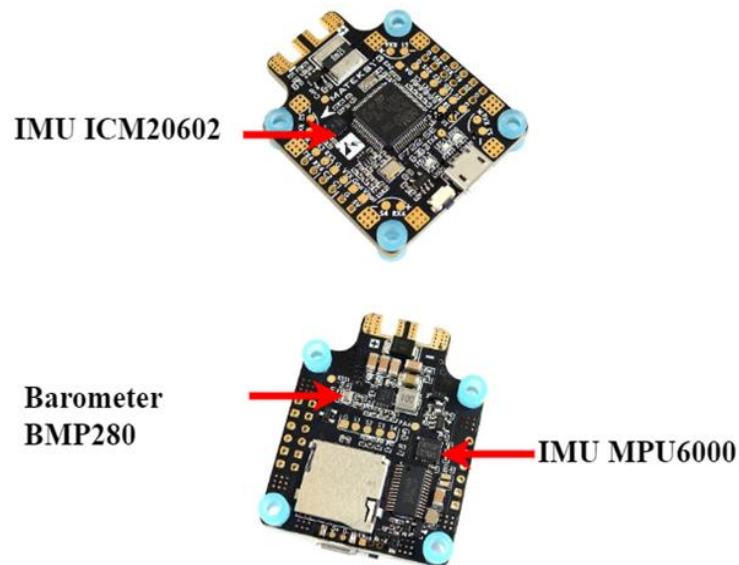
3.3.4.1 Vi xử lý trung tâm

STM32 là một trong những dòng chip phổ biến của hãng ST với nhiều dòng xử lý khác nhau. Mạch STM32 có thể đọc đầu vào tín hiệu số hoặc tương tự trên cảm biến, có các chuẩn giao tiếp như UART, I2C ... Và từ các tín hiệu trên tính toán thành tín hiệu đầu ra mục tiêu là kích hoạt động cơ, bật đèn led báo hiệu, gửi tín hiệu về máy tính.

Trong những năm qua, STM32 đã trở nên rất quen thuộc với sinh viên trong nhiều môn học khác nhau, đến các kỹ sư thì dùng để phát triển các dự án. Bởi vì sự phát triển nhanh chóng đó, liên quan đến cộng đồng STM đã phát triển đáng kể và thu hút rất nhiều người tham gia.

Bảng 6: Thông số chi tiết của MCU

Vi xử lý	STM32F722RET6
Điện áp hoạt động	1.7 – 3.6 V
Tần số hoạt động	216 MHz
RAM	256 kB
Số cổng I/O	140 cổng
SRAM	4 kB
Bộ nhớ Flash	512 Kbytes
Số kênh ADC	24 kênh
Số lượng của Timer/Counter	18 kênh
Chuẩn giao tiếp	CAN, I2C, SAI, SPI, UART/USART, USB

3.3.4.2 Cảm biến trên mạch bay Mateksys F722-SE**Hình 3.8: Các cảm biến trên mạch bay**

Hình 3.8 thể hiện vị trí các cảm biến có trên mạch Mateksys F722-SE bao gồm 3 cảm biến được tích hợp trên mạch, các cảm biến có trên mạch sử dụng tiêu chuẩn giao tiếp I2C để đọc dữ liệu.

Bảng 7: Thông số kỹ thuật của cảm biến ICM20602

Vi điều khiển	ICM20602
ADC	16 bits
Điện áp hoạt động	1.71V – 3.45 V
Độ phân giải của gyro	$\pm 250\text{dps}$, $\pm 500\text{dps}$, $\pm 1000\text{dps}$, $\pm 2000\text{dps}$
Sai số độ nhạy của gyro	$\pm 1\%$
Độ phân giải của accel	$\pm 2\text{g}$, $\pm 4\text{g}$, $\pm 8\text{g}$, $\pm 16\text{g}$
Giao tiếp	I2C, SPIs

Bảng 8: Thông số kỹ thuật của cảm biến MPU6000

Vi điều khiển	MPU 6000
Điện áp hoạt động	2.4 – 3.6 V
Độ phân giải của gyro	$\pm 250\text{dps}$, $\pm 500\text{dps}$, $\pm 1000\text{dps}$, $\pm 2000\text{dps}$
Độ nhạy của gyro	131, 65.5, 32.8, 16.4

Độ phân giải của accel	$\pm 2g, \pm 4g, \pm 8g, \pm 16g$
Độ nhạy của accel	16384, 8192, 4096, 2048
Giao tiếp	I2C

Bảng 9: Thông số kỹ thuật của cảm biến BMP280

Vi điều khiển	BMP280
Điện áp hoạt động	3.3V
Dòng tiêu thụ	0,6 mA
Khoảng đo nhiệt độ	-40 - +85°C
Khoảng đo áp suất	300 - 1100 hPa
Hệ số bù nhiệt độ	12.6 cm/K
Giao tiếp	I2C

3.3.5 Pin Lipo 3S

Pin Lithium Polymer (được gọi là pin “LiPo”), là một loại pin mới hiện được sử dụng trong nhiều thiết bị điện tử tiêu dùng. Chúng đã trở nên phổ biến trong ngành điều khiển vô tuyến trong vài năm qua và hiện là sự lựa chọn phổ biến nhất cho bất kỳ ai đang tìm kiếm thời gian hoạt động lâu dài và công suất cao của mô hình.

Chúng là loại pin có thể sạc đầy lại của công nghệ lithium-ion sử dụng chất điện phân polymer thay vì chất điện phân lỏng. Các polymer mềm (gel) có độ dẫn điện cao tạo thành chất điện ly này. Loại pin này cung cấp năng lượng định mức cao hơn so với các loại pin lithium khác. Hình 2.9 là loại pin Lipo 3S 2300mAh.



Hình 3.9: Pin Lipo 3S 2300mAh

Bảng 10: Thông số kỹ thuật của Pin Lipo 3S 2300mAh

Thành phần	Thông số
Số volt	11.1V
Dung lượng	2300mAh
Tỷ lệ xả	45C
Trọng lượng tịnh (g)	182,2 ± 20g
Tốc độ xả tối đa	90C
Kích thước	106x34x23mm
Loại kết nối	XT60
Chiều dài dây	100mm
Dòng tối đa (A)	103.5
Dòng Max Burst (A)	207

3.3.6 Cánh quạt

3.3.6.1 Tổng quan

Mục đích của cánh quạt quadcopter là tạo ra lực đẩy và mô-men xoắn để giữ cho quadcopter bay và di chuyển. Thông thường, các cánh quạt quadcopter tạo ra nhiều lực đẩy hơn khi chúng quay nhanh hơn. Chúng cũng bị ảnh hưởng bởi động lực bay của chiếc quadcopter của bạn. Một số cánh quạt tạo ra nhiều lực đẩy hơn khi máy bay không người lái đứng yên, trái ngược với khi nó đang bay. Các cánh quạt hoạt động tốt hơn nhiều nếu tốc độ cao hơn. Quadcopter có hai loại cánh quạt và động cơ khác nhau. Một bộ được thiết kế để quay theo chiều kim đồng hồ, trong khi bộ còn lại được thiết kế để quay ngược chiều kim đồng hồ.

Chiều dài của khung quadcopter sẽ xác định kích thước tối đa của cánh quạt có thể sử dụng. Điều này có thể dễ dàng được xác định bằng cách lấy chiều dài hoặc chiều rộng nhỏ nhất của khung quadcopter chia cho hai. Và chiều dài cần nhỏ hơn một chút để tạo khoảng trống quay giữa các cánh quạt liền kề.

Hai cánh quạt có hai cánh giúp tạo ra lực đẩy hiệu quả hơn. Bên cạnh đó, có cánh quạt ba cánh, bốn cánh hoặc nhiều cánh hơn. Đối với mục đích của cánh quạt quadcopter, số lượng cánh quạt không phải là một vấn đề lớn.



Hình 3.10: Kích thước của cánh quạt

3.3.6.2 Cánh GEMFAN FLASH 5.1 Inch

Hình 3.11 là cánh quạt được sử dụng trong mô hình.



Hình 3.11: Cánh quạt ba lá GEMFAN 5.1 Inch

3.3.7 Camera Logitech C270

Hình 2.12 là hình ảnh camera sử dụng trong mô hình.



Hình 3.12: Camera Logitech C270

Bảng 11: Thông số kỹ thuật của Camera Logitech C270

Kiểu kết nối	USB
Chuẩn kết nối	USB 2.0
USB VID_PID	VID_046 & PID_081A
Thu âm	Tích hợp, chống ồn
Loại ống kính và cảm biến	Nhựa
Loại chỉnh hội tụ	Chỉnh được
Góc ống kính	60
Độ dài tiêu cự	4 mm
Độ phân giải	1280 x 960 1.2MP
Số khung hình	30 fps
Chiều dài cáp	1.5 m

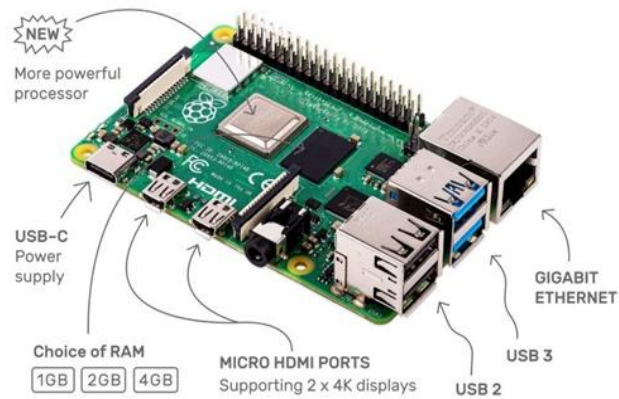
3.3.8 Raspberry Pi 4 Model B và mạch nguồn

3.3.8.1 Raspberry Pi 4 Model B

Raspberry Pi là một máy tính giá thành rẻ, có kích thước bằng thẻ tín dụng, có thể cắm vào màn hình máy tính hoặc TV và sử dụng bàn phím và chuột một cách bình thường. Nó là một thiết bị nhỏ có khả năng cho phép mọi người ở mọi lứa tuổi khám phá máy tính và học cách lập trình bằng các ngôn ngữ như Scratch và Python. Nó có khả năng làm mọi thứ như máy tính để bàn hoặc máy tính xách tay, từ duyệt Internet và phát video độ phân giải cao, đến tạo bảng tính, xử lý văn bản và chơi trò chơi nhẹ.

Hơn nữa, Raspberry Pi có khả năng tương tác với thế giới bên ngoài và đã được sử dụng trong một loạt các dự án trong thực tế, từ máy phát nhạc và máy phát hiện người cho đến các trạm thời tiết. Raspberry Pi 4 Model B là mẫu đầu tiên của Raspberry Pi thế hệ thứ tư. Nó đã thay thế Raspberry Pi 3 Model B vào tháng 11 năm 2020. Các tính năng nổi bật:

- + Broadcom BCM2711, Quad core Cortex-A72 (ARM v8) 64-bit 1.5GHz.
- + 1GB RAM.
- + Wifi chuẩn 2.4 GHz và 5.0 GHz IEEE 802.11ac. Bluetooth 5.0, BLE.
- + 40 chân giao tiếp.
- + 2 cổng Micro HDMI 4K.
- + 2 cổng USB 3.0 và 2 cổng USB 2.0.
- + Nguồn vào USB-C 3A.



Hình 3.13: Raspberry Pi 4 model B

3.3.8.2 Raspberry Pi 4 Model B



Hình 3.14: Mạch hạ áp cho Raspberry

Bảng 12: Thông số kỹ thuật của mạch hạ áp

Đầu vào	6 – 36 VDC
Đầu ra	5 VDC
Đòng đầu ra	3 A
Hiệu suất	95 %
Ngõ ra dạng	2 x USB
Kích thước (dài x rộng x cao)	59x21x17mm

3.3.9 Cảm biến khoảng cách TF-Luna ToF

Cảm biến khoảng cách DFRobot TF-Luna ToF Micro Single-point Ranging LiDAR có kích thước nhỏ gọn được sử dụng để đo khoảng cách bằng ánh sáng Laser với độ chính xác cao từ 0.2m đến 8m, cảm biến sử dụng giao tiếp UART và I2C rất dễ giao tiếp và lập trình, thích hợp với các ứng dụng xe tránh vật cản, robot thông minh, lidar,...



Hình 3.15: Cảm biến khoảng cách TF-Luna ToF

Bảng 13: Thông số kỹ thuật của cảm biến khoảng cách TF-Luna ToF

Tín hiệu ra	Analog
Tần số	100Hz
Khoảng cách đo	0.2 ~ 8m
Độ phân giải	1cm
Nguồn	5V
Giao tiếp	UART/I2C

3.3.10 Mạch chuyển USB UART PL2303

Mạch chuyển USB UART PL2303 có tác dụng giao tiếp máy tính với thiết bị ngoài thông qua chuẩn giao tiếp UART.



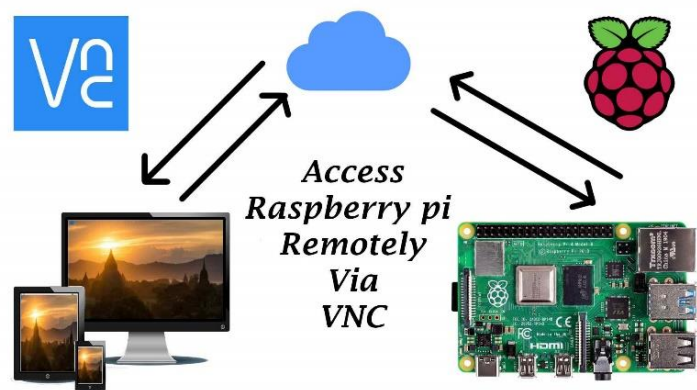
Hình 3.16: Mạch chuyển USB UART PL2303

Bảng 14: Thông số kỹ thuật của mạch chuyển USB UART PL2303

Điện áp	5 VDC
Chân 5V	Chân màu đỏ
Chân GND	Chân màu đen
Chân TX	Chân màu xanh
Chân RX	Chân màu trắng

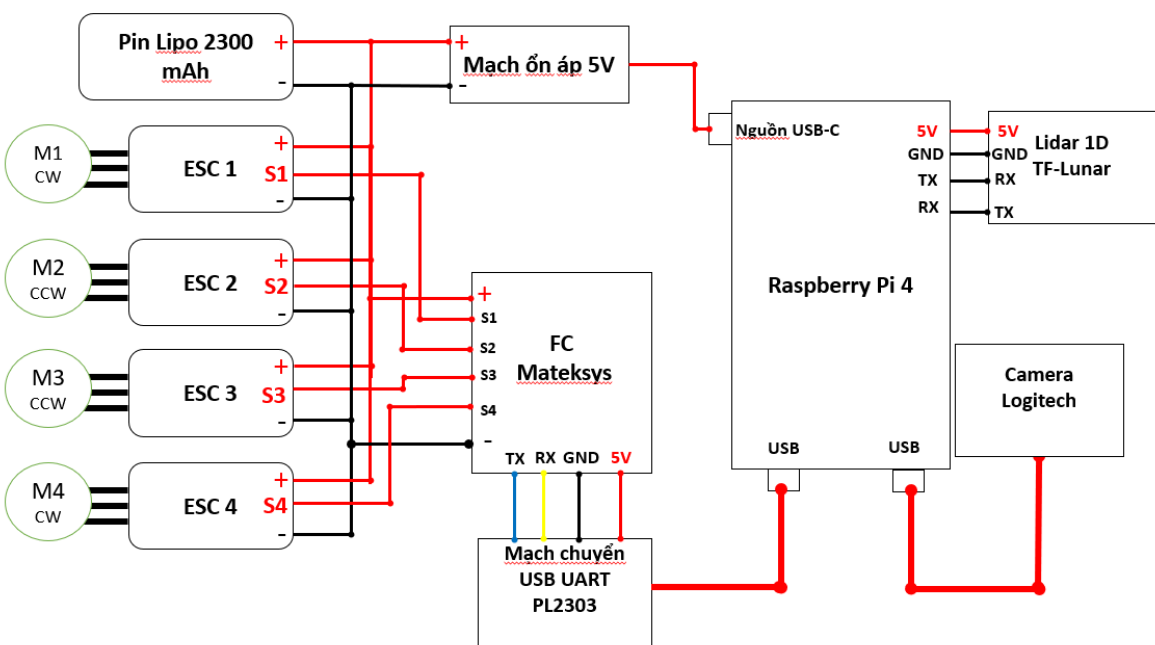
3.3.11 Giao tiếp Raspberry và máy tính

Raspberry giao tiếp với máy tính thông qua wifi bằng phần mềm VNC. Qua phần mềm này máy tính có thể điều khiển, lập trình, quan sát dữ liệu trên raspberry khi hoạt động.



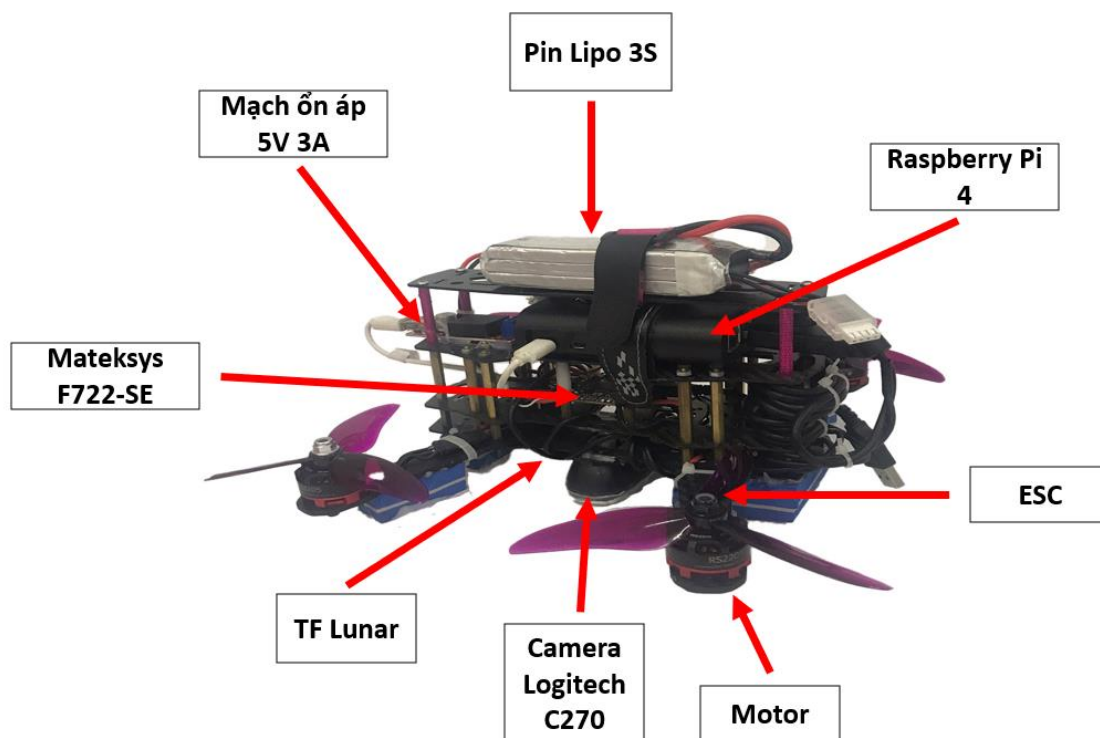
Hình 3.17: Giao tiếp Raspberry và máy tính qua Wifi

3.4 SƠ ĐỒ NỐI DÂY



Hình 3.18: Sơ đồ nối dây

3.5 XÂY DỰNG PHẦN CỨNG



Hình 3.19: Tổng quan phần cứng drone

Chương 4. THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN

4.1 THIẾT KẾ BỘ LỌC KALMAN

Ở trong đề tài này, bộ lọc Kalman được sử dụng để lọc tín hiệu đọc về từ cảm biến khoảng cách TF Lunar 1D. Sau khi cất cánh được một thời gian rất ngắn, Quadcopter cần phải định vị trong không gian. Chính vì vậy, cảm biến khoảng cách được sử dụng để đo khoảng cách từ quadcopter đến mặt đất và gửi về máy tính trung tâm để xử lý. Do chỉ có một giá trị đầu vào, nên sử dụng bộ điều khiển $\alpha - \beta$ đã trình bày ở Chương 2.

Các biến số được sử dụng để tính toán được nêu lên trong dưới đây:

Bảng 15: Bảng các thông số của bộ lọc

x	Giá trị độ cao thực tế (m)
z_n	Giá trị độ cao được đo tại thời gian n (m)
$x_{n,n}$	Giá trị độ cao ước lượng tại thời điểm n (m)
$x_{n,n-1}$	Giá trị độ cao ước lượng trước đó(m)
$\alpha - \beta$	Thông số cố định (m)
t	Thời gian lấy mẫu(s)

Tại thời điểm n , giá trị ước lượng:

$$\hat{x}_{n,n} = \frac{1}{n} (z_1 + z_2 + \dots + z_{n-1} + z_n) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (z_i) \quad (1.36)$$

Công thức ước lượng vị trí cho bộ lọc α :

$$x_{n,n} = x_{n,n-1} + \alpha(z_n - x_{n,n-1}) \quad (1.37)$$

Công thức ước lượng vận tốc cho bộ lọc β :

$$\dot{x}_{n,n-1} = \dot{x}_{n,n-1} + \beta \left(\frac{z_n - x_{n,n-1}}{\Delta t} \right) \quad (1.38)$$

Ta có được phương trình đạo hàm khoảng cách là vận tốc:

$$\dot{x} = v = \frac{dx}{dt} \quad (1.39)$$

Phương trình ngoại suy trạng thái được mô tả như sau:

$$x_{n+1} = x_n + \Delta t \dot{x}_n \quad (1.40)$$

Mỗi khi LIDAR tính toán khoảng cách dựa trên tốc độ ánh sáng và thời gian bay, kết quả nhận được sẽ được sử dụng để tính toán ước tính hiện tại sử dụng phương trình cập nhật trạng thái cho cả chiều cao và tốc độ thay đổi chiều cao. Sau đó, phương trình ngoại suy trạng thái sẽ được dùng để ước tính trạng thái tiếp theo.

Sự khác biệt giữa các giá trị ước tính và giá trị thực, do sai số ước tính thể hiện, sẽ ngày càng nhỏ dần đến mức nhỏ nhất có thể. Tuy nhiên, sai số ước lượng không dễ tìm nên độ không đảm bảo trong ước lượng là một cách tiếp cận khác, ký hiệu là r . Bằng cách làm theo cách này, Kalman gain sẽ được tính theo:

$$K_n = \frac{P_{n,n-1}}{P_{n,n-1} + r_n}, (0 \leq K_n \leq 1) \quad (1.41)$$

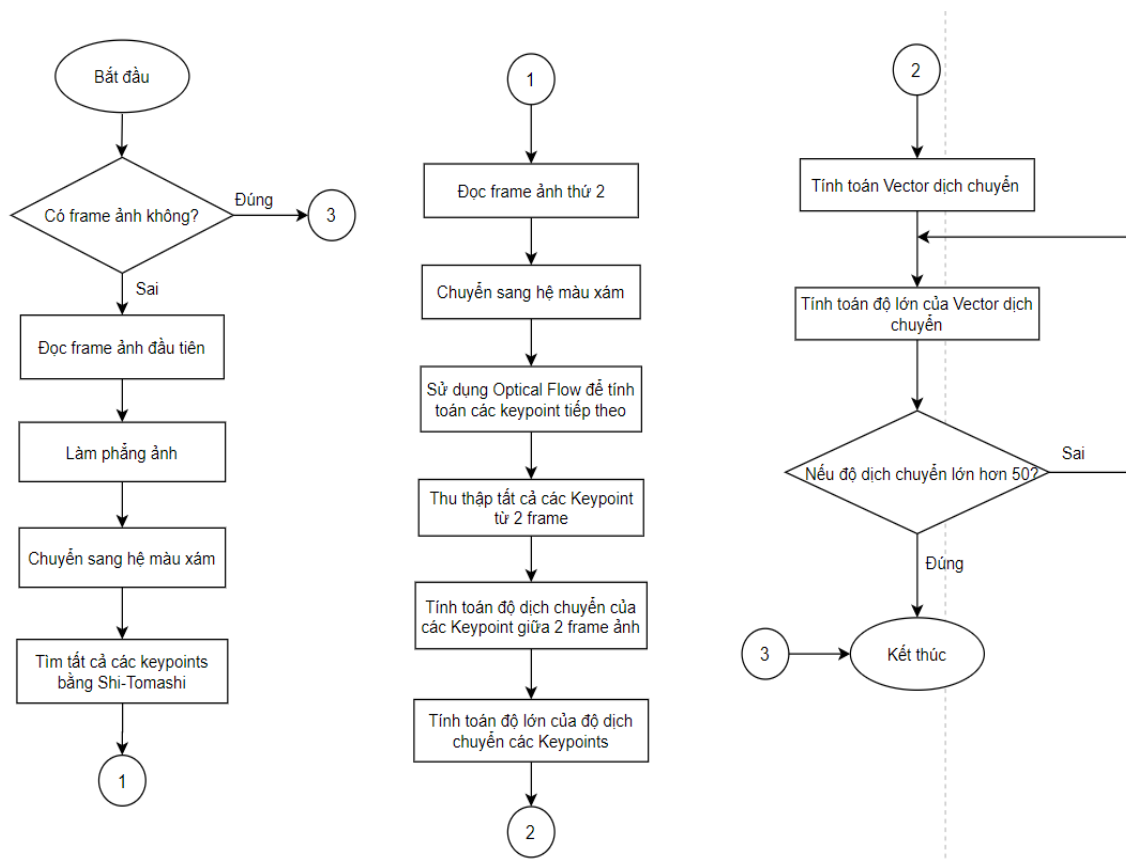
Phương trình cập nhật trạng thái và ngoại suy trạng thái được cập nhật dựa trên Kalman gain:

$$\begin{aligned} x_{n,n} &= x_{n,n-1} + K_n (z_n - x_{n,n-1}) \\ &= (1 - K_n) x_{n,n-1} + K_n z_n \end{aligned} \quad (1.42)$$

$$x_{n+1} = x_n + \Delta t \dot{x}_n \Rightarrow p_{n+1,n}^x = p_{n,n}^x + \Delta t^2 p_{n,n}^v \quad (1.43)$$

4.2 THUẬT TOÁN OPTICAL FLOW

Thuật toán xử lý ảnh được sử dụng trong đề tài được trình bày như lưu đồ dưới đây:



Hình 4.1: Lưu đồ thuật toán xử lý ảnh

Lưu đồ trên thể hiện toàn bộ quá trình của việc tìm vector dịch chuyển để tạo ra giá trị đầu vào cho việc giữ cân bằng. Đầu tiên, camera sẽ đọc frame ảnh đầu tiên, sau đó làm phẳng ảnh từ những thông số sau khi Calibration camera bởi vì ảnh lấy về từ camera sẽ bị cong nên vector dịch chuyển sẽ không chính xác. Sau đó, chuyển frame ảnh sang hệ ảnh xám. Vì sau khi làm phẳng ảnh, ở viền ảnh sẽ xuất hiện cũng góc cắt khiến cho thuật toán Harris Corner sẽ nhận diện nó là một keypoint sẽ gây ra sai sót trong quá trình tính toán vector. Chính vì vậy, chúng ta phải cắt lấy phần trung tâm. Sau đó, dùng thuật toán Harris Corner tìm ra các keypoint trong các Frame ảnh. Sau đó, sử dụng thuật toán Optical flow để tính toán độ dịch chuyển giữa các frame và nhận được giá trị Vector dịch chuyển tương ứng.

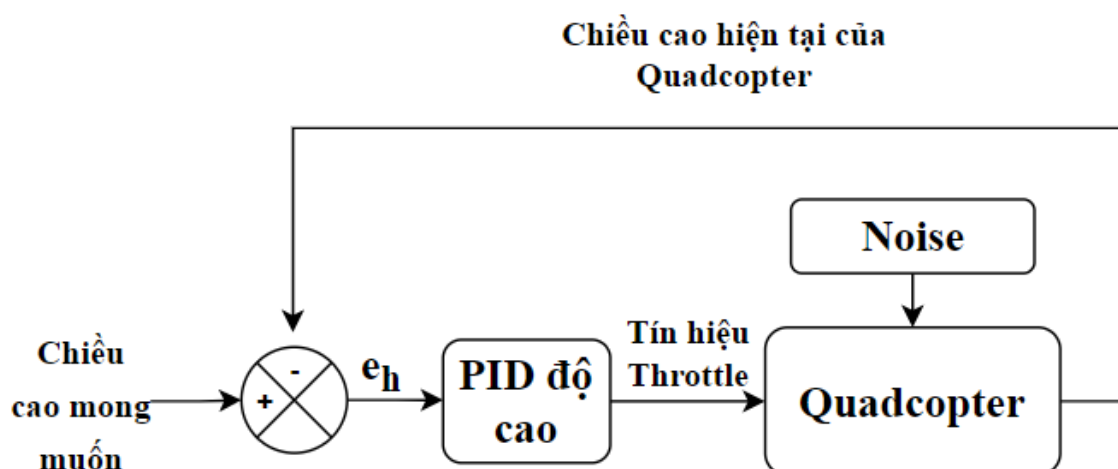


Hình 4.8: Quá trình tính toán Vector dịch chuyển

Tuy nhiên, vẫn có trường hợp làm cho quá trình bị kết thúc. Đó chính là khi Quadcopter dịch chuyển cách điểm ban đầu quá xa (50cm) thì thuật toán xử lý ảnh sẽ kết thúc. Khi đó, Quadcopter sẽ cập nhật lại các Keypoints và bắt đầu lại quá trình xử lý ảnh.

4.3 XÂY DỰNG BỘ ĐIỀU KHIỂN PID

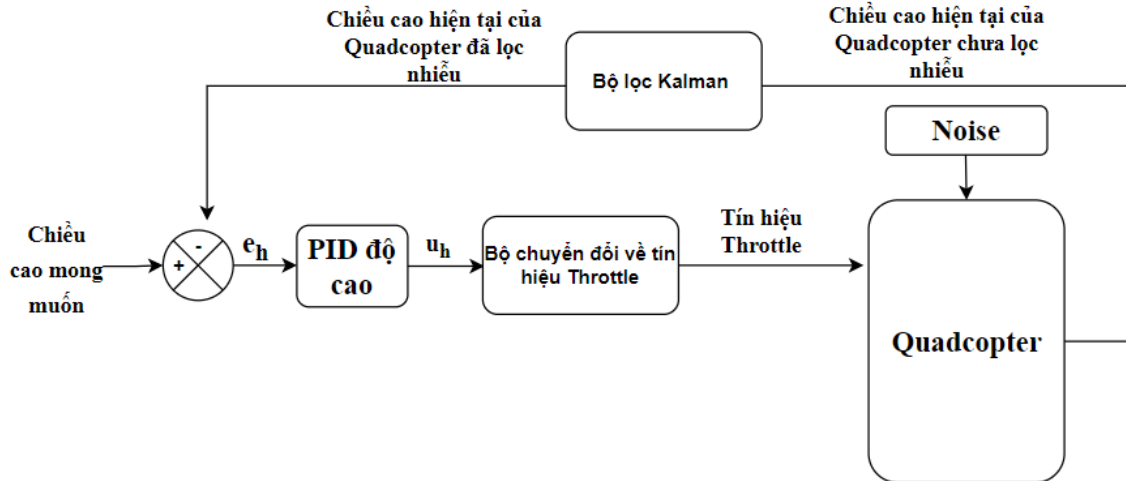
Bộ điều khiển đầu tiên là bộ điều khiển độ cao. Để Quadcopter giữ được độ cao, thì giá trị tín hiệu cần điều khiển đó chính là giá trị xuất xung điều khiển Throttle. Để Quadcopter có thể giữ được độ cao mong muốn, giá trị bộ điều khiển PID cần phải được hiệu chỉnh sao cho giá trị Throttle được tính toán xung quanh điểm làm việc cân bằng. Dưới đây là Hình 4.2 trình bày sơ đồ khối bộ điều khiển PID nhằm giữ độ cao cho Quadcopter ở vị trí chiều cao mong muốn.



Hình 4.2: Sơ đồ bộ điều khiển độ cao

CHƯƠNG 4. THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN

Tuy nhiên, các giá trị đọc về từ Lidar 1D đôi khi có nhiễu gây ra các sai số so với thực tế. Điều này ảnh hưởng trực tiếp đến kết quả tính toán của bộ điều khiển độ cao của Quadcopter. Chính vì vậy, bộ lọc Kalman Filter được thêm vào để lọc tín hiệu trả về từ Lidar 1D là cần thiết trước khi đưa trở về bộ điều khiển để tính toán. Sơ đồ bộ điều khiển PID có thêm bộ lọc Kalman được trình bày ở Hình 4.3.



Hình 4.3: Sơ đồ bộ điều khiển độ cao có thêm bộ lọc Kalman

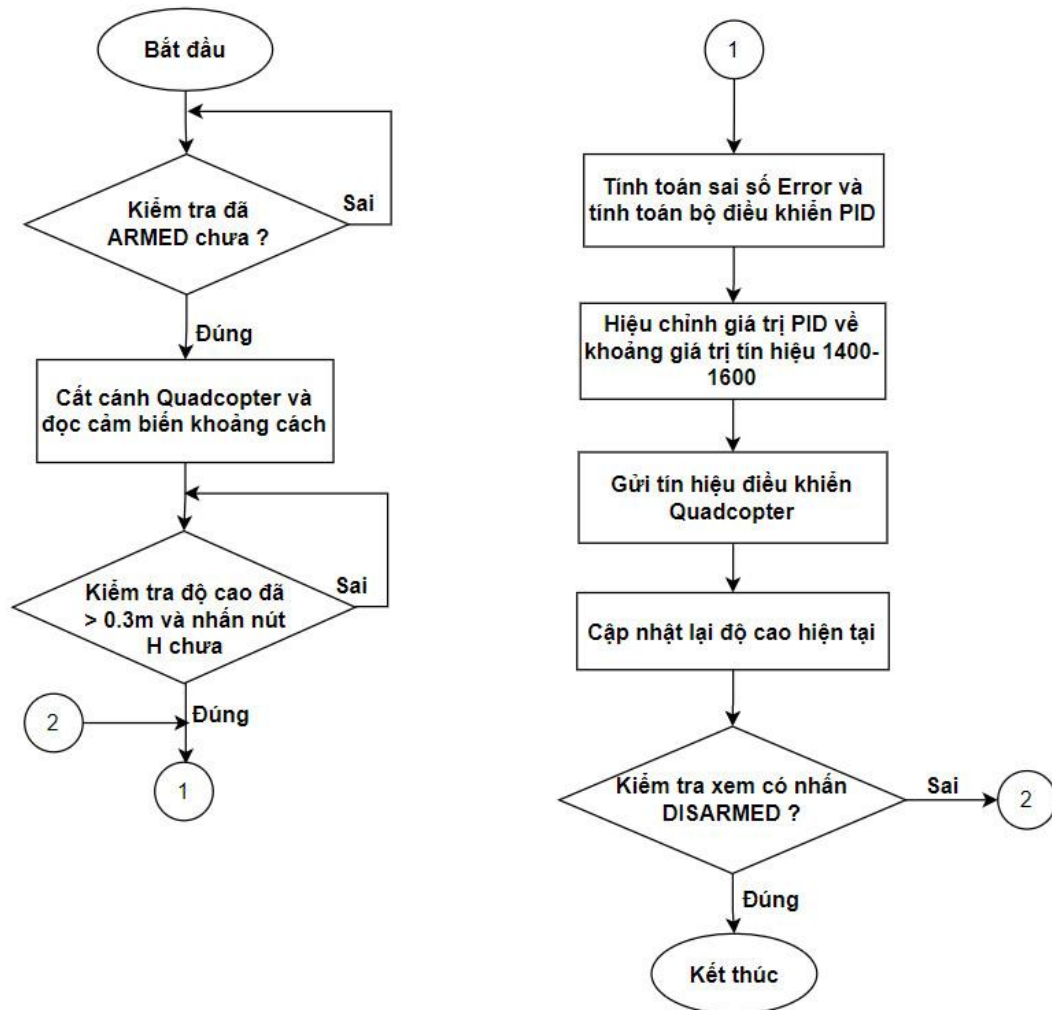
Công thức điều khiển độ cao được trình bày như sau:

$$e_h = h_d - h$$
$$PID_h = K_{ph}e_h(t) + K_{ih}\int_0^t e_h dt + K_{dh}\frac{de(t)}{dt} \quad (1.44)$$

Trong đó:

- + e_h sai số giữa giá trị đặt h_d và giá trị đo được từ Lidar 1D h .
- + K_{ph} , K_{ih} , K_{dh} lần lượt là hệ số tỉ lệ, hệ số tích phân và hệ số đạo hàm.

Lưu đồ trình bày quá trình vận hành bộ điều khiển độ cao được trình bày như hình dưới:



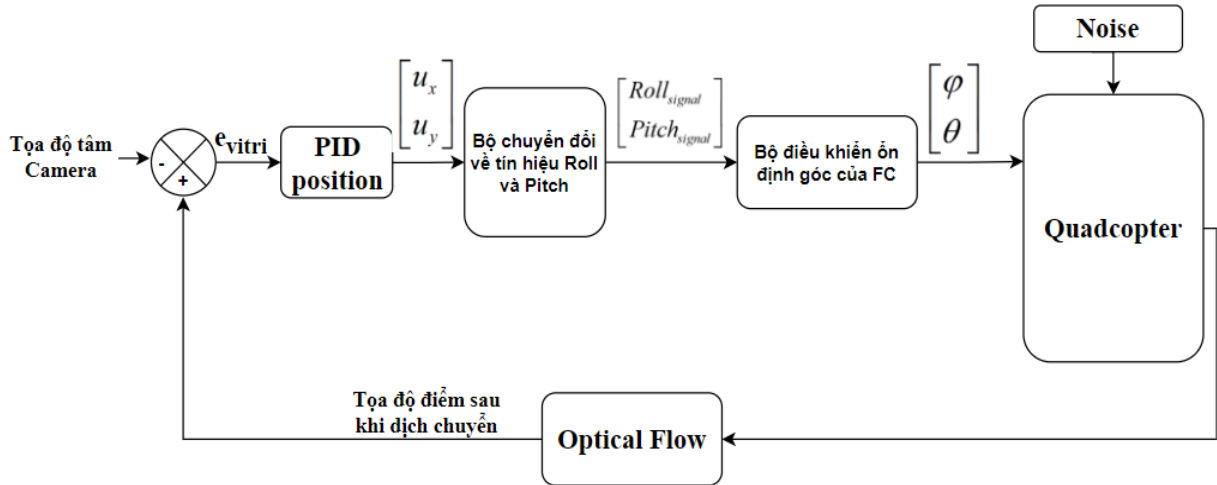
Hình 4.4: Lưu đồ bộ điều khiển PID giữ độ cao

Ở thời điểm bắt đầu, kiểm tra đã nhấn ARMED để khởi động Quadcopter chưa. Nếu chưa, nhấn ARMED để khởi động 4 cánh quạt quay. Sau đó, xuất 1 tín hiệu để Quadcopter cắt cánh. Sau đó nhấn “H” để kích hoạt chế độ giữ độ cao cho Quadcopter. Khi đó, cảm biến khoảng cách sẽ trả về giá trị khoảng cách từ Quadcopter đến mặt đất. Giá trị này sẽ được tính toán sai số so với giá trị đặt, sau đó đưa vào bộ điều khiển PID để tính toán bộ điều khiển giữ độ cao. Giá trị này sau đó sẽ được hiệu chỉnh về khoảng giá trị từ 1400-1600 để gửi tín hiệu về mạch bay điều khiển Quadcopter. Sau đó, cập nhật lại vị trí và kiểm tra xem có nhấn nút DISARMED không. Nếu không thì tiếp tục phản hồi lại vị trí về để tính toán sai số và PID. Nếu có nhấn DISARMED, thì kết thúc chương trình.

Tuy nhiên, khi Quadcopter giữ được độ cao, Quadcopter vẫn có hiện tượng bị trôi theo chiều ngang hoặc chiều dọc. Chính vì vậy, bộ điều khiển vị trí được thiết kế để tính toán và điều khiển Quadcopter giữ vị trí ban đầu. Các giá trị vị trí dịch chuyển sẽ được tính từ vector độ dịch chuyển thông qua phương pháp Optical Flow. Ở đây, hệ thống

CHƯƠNG 4. THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN

xem như Camera trùng với gốc tọa độ của Quadcopter nên độ dịch chuyển của Quadcopter cũng là độ dịch chuyển của Camera. Độ dịch chuyển này sẽ được đưa vào bộ điều khiển PID và xuất ra tín hiệu điều khiển Roll và Pitch của Quadcopter. Cũng như với giá trị tín hiệu Throttle, ta cũng phải tính toán hiệu chỉnh về khoảng từ 1400-1600. Bởi vì hệ thống chỉ quan tâm đến độ dịch chuyển độ cao cũng như độ dịch chuyển theo trục x và y nên sẽ không tác động điều khiển đến tín hiệu điều khiển góc Yaw. Ta được bộ điều khiển PID ổn định vị trí như Hình 4.5.



Hình 4.5: Sơ đồ khối bộ điều khiển PID vị trí

Công thức bộ điều khiển PID vị trí được trình bày như sau:

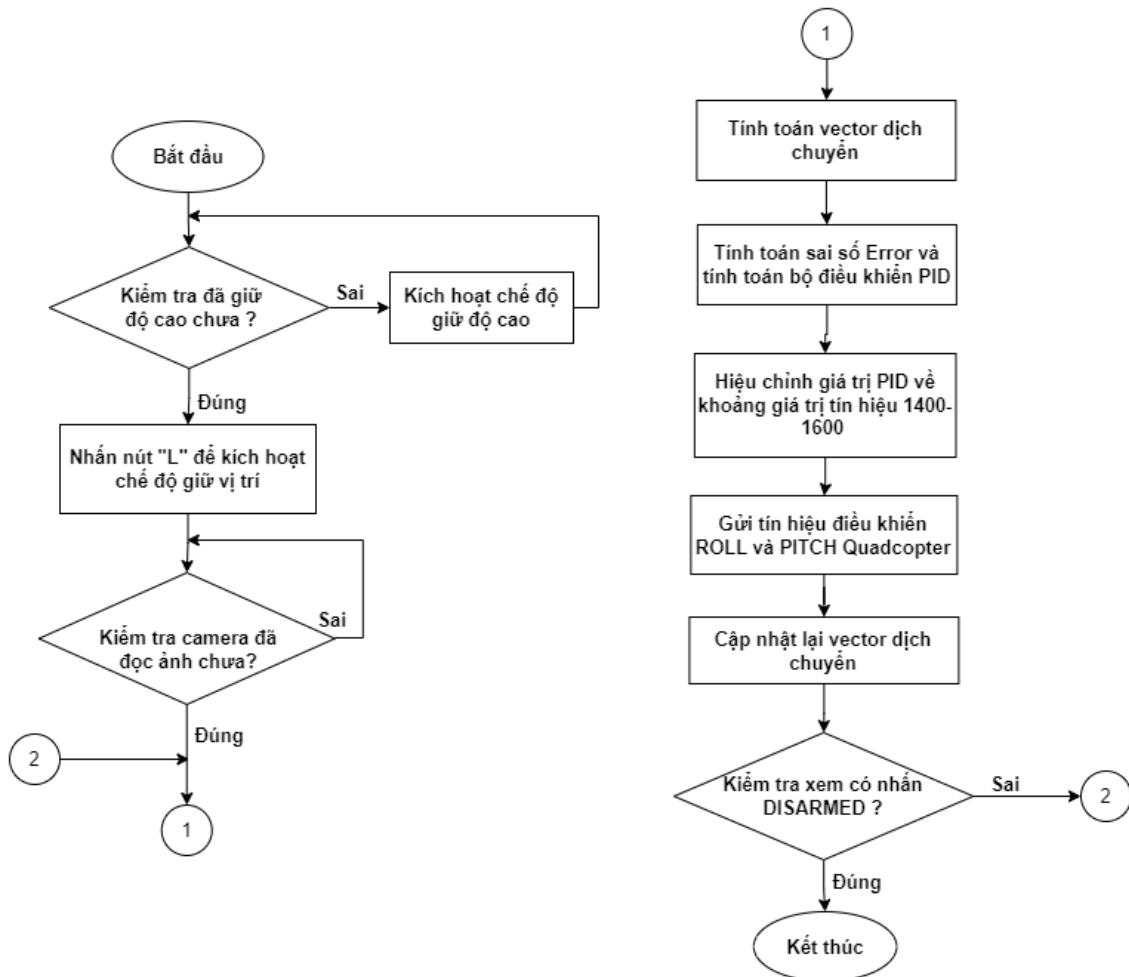
$$\begin{aligned}
 e_x &= x_{dichchuyen} - x_{tamcamera} \\
 e_y &= y_{dichchuyen} - y_{tamcamera} \\
 PID_x &= K_{px} e_x(t) + K_{ix} \int_0^t e_x dt + K_{dx} \frac{de_x(t)}{dt} \\
 PID_y &= K_{py} e_y(t) + K_{iy} \int_0^t e_y dt + K_{dy} \frac{de_y(t)}{dt}
 \end{aligned} \tag{1.45}$$

Trong đó:

- + $e_{vitri} = [e_x \ e_y]^T$ là sai số độ dịch chuyển vị trí của tâm camera ban đầu và vị trí mới.
- + e_x là sai số giữa hoành độ vị trí tâm camera $x_{tamcamera}$ và hoành độ vị trí camera mới $x_{dichchuyen}$
- + e_y là sai số giữa tung độ vị trí tâm camera $y_{tamcamera}$ và tung độ vị trí camera mới $y_{dichchuyen}$
- + K_{px} , K_{ix} , K_{dx} lần lượt là hệ số tỉ lệ, hệ số tích phân và hệ số đạo hàm của bộ điều khiển ổn định vị trí theo phương x.

+ K_{py} , K_{iy} , K_{dy} lần lượt là hệ số tỉ lệ, hệ số tích phân và hệ số đạo hàm của bộ điều khiển ổn định vị trí theo phương y.

Lưu đồ trình bày quá trình vận hành bộ điều khiển vị trí được trình bày như hình dưới đây:



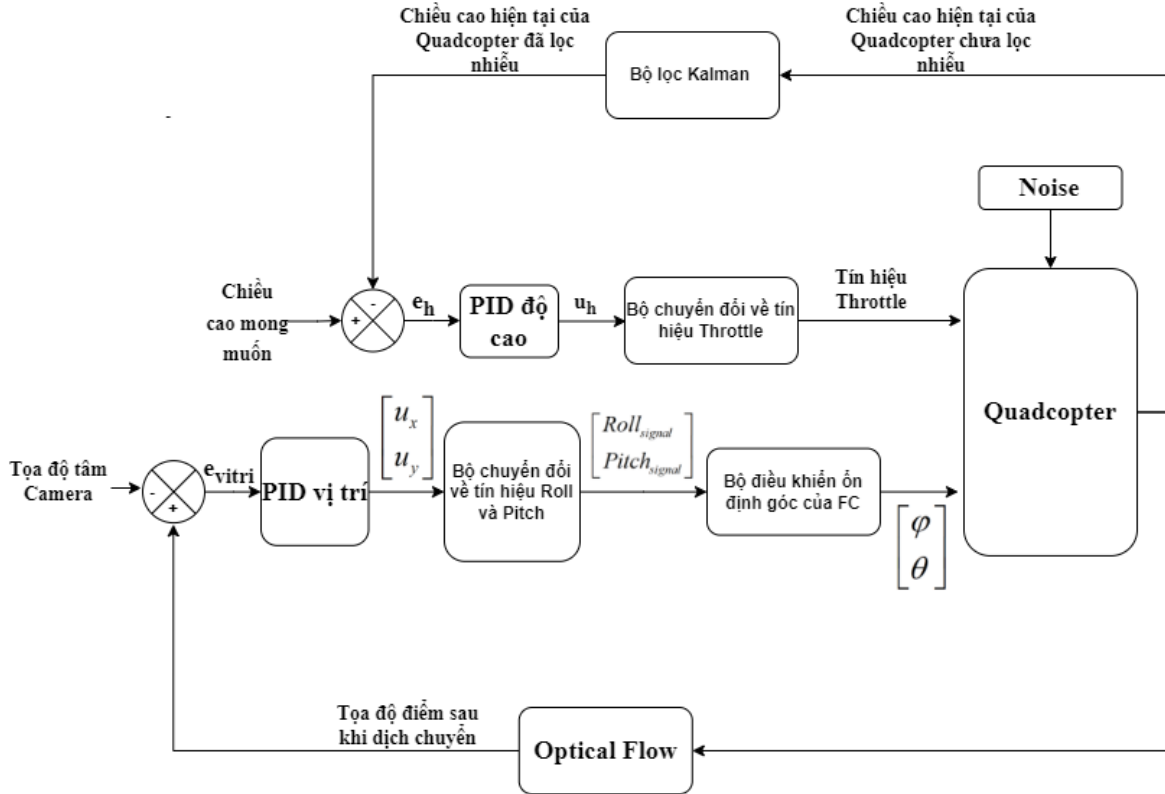
Hình 4.6: Lưu đồ quá trình điều khiển vị trí Quadcopter

Ở thời điểm bắt đầu, kiểm tra đã Quadcopter đã ở trạng thái ổn định độ cao hay chưa. Nếu chưa, kích hoạt chế độ giữ độ cao. Khi đã thấy Quadcopter ổn định được độ cao, sau đó nhấn “L” để kích hoạt chế độ giữ vị trí cho Quadcopter. Khi này, kiểm tra camera đã đọc ảnh chưa. Từ camera, áp dụng thuật toán Optical Flow để tính toán vector dịch chuyển của vị trí mới so với tâm camera gốc. Giá trị này sẽ là sai số, sau đó đưa vào bộ điều khiển PID để tính toán bộ điều khiển giữ vị trí. Giá trị này sau đó sẽ được hiệu chỉnh về khoảng giá trị từ 1400-1600 để gửi tín hiệu về mạch bay điều khiển ROLL và PITCH của Quadcopter. Sau đó, cập nhật lại vị trí mới và tính toán cập nhật lại vector dịch chuyển. Kế đó, kiểm tra xem có nhấn nút DISARMED không. Nếu không thì tiếp

CHƯƠNG 4. THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN

tục phản hồi lại vector dịch chuyển về để tính toán sai số và PID để điều khiển Quadcopter. Nếu có nhân DISARMED, thì kết thúc chương trình.

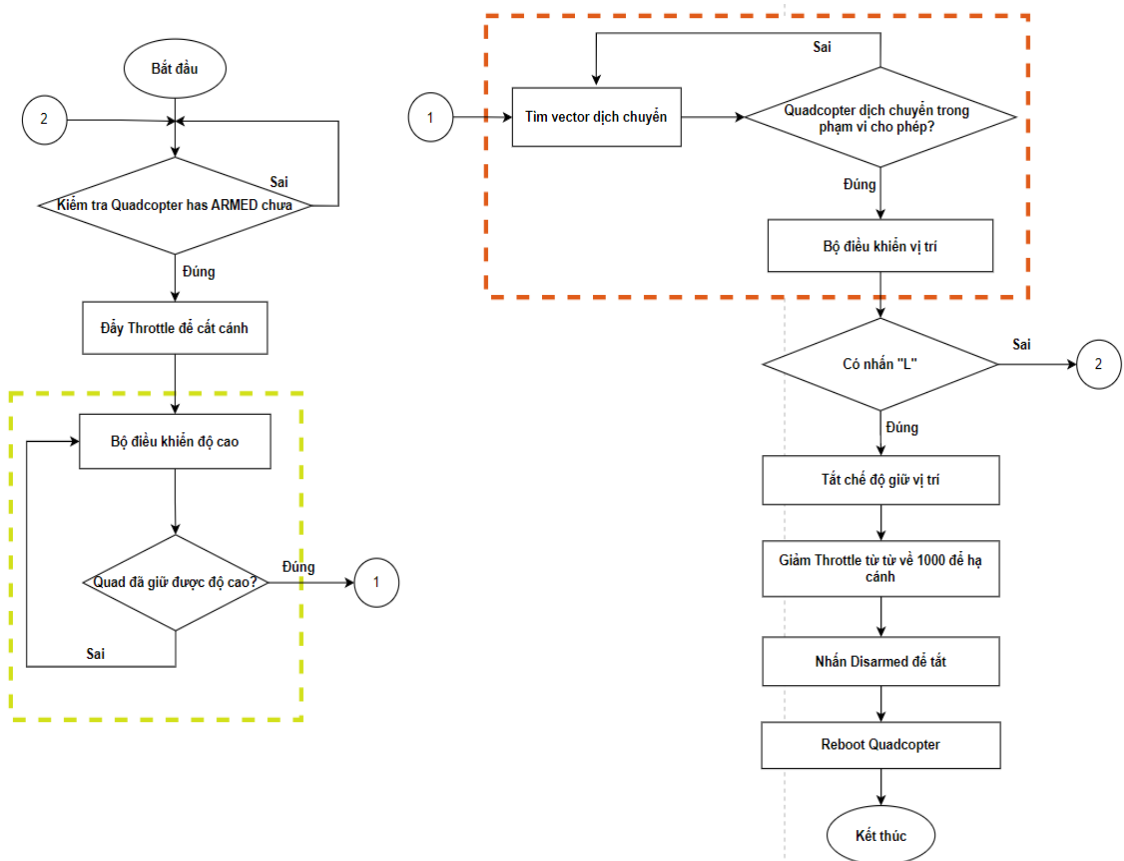
Kết hợp 2 bộ điều khiển độ cao Hình 4.3 và bộ điều khiển vị trí Hình 4.5, ta được bộ điều khiển như Hình 4.7 dưới đây:



Hình 4.7: Bộ điều khiển chung của hệ thống

4.4 LƯU ĐỒ TỔNG QUAN HOẠT ĐỘNG CỦA DRONE

Lưu đồ này sẽ đưa ra chi tiết toàn bộ quá trình vận hành của hệ thống với mục tiêu Quadcopter giữ được vị trí so với điểm ban đầu.



Hình 4.8: Lưu đồ hoạt động của Drone

Đầu tiên, Quadcopter sẽ kiểm tra trạng thái hoạt động của mình xem đã ở mode ARM hay chưa. Nếu ARM đã bật, các cánh quạt sẽ bắt đầu quay nhưng chỉ là quay nhẹ chưa đủ lực để nâng Quadcopter lên.

Kế đó, sẽ tiến hành nhấn nút để cất cánh cho Quadcopter bằng cách gửi một tín hiệu Throttle lớn đến mạch điều khiển (tầm 1500). Khi này, Quadcopter sẽ đột ngột thay đổi độ cao và khi bay sẽ có quán tính bay vọt lên.

Sau khi bay vọt quá độ cao tối thiểu mà đã cài đặt, thì sẽ bật chế độ giữ độ cao với bộ PID độ cao điều chỉnh tín hiệu Throttle. Sau một thời gian, Quadcopter sẽ ổn định dao động quanh vị trí đặt Setpoint.

Khi Quadcopter đã ổn định được độ cao, sẽ nhấn nút để kích hoạt camera vận hành quá trình xử lý ảnh để tìm vector dịch chuyển. Sau một thời gian, Quadcopter sẽ dao động quanh một điểm với độ dịch chuyển bé hơn 50cm. Sau khi thực hiện xong nhiệm vụ, nhấn nút để giảm từ từ giá trị Throttle và nhấn Disarm để tắt Quadcopter.

Để làm rõ hơn, lưu đồ được đánh dấu các vùng thể hiện 2 luồng dữ liệu chính của đề tài. Chi tiết hơn, ta có thể trình bày như sau:

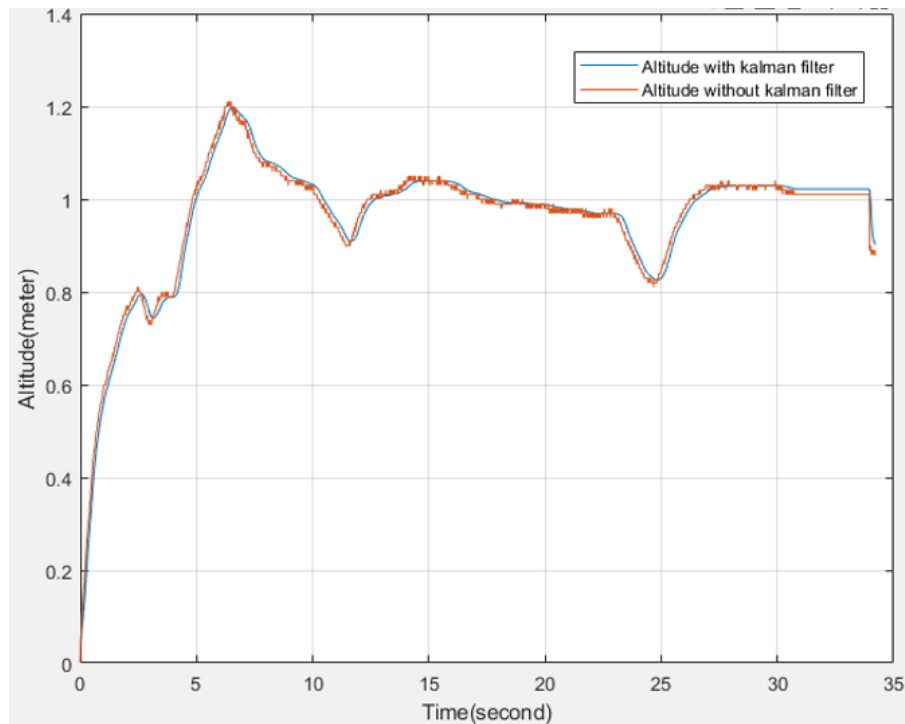
+ Với những đường nét đứt màu vàng, nó thể hiện bao hàm luồng điều khiển giữ độ cao với tín hiệu vào là độ cao đọc từ cảm biến Lidar 1D và ngõ ra là tín hiệu điều khiển Throttle nhằm giữ độ cao cho Quadcopter.

+ Với những đường nét đứt màu đỏ, nó thể hiện bao hàm luồng điều khiển giữ vị trí với tín hiệu vào là độ dịch chuyển vector thông qua thuật toán Optical Flow và ngõ ra là tín hiệu điều khiển Roll và Pitch nhằm điều khiển định hướng x và y cho Quadcopter.

Chương 5. KẾT QUẢ VÀ ĐÁNH GIÁ

5.1 LỌC TÍN HIỆU CẢM BIẾN KHOẢNG CÁCH

Ở đề tài này, bộ lọc $\alpha - \beta$ Kalman đã được sử dụng để lọc nhiễu tín hiệu đầu vào để đưa ra tín hiệu đầu ra đỡ bị nhiễu hơn. Dưới đây là kết quả khi so sánh dữ liệu chưa lọc và đã qua bộ lọc Kalman.



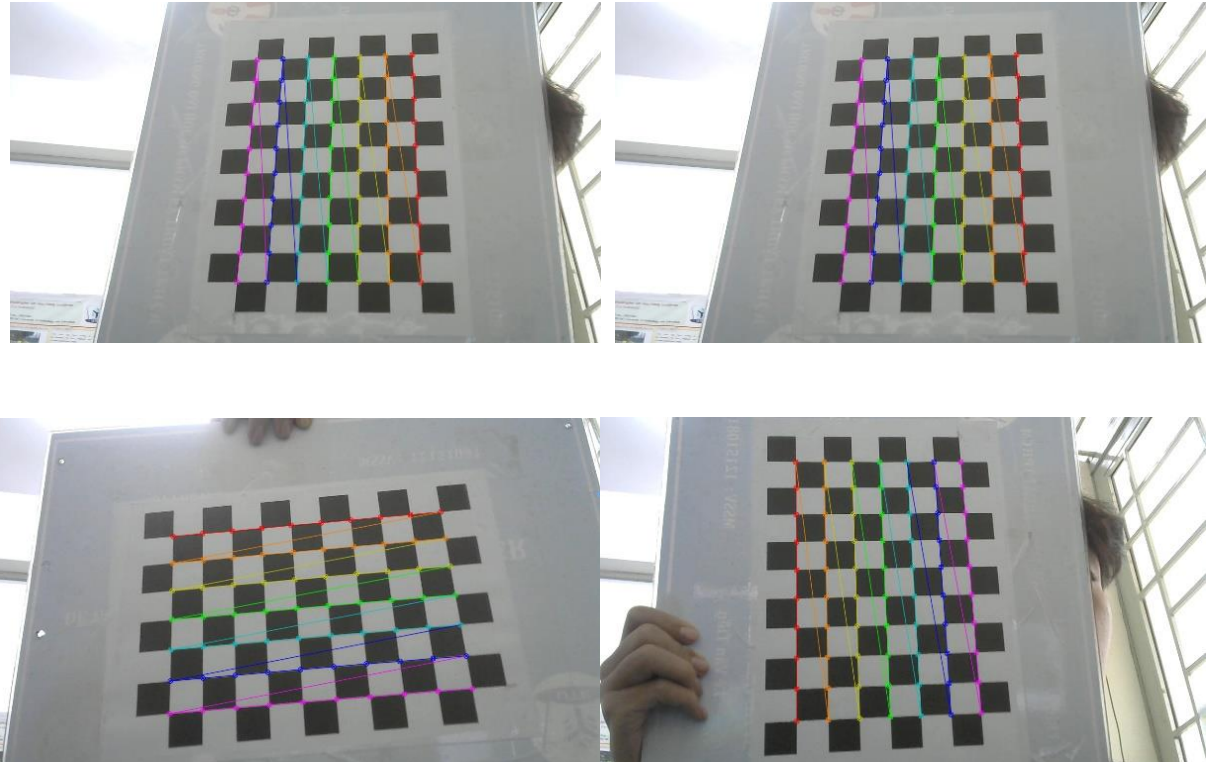
Hình 5.1: Kết quả so sánh dữ liệu chưa lọc và đã qua bộ lọc Kalman

Dựa vào đồ thị trên, ta thấy với bộ lọc Kalman đã được sử dụng cho ra đường tín hiệu (màu xanh) ít bị nhiễu hơn so với khi chưa có bộ lọc. Tuy nhiên, cảm biến Lidar 1D khá tốt nên sai số giữa tín hiệu chưa lọc và đã lọc là khá nhỏ.

5.2 ĐÁNH GIÁ THUẬT TOÁN XỬ LÝ ẢNH

5.2.1 Quá trình hiệu chỉnh Camera

Do camera luôn bị cong nên giá trị thuật toán xử lý ảnh thường bị sai. Chính vì vậy, quá trình hiệu chỉnh Camera đóng vai trò rất quan trọng. Quá trình hiệu chỉnh Camera được thể hiện ở Hình 5.2 dưới đây:



Hình 5.2: Quá trình hiệu chỉnh Camera

Sau khi hiệu chỉnh, ta sẽ tìm được thông số của ma trận camera, mà ở đó chúng ta sẽ tìm được độ dài tiêu cự lần lượt là $F_x = 1455.40$ và $F_y = 1446.54$.

Sau đó, ta sẽ tính được độ dịch chuyển từ pixel sang đơn vị khác ví dụ như mét, cen-ti-mét,... bằng công thức dưới đây:

$$\begin{aligned} d_x &= \frac{hI_w}{f_x} \\ d_y &= \frac{hI_h}{f_y} \end{aligned} \quad (1.46)$$

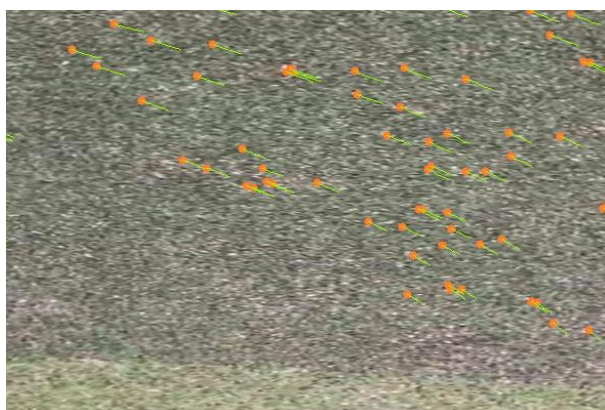
Trong đó, I_w là chiều dài của khung hình và d_x là chiều dài camera quan sát được trong thực tế. Tương tự, I_h là chiều cao của khung hình và d_y là chiều cao camera quan sát được trong thực tế.

5.2.2 Kết quả thuật toán Optical Flow

Sau đây, kết quả thuật toán Optical flow sẽ được trình bày trong hai trường hợp là khi môi trường có ít đặc trưng và khi có nhiều đặc trưng:



Hình 5.3: Kết quả áp dụng thuật toán PLK khi có ít đặc trưng



Hình 5.4: Kết quả áp dụng thuật toán PLK khi có nhiều đặc trưng

Ở Hình 5.3 **Error! Reference source not found.**, phương pháp Shi-Tomasi tìm được rất ít đặc trưng tốt vì cường độ của các pixel trong khung hình có giá trị không chênh lệch nhau nhiều. Tuy nhiên thuật toán PLK (Pyramid Lucas – Kanade) vẫn có thể bám theo các đặc trưng này rất tốt. Ngược lại, Hình 5.4 **Error! Reference source not found.** có rất nhiều điểm pixel chênh lệch nhau rõ rệt về cường độ nên phương pháp Shi-Tomasi tìm được rất nhiều đặc trưng tốt để PLK bám theo. Các nhiều đặc trưng được trích xuất thì thông tin đưa về để tính toán độ dịch chuyển càng chính xác.

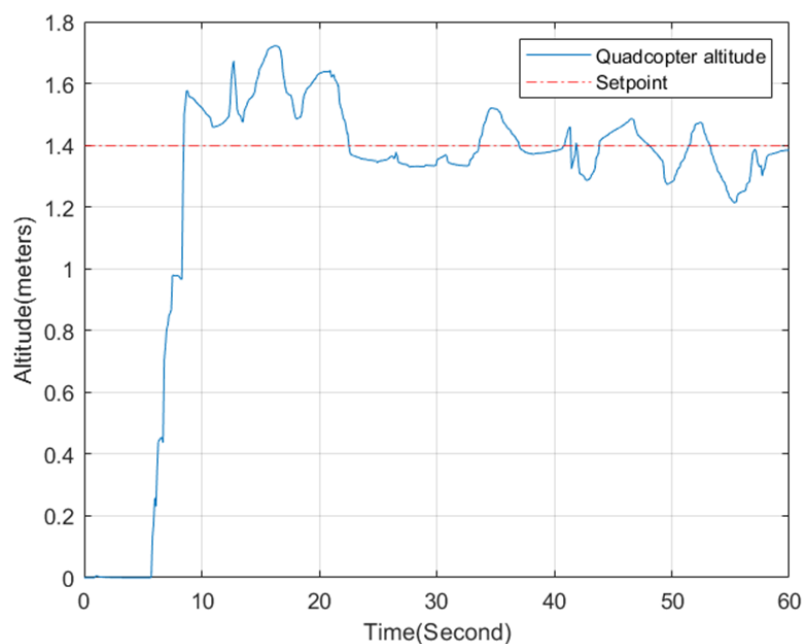
5.3 ĐÁNH GIÁ BỘ ĐIỀU KHIỂN PID

Bộ điều khiển PID áp dụng cho mô hình Drone để điều khiển giữ độ cao và vị trí. Hình 5.5 ghi lại hình ảnh quadcopter giữ cân bằng và vị trí trong thực tế trong môi trường ngoài trời.



Hình 5.5: Kết quả thực tế quadcopter giữ độ cao và vị trí

Hình 5.6 thể hiện kết quả cho bộ điều khiển giữ ổn định độ cao. Theo ta nhìn thấy từ đồ thị ban đầu khi độ cao bằng 0 là vị trí Quadcopter đang nằm dưới mặt đất. Khi chúng ta kích một tín hiệu đẩy Throttle lên 1500 thì quadcopter cất cánh vọt lên độ cao tầm khoảng 1.75m rồi bắt đầu điều chỉnh Throttle quanh vị trí setpoint là 1.4m.



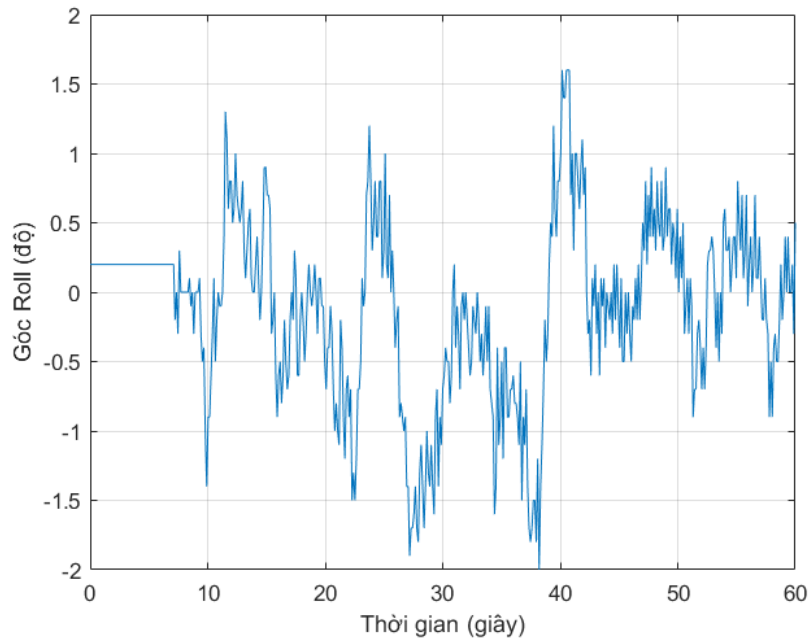
Hình 5.6: Kết quả bộ điều khiển PID giữ độ cao

Đánh giá: Nhóm đã nêu phương pháp chọn khâu điều khiển và chọn ra các thông số bộ điều khiển cho kết quả tốt nhất trong các lần thử sai. Các thông số này được áp

dụng vào mô hình thực tế và cho kết quả không thật sự tốt. Tuy quadcopter vẫn giữ được cân bằng nhưng quá trình cất cánh lên cao bị lệch và quadcopter còn rung lắc nhiều.

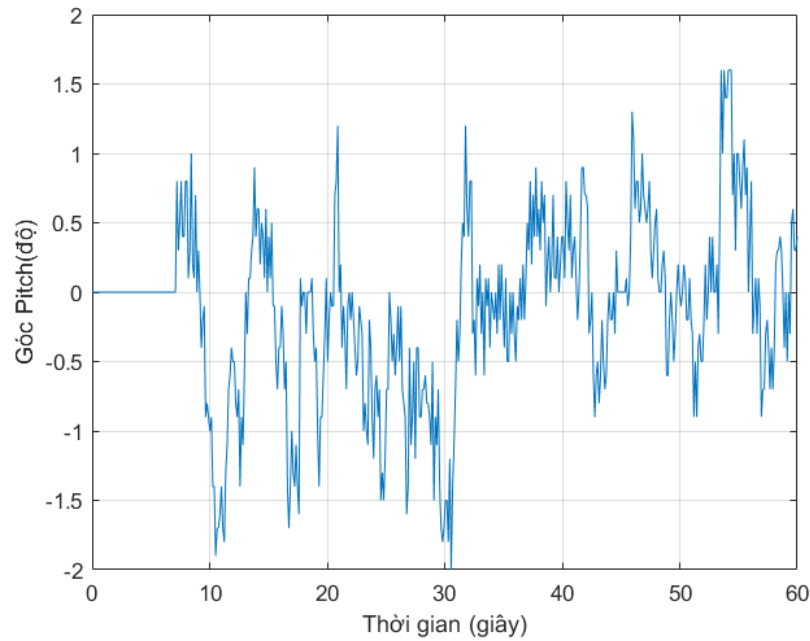
5.4 ĐÁNH GIÁ VỀ ĐỘ ỔN ĐỊNH CỦA QUADCOPTER

Hình 5.7 và Hình 5.8 dưới đây thể hiện góc Roll và góc Pitch khi bay trong thực tế.



Hình 5.7: Đồ thị thể hiện góc Roll khi bay trong thực tế

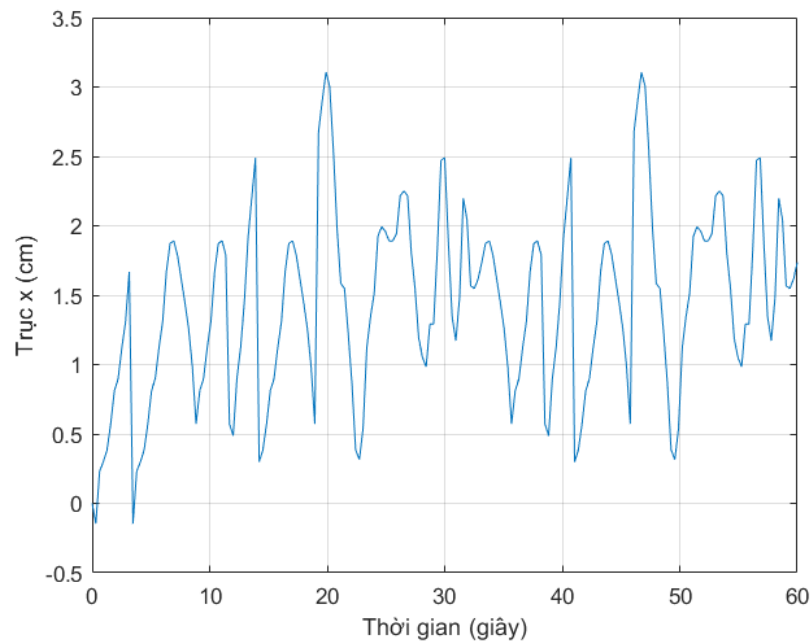
Ban đầu, khi chưa cất cánh, thì góc Roll của Quadcopter đọc về là 0.2^0 khi để dưới mặt đất. Khi cất cánh lên, góc Roll có sự thay đổi khi dao động trong tầm khoảng -2^0 đến 2^0 . Độ lệch góc này khá nhỏ và trong tầm cho phép.



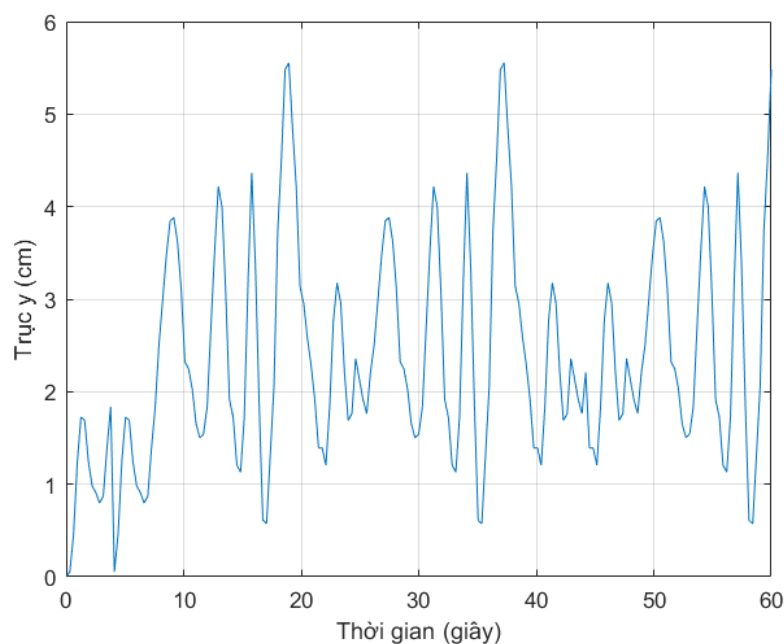
Hình 5.8: Đồ thị thể hiện góc Pitch khi bay trong thực tế

Tương tự góc Roll, ban đầu, khi chưa cất cánh, thì góc Pitch của Quadcopter đọc về là 0^0 khi để dưới mặt đất. Khi cất cánh lên, góc Pitch có sự thay đổi khi dao động trong tầm khoảng -2^0 đến 2^0 . Độ lệch góc này khá nhỏ và trong tầm cho phép.

Hình 5.9 và Hình 5.10 dưới đây thể hiện vị trí theo trục x và y mà Quadcopter di chuyển.



Hình 5.9: Đồ thị thể hiện độ dịch chuyển Quadcopter theo trục x



Hình 5.10: Đồ thị thể hiện độ dịch chuyển Quadcopter theo trục y

Kết quả cho thấy Quadcopter giữ vị trí khá tốt trong hệ tọa độ Oxy khi độ dịch chuyển theo phương x và phương y là khá nhỏ (chỉ vài cm). Tuy nhiên, Quadcopter vẫn bị trôi một đoạn so với gốc tọa độ, nhưng mà độ dịch chuyển không lớn, vẫn trong tầm kiểm soát. Quadcopter ban đầu bị trôi một đoạn thì mới ổn định tại một vị trí cách tâm một khoảng khá nhỏ.

5.5 KẾT LUẬN VÀ HƯỚNG PHÁT TRIỂN

5.5.1 Kết luận

Thông qua kết quả điều khiển thực nghiệm, nhóm đã áp dụng thành công phương pháp Optical flow để đo đặc vị trí, vận tốc tuyến tính của quadcopter. Từ đó, thiết kế và tinh chỉnh thành công thông số bộ điều khiển PID để điều khiển giữ ổn định và vị trí cho quadcopter.

5.5.2 Hướng phát triển

Tuy hệ thống giữ ổn định khá tốt nhưng việc tìm kiếm và tinh chỉnh thông số bộ điều khiển PID rất khó khăn và mất nhiều thời gian. Nhóm cũng nhận thấy hệ quadcopter rất dễ bị ảnh hưởng bởi nhiễu bên ngoài như gió. Bên cạnh đó, PID là một bộ điều khiển tuyến tính nên cũng còn nhiều hạn chế. Do đó, nhóm đề xuất sử dụng các bộ điều khiển phi tuyến hoặc thích nghi có thể điều khiển hệ thống dưới tình trạng nhiễu này hoặc sử dụng học củng cố để huấn luyện và điều khiển thực tế cho hệ quadcopter.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] E. Kuantama, T. Vesselenyi, S. Dzitac, and R. Tarca, “PID and Fuzzy-PID control model for quadcopter attitude with disturbance parameter,” *Int. J. Comput. Commun. Control*, vol. 12, no. 4, pp. 519–532, 2017, doi: 10.15837/ijccc.2017.4.2962.
- [2] Ngoc-Hien-Duc Le, Thuy-Huynh Duong, Huy-Phuong Le, Tran-Nhat-Minh Ta and My-Ha Le, “ Autonomous Landing of a Quadcopter on a Stationary Platform,” International Conference on System Science and Engineering, Nha Trang, 2021, Place of Publication: Xplore Proceedings of ICSSE 2021, 2021, paper ID : 18.
- [3] Manh. Cuong. Le and My. Ha. Le, “Human Detection and Tracking for Autonomous Human-following Quadcopter,” *Proc. 2019 Int. Conf. Syst. Sci. Eng. ICSSE 2019*, pp. 6–11, 2019, doi: 10.1109/ICSSE.2019.8823343.
- [4] E. Kuantama, I. Tarca, and R. Tarca, “Quadcopter Modeling in Virtual Reality for Dynamic Visualization,” *2018 5th Int. Conf. Control. Decis. Inf. Technol. CoDIT 2018*, pp. 671–676, 2018, doi: 10.1109/CoDIT.2018.8394860.
- [5] R. P. Borase, D. K. Maghade, S. Y. Sondkar, and S. N. Pawar, “A review of PID control, tuning methods and applications,” *International Journal of Dynamics and Control*. Springer, 2020, doi: 10.1007/s40435-020-00665-4.
- [6] Omar Daniel Mora Granillo, Zizilia Zamudio Beltrán. “Real-Time Drone (UAV) Trajectory Generation and Tracking by Optical Flow”. International Conference on Mechatronics, Electronics and Automotive Engineering, 2018.