

**ĐẠI HỌC QUỐC GIA TP. HỒ CHÍ MINH  
TRƯỜNG ĐẠI HỌC CÔNG NGHỆ THÔNG TIN  
KHOA KỸ THUẬT MÁY TÍNH**



**KHÓA LUẬN TỐT NGHIỆP  
THIẾT KẾ VÀ CHẾ TẠO  
MÁY BAY QUADCOPTER**

**KỸ SƯ NGÀNH KỸ THUẬT MÁY TÍNH**

Giảng viên hướng dẫn: **ThS. Phan Đình Duy**

Sinh viên thực hiện: **Trần Quốc Tuấn**

**Võ Hữu Tài**

Lớp: **KTMT2011**

*TP. Hồ Chí Minh, tháng 01 năm 2016*

**NHẬN XÉT**  
**(Của giảng viên hướng dẫn)**

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

TP.HCM, ngày ... tháng ... năm 2016

ThS. Phan Đình Duy

**NHẬN XÉT**  
**(Của giảng viên phản biện)**

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

TP.HCM, ngày ... tháng ... năm 2016

## **LỜI CẢM ƠN**

Để hoàn thành được khóa luận tốt nghiệp này, chúng em xin chân thành cảm ơn quý thầy cô Trường Đại học Công nghệ thông tin nói chung và quý thầy cô Khoa Kỹ thuật Máy tính nói riêng đã truyền đạt cho chúng em kiến thức và những kinh nghiệm quý báu trong suốt 5 năm học vừa qua.

Xin gửi lời cảm ơn chân thành đến thầy ThS. Phan Đình Duy, người đã dành những thời gian quý báu của mình, trực tiếp hướng dẫn tận tình cho chúng em hoàn thành khóa luận tốt nghiệp.

Xin gửi lời cảm ơn chân thành đến thầy TS. Nguyễn Tất Bảo Thiện, TS. Trịnh Lê Huy người đã hướng dẫn phương hướng cho chúng em để có thể hoàn thành sản phẩm.

Xin chân thành cảm ơn sự giúp đỡ của các bạn bè, anh chị, những người đã giúp đỡ chúng em tìm kiếm thông tin trong suốt quá trình thực hiện khóa luận.

Một lần nữa xin chân thành cảm ơn đến tất cả những người đã quan tâm đến khóa luận của chúng em. Tuy nhiên, trong quá trình làm việc không thể tránh khỏi những sai sót, rất mong sự đóng góp ý kiến nhiệt tình của Thầy Cô và các bạn.

Sinh viên thực hiện

**Trần Quốc Tuấn**

**Võ Hữu Tài**






Khoa Kỹ thuật Máy tính. Lớp KTMT2011

## TÓM TẮT BÁO CÁO

Máy bay không người lái ngày nay đang dần trở nên phổ biến. Nó được sử dụng cho nhiều mục đích khác nhau: từ mục đích vui chơi chụp ảnh, thú tiêu khiển, đến các mục đích lớn hơn như giao hàng, tiếp tế dược phẩm hay mục đích quân sự... Một đơn cử khá nổi bật là máy bay bốn cánh Quadcopter.

Đồ án **Thiết kế và chế tạo máy bay Quadcopter** là một đồ án mang tính mới mẻ, sản phẩm có tính ứng dụng cao, tập hợp rất nhiều kiến thức về mặt lý thuyết và áp dụng những kiến thức này vào một sản phẩm thực tế.

Báo cáo đồ án được chia thành năm chương với các nội dung chính như sau:

-  **Chương 1.** Tổng quan đề tài.
-  **Chương 2.** Cơ sở lý thuyết.
-  **Chương 3.** Phân tích và thiết kế hệ thống.
-  **Chương 4.** Kết quả thử nghiệm và đánh giá.
-  **Chương 5.** Kết luận và kiến nghị.

# MỤC LỤC

Trang

<b>LỜI CẢM ƠN.....</b>	<b>iv</b>
<b>TÓM TẮT BÁO CÁO.....</b>	<b>v</b>
<b>DANH MỤC HÌNH ẢNH.....</b>	<b>x</b>
<b>DANH MỤC BẢNG.....</b>	<b>xiii</b>
<b>DANH MỤC CHỮ VIẾT TẮT.....</b>	<b>xiv</b>
<b>CHƯƠNG 1: TỔNG QUAN VỀ ĐỀ TÀI.....</b>	<b>1</b>
1.1 Lý do chọn đề tài.....	1
1.2 Giới thiệu đề tài.....	1
1.3 Tình hình nghiên cứu trong và ngoài nước .....	2
1.3.1 Trong nước .....	2
1.3.2 Ngoài nước .....	4
1.4 Mục đích, đối tượng và phạm vi nghiên cứu.....	6
1.4.1 Mục đích nghiên cứu.....	6
1.4.2 Đối tượng nghiên cứu.....	7
1.4.3 Phạm vi nghiên cứu.....	7
1.5 Phương pháp nghiên cứu .....	7
1.5.1 Phương pháp nghiên cứu trực tiếp.....	7
1.5.2 Phương pháp nghiên cứu gián tiếp .....	8
1.6 Ý nghĩa lý luận và thực tiễn của đề tài.....	8
1.7 Thuận lợi và khó khăn.....	9
1.7.1 Thuận lợi.....	9
1.7.2 Khó khăn.....	9

1.8 Các khái niệm liên quan .....	10
1.8.1 Khái niệm điều khiển .....	10
1.8.2 Các thành phần cơ bản của hệ thống điều khiển .....	10
1.8.3 Các bài toán cơ bản trong lĩnh vực điều khiển tự động .....	10
<b>CHƯƠNG 2: CƠ SỞ LÝ THUYẾT.....</b>	<b>11</b>
2.1 Phân loại máy bay .....	11
2.1.1 Tricopter .....	11
2.1.2 Quadcopter.....	11
2.1.3 Hexacopter .....	11
2.2 Lý thuyết điều khiển quadcopter.....	12
2.2.1 Nguyên lý điều khiển bay.....	12
2.2.2 Các trạng thái bay cơ bản .....	14
2.3 Mô hình toán học của hệ thống.....	16
2.3.1 Động học.....	16
2.3.2 Khí động học.....	18
2.3.3 Động lực học.....	18
2.4 Bộ lọc Kalman .....	21
2.4.1 Khái niệm bộ lọc số.....	21
2.4.2 Lý thuyết bộ lọc Kalman .....	22
2.4.3 Trạng thái của hệ thống. ....	22
2.4.4 Hoạt động của bộ lọc Kalman .....	23
2.5 Bộ điều khiển PID .....	24
2.5.1 Khái niệm .....	24
2.5.2 Các phương pháp điều chỉnh tham số $K_p$ , $K_i$ , $K_d$ .....	26

2.5.3 Thiết kế bộ PID theo phương pháp Ziegler-Nichols vòng kín.....	27
2.6 Điều khiển động cơ một chiều không chổi quét .....	29
<b>CHƯƠNG 3: PHÂN TÍCH VÀ THIẾT KẾ HỆ THỐNG .....</b>	<b>31</b>
3.1 Mô hình tổng quát của hệ thống .....	31
3.2 Các thành phần cấu tạo chính .....	32
3.2.1 Bộ khung.....	32
3.2.2 Động cơ và cánh quạt.....	32
3.2.3 Bộ điều tốc ESC .....	33
3.2.4 Pin Lipo .....	34
3.2.5 Bộ điều khiển cầm tay .....	35
3.2.6 Mạch điều khiển trung tâm.....	37
3.2.7 Mô hình máy bay hoàn chỉnh .....	40
3.3 Công suất tiêu thụ.....	41
3.4 Thuật toán điều khiển .....	42
3.4.1 Kiểm tra trạng thái hệ thống .....	42
3.4.2 Giải thuật tổng hợp PID output.....	45
3.4.3 Chương trình chính .....	47
<b>CHƯƠNG 4: KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM VÀ ĐÁNH GIÁ .....</b>	<b>49</b>
4.1 Quy trình thử nghiệm .....	49
4.1.1 Thử nghiệm lực đẩy của động cơ.....	49
4.1.2 Nạp chương trình và cấu hình các thuộc tính liên quan.....	50
4.1.3 Thử nghiệm cân bằng theo một trục .....	51
4.2 Các kết quả thử nghiệm .....	52
4.2.1 Kalman filter .....	52



4.2.2 PID controler.....	53
4.2.3 Thử nghiệm bay thực tế.....	54
<b>CHƯƠNG 5: KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ .....</b>	<b>55</b>
5.1 Kết luận.....	55
5.1.1 Các kết quả đã đạt được .....	55
5.1.2 Chưa đạt được .....	56
5.2 Kiến nghị.....	56
<b>DANH MỤC TÀI LIỆU THAM KHẢO .....</b>	<b>58</b>
<b>PHỤ LỤC A: VI ĐIỀU KHIỂN ATMEGA328.....</b>	<b>59</b>
<b>PHỤ LỤC B: CẢM BIẾN GYROSCOPE L3G4200D.....</b>	<b>60</b>

## DANH MỤC HÌNH ẢNH

Hình 1-1. Quadcopter Đại học Sư phạm Kỹ thuật .....	2
Hình 1-2. Quadcopter Đại học Bách khoa Hà Nội.....	3
Hình 1-3. Quadcopter Học viện PTIT .....	3
Hình 1-4. Drone của Phantom.....	4
Hình 1-5. Drone của DHL.....	4
Hình 1-6. AR Drone của Parrot.....	5
Hình 1-7. Board KK2.1.5.....	5
Hình 1-8. Board Multiwii.....	5
Hình 1-9. Sự phát triển máy bay không người lái theo quốc gia .....	6
Hình 1-10. Sơ đồ khối hệ thống điều khiển .....	10
Hình 2-1. Tricopter .....	11
Hình 2-2. Quadcopter .....	11
Hình 2-3. Hexacopter.....	12
Hình 2-4. Quadcopter mode “+” .....	12
Hình 2-5. Quadcopter mode “x” .....	13
Hình 2-6. Hệ trục tọa độ và các góc trên máy bay .....	13
Hình 2-7. Trạng thái bay lơ lửng.....	14
Hình 2-8. Trạng thái bay trái-phải.....	15
Hình 2-9. Trạng thái bay tiến-lùi.....	15
Hình 2-10. Trạng thái xoay máy bay .....	16
Hình 2-11. Góc roll của hệ tọa độ .....	17
Hình 2-12. Góc pitch của hệ tọa độ .....	17
Hình 2-13. Góc yaw của hệ tọa độ .....	18

Hình 2-14. Bộ điều khiển PID.....	24
Hình 2-15. Mô hình bộ điều khiển PID .....	24
Hình 2-16. Đáp ứng biên độ của PID .....	25
Hình 2-17. Output tiêu chuẩn của phương pháp Ziegler–Nichols .....	27
Hình 2-18. Hệ thống hồi tiếp đơn vị.....	27
Hình 2-19. Kết quả mô phỏng trên Matlab .....	29
Hình 2-20. Động cơ không chổi quét .....	29
Hình 2-21. Sơ đồ kết nối động cơ với ESC .....	30
Hình 3-1: Mô hình tổng quát của hệ thống.....	31
Hình 3-2. Khung máy bay.....	32
Hình 3-3. Động cơ và cánh quạt.....	33
Hình 3-4. Bộ điều tốc ESC.....	33
Hình 3-5. Mạch cầu H của ESC .....	34
Hình 3-6. Pin Lipo .....	34
Hình 3-7. Tay cầm điều khiển và bộ nhận tín hiệu .....	35
Hình 3-8. Lưu đồ giải thuật đọc tín hiệu PWM .....	36
Hình 3-9. Chanel ở mức thấp nhất .....	36
Hình 3-10. Chanel ở mức cao nhất.....	37
Hình 3-11. Các thành phần mạch điều khiển .....	38
Hình 3-12. Cầu phân áp .....	38
Hình 3-13. Mạch nguyên lý của bộ điều khiển trung tâm .....	39
Hình 3-14. Layout của mạch điều khiển trung tâm.....	39
Hình 3-15. Mạch điều khiển trung tâm.....	40
Hình 3-16. Bullet kết nối động cơ và cánh quạt.....	40

Hình 3-17. Mô hình máy bay hoàn chỉnh .....	41
Hình 3-18. Các trạng thái của hệ thống .....	42
Hình 3-19. Lưu đồ giải thuật kiểm tra trạng thái hệ thống .....	44
Hình 3-20. Cấu hình máy bay .....	45
Hình 3-21. Chiều dương hệ trục tọa độ máy bay .....	45
Hình 3-22. Lưu đồ giải thuật tổng hợp PID output .....	46
Hình 3-23. Lưu đồ giải thuật điều khiển máy bay .....	48
Hình 4-1. Mô hình thử nghiệm lực đẩy của động cơ .....	49
Hình 4-2. Sức đẩy của một động cơ .....	50
Hình 4-3. Cấu hình phần mềm hercules để điều khiển.....	51
Hình 4-4. Mô hình thử nghiệm cân bằng theo một trục .....	52
Hình 4-5. Kết quả bộ lọc Kalman.....	53
Hình 4-6. Đáp ứng biên độ PID .....	53
Hình 4-7. Thử nghiệm bay thực tế .....	54

## DANH MỤC BẢNG

Bảng 2-1. Ảnh hưởng của ba tham số $K_p$ , $K_i$ , $K_d$ .....	25
Bảng 2-2. Bảng tham chiếu Ziegler–Nichols.....	27
Bảng 2-3. Bảng Routh .....	28
Bảng 3-1. Kết nối Receiver với MCU .....	37
Bảng 4-1. Các lệnh điều khiển debug chương trình.....	51

## DANH MỤC CHỮ VIẾT TẮT

ROLL, PITCH, YAW	Euler angles lần lượt theo 3 trục Z, Y, Z
PID	Propotional-Integral-Derivative
MCU	MicroController Unit
PWM	Pulse Width Modulation
LED	Light Emitting Diode
RAM	Random Access Memory
RX	Receive Data In
TX	Transmit Data Out
SCK	Serial Clock
SPI	Serial Peripheral Interface
I2C	Inter-Integrated Circuit

# CHƯƠNG 1: TỔNG QUAN VỀ ĐỀ TÀI

## 1.1 Lý do chọn đề tài

Có thể nói máy bay không người lái hiện nay đang là một trào lưu mới trong xã hội vì nó mang tính mới mẻ, có rất nhiều ứng dụng thực tiễn. Việc nghiên cứu và chế tạo máy bay không người lái đã được nhiều nước trên thế giới thực hiện từ rất lâu trước đây chủ yếu phục vụ cho các mục đích quân sự.

Đề tài nghiên cứu và chế tạo mô hình máy bay Quadcopter (drone, hoặc máy bay không người lái) là một đề tài đòi hỏi kiến thức tổng hợp của nhiều lĩnh vực như thiết kế cơ khí, động lực học, khí động học, điều khiển tự động, truyền nhận tín hiệu, xử lý tín hiệu số... trong khi đây là một đề tài mới, kết quả nghiên cứu trong nước không nhiều và hầu như chưa được tổng kết. Vì vậy đề tài này sẽ được tổng quan cũng như phân tích nguyên lý hoạt động, cơ sở lý thuyết và thiết kế chế tạo mô hình máy bay quadcopter được thực hiện tại Khoa Kỹ thuật Máy tính thuộc Đại học Công nghệ thông tin.

## 1.2 Giới thiệu đề tài

Ngày nay, máy bay không người lái đã được ứng dụng rất rộng rãi, đơn cử như việc do thám các chiến trường khốc liệt của quân đội Mỹ hay thực hiện những cảnh quay ngoạn mục trên màn ảnh của Hollywood. Với chi phí thấp và tính cơ động, máy bay không người lái đang dần chiếm vị trí quan trọng trong nhiều lĩnh vực như tiếp tế, vận chuyển hàng hóa, khảo sát khoa học, hoặc thực hiện các nhiệm vụ nguy hiểm cho con người như cứu hộ, giải cứu con tin, phá bom mìn... và rất nhiều các lĩnh vực khác khiến đây là một hướng đi tiềm năng trên thị trường.

Máy bay không người lái được sử dụng rất nhiều trong các ngành công nghiệp, 10 ngành công nghiệp hiện đang sử dụng máy bay không người lái:

- Vận chuyển bưu kiện, hàng tiếp tế: Xây dựng hệ thống máy bay không người lái nhằm tiếp tế thức ăn và thiết bị y tế cho những nơi hẻo lánh trên thế giới.
- Phản ứng nhanh và các dịch vụ khẩn cấp: ứng dụng vào công tác cứu hộ, tìm kiếm cứu nạn, phòng chống cháy rừng...

- Xây dựng: chụp hình phối cảnh các công trình, tòa nhà chọc trời, kiểm soát các hoạt động xây dựng.
- Điện ảnh: chụp ảnh, quay phim với góc nhìn mới lạ, thu hút người xem.
- Năng lượng: các công ty năng lượng quản lý các đường ống và dàn khoan bằng các máy bay không người lái hoạt động độc lập.
- Nghiên cứu bảo tồn các loài động thực vật: tính toán số lượng các loài vật hoang dã, theo dõi tập quán...
- Thực thi pháp luật: máy bay không người lái có thể được sử dụng trong các tình huống bắt giữ tội phạm, các chiến dịch tìm kiếm, giải cứu con tin, hỗ trợ đuổi bắt tội phạm, quản lý buôn bán hàng cấm qua biên giới...
- Quân sự: do thám và tiêu diệt mục tiêu từ xa.
- Nông nghiệp: thu thập dữ liệu về tình trạng và năng suất cây trồng...
- Vui chơi giải trí: thú tiêu khiển.

### **1.3 Tình hình nghiên cứu trong và ngoài nước**

#### **1.3.1 Trong nước**

Có rất nhiều công trình nghiên cứu ở các trường đại học trên cả nước: Đại học bách khoa, Đại học FPT, Đại học sư phạm kỹ thuật, Đại học Cần Thơ...

- Mô hình máy bay của Đại học Sư phạm Kỹ thuật TPHCM



Hình 1-1. Quadcopter Đại học Sư phạm Kỹ thuật



- Máy bay Quadcopter của sinh viên Đại học FPT: chất liệu của thiết bị là ống sợi carbon cùng các vòng xốp bảo vệ xung quanh. Ngoài ra, thiết bị cũng gắn camera và có thể truyền hình ảnh trực tiếp về máy tính.
- Máy bay “QuadRotor” do nhóm sinh viên lớp Cơ khí hàng không Đại học Bách khoa Hà Nội chế tạo.



Hình 1-2. Quadcopter Đại học Bách khoa Hà Nội

- Đề tài: *Thiết kế hệ thống lái tự động cho Quadcopter và ứng dụng trong nông nghiệp chính xác* của sinh viên Đại học Cần Thơ.
- Đề tài: *Thiết kế máy bay quadcopter* của sinh viên Học viện công nghệ Bru chính viễn thông – PTIT.



Hình 1-3. Quadcopter Học viện PTIT

Các sản phẩm nhìn chung hoạt động ổn định, tải được khối lượng lớn, nhưng các đề tài mang tính “đóng”, chỉ dừng lại ở mức bay được, khó có thể nâng cấp, phát triển lên.

### 1.3.2 Ngoài nước

Những nghiên cứu đã thành công và phát triển thành các hệ thống thực tế, hoạt động tương đối ổn định.

Đây là một nền công nghiệp rất phát triển, thị trường máy bay không người lái đã tạo đà cho sự phát triển bùng nổ: khoảng 11.3 tỷ USD năm 2013 và ước tính khoảng 140 tỷ đô năm 2020 <sup>(1)</sup>.

Một số sản phẩm nổi bật:

- Drone của Phantom, một dòng máy bay không người lái đang thịnh hành trong thời gian gần đây.



Hình 1-4. Drone của Phantom<sup>(2)</sup>

- DHL thử nghiệm dùng drone để giao thuốc khẩn cấp.



Hình 1-5. Drone của DHL<sup>(3)</sup>

---

(1) <http://cloudtweaks.com/2014/12/cloud-infographic-drone-consumer-revolution/>

(2) [www.dji.com](http://www.dji.com)

- AR.Drone được điều khiển từ xa qua sóng WiFi do hãng Parrot phát triển.



Hình 1-6. AR Drone của Parrot<sup>(4)</sup>

Ngoài các sản phẩm máy bay hoàn chỉnh, một số hãng khác còn tập trung phát triển các mạch điều khiển trung tâm. Các mạch này có thể dễ dàng tích hợp lên các loại máy bay do người sử dụng tự thiết kế.

- Board KK2.1.5 được bán ở các trang web đồ chơi nổi tiếng<sup>(5)</sup>:



Hình 1-7. Board KK2.1.5

- Board Multiwii



Hình 1-8. Board Multiwii

---

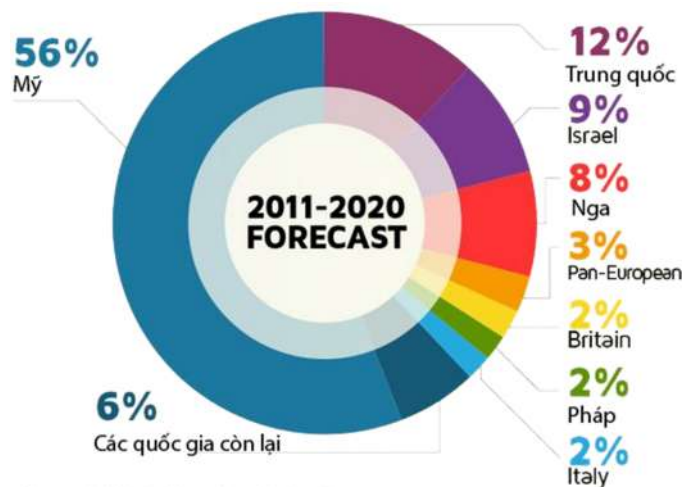
<sup>(3)</sup> [www.dhl.com](http://www.dhl.com)

<sup>(4)</sup> [www.ardrone2.parrot.com](http://www.ardrone2.parrot.com)

<sup>(5)</sup> [www.hobbyking.com](http://www.hobbyking.com)

Hệ thống không vận không người lái đang phát huy những lợi ích tích cực của nó:

- Google và Amazon đang thử nghiệm hệ thống chuyển hàng bằng máy bay không người lái: chuyển hàng trong vòng 30 phút sẽ tạo nên một cuộc cách mạng trong ngành công nghiệp bán lẻ những năm tới.
- Nghiên cứu và phát triển phân theo quốc gia <sup>(6)</sup>:
  - ✚ SkyCall quadcopter của phòng thí nghiệm MIT Lab: máy bay hướng dẫn, chỉ đường trong khuôn viên rộng lớn.
  - ✚ Quadcopter của giáo sư Raffaello D'Andrea ở Robot Lab tại TEDGlobal: máy bay quadcopter biết suy nghĩ như vận động viên.
  - ✚ Quadcopter tránh vật cản của Đại học Cornell University.
  - ✚ Quadcopter được điều khiển bằng ý nghĩ do Đại học Minnesota phối hợp với Quỹ Khoa học Quốc gia Hoa Kỳ để cùng nghiên cứu.



Hình 1-9. Sự phát triển máy bay không người lái theo quốc gia

## 1.4 Mục đích, đối tượng và phạm vi nghiên cứu

### 1.4.1 Mục đích nghiên cứu

Khóa luận tập trung nghiên cứu và chế tạo một máy bay không người lái hoạt động ổn định, được điều khiển từ xa qua sóng RF.

<sup>(6)</sup> <http://cloudtweaks.com/2014/12/cloud-infographic-drone-consumer-revolution/>

Cụ thể:

- Khóa luận nghiên cứu hoàn toàn dựa trên board mạch tự thiết kế bao gồm:
  - ✚ Chip xử lý chính: Atmega328
  - ✚ Cảm biến con quay hồi chuyển: L3G4200D
- Nghiên cứu sử dụng các thiết bị liên quan: motor, cánh quạt, ESC, tay cầm điều khiển...
- Nghiên cứu con quay hồi chuyển, sử dụng module được tích hợp sẵn con quay hồi chuyển để tính được độ nghiêng lệch của máy bay.
- Tìm hiểu và ứng dụng bộ lọc số trong việc lọc nhiễu tín hiệu đọc về từ con quay hồi chuyển.
- Nghiên cứu hệ thống khí động lực học của máy bay.
- Ứng dụng giải thuật PID vào hệ thống để xây dựng thuật toán điều khiển máy bay.

#### 1.4.2 Đối tượng nghiên cứu

Các thiết bị lắp ráp và hệ thống xử lý tín hiệu từ con quay hồi chuyển, để đưa ra tín hiệu điều khiển các motor tạo ra lực nâng hợp lý để cân bằng máy bay.

#### 1.4.3 Phạm vi nghiên cứu

Trong giới hạn của đề tài nhóm giới hạn nghiên cứu thiết kế hệ thống máy và hệ thống điều khiển cân bằng cho máy bay.

### 1.5 Phương pháp nghiên cứu

#### 1.5.1 Phương pháp nghiên cứu trực tiếp

Đặc điểm của phương pháp này chính là xác định trực tiếp được lời giải qua một thủ tục tính toán (công thức, hệ luật, định luật...) hoặc qua các bước căn bản để có được lời giải. Ngoài ra, việc giải quyết vấn đề trên máy tính chỉ là thao tác lập trình hay là sự chuyển đổi lời giải từ ngôn ngữ bên ngoài sang các ngôn ngữ được sử

dụng trong máy tính. Ở đây, nhóm đã sử dụng *ngôn ngữ lập trình C++* để hiện thực các chức năng cần có.

Các nguyên lý được áp dụng trong phương pháp này được kể ra như sau:

- Nguyên lý chuyển đổi dữ liệu bài toán thành dữ liệu của chương trình: Dữ liệu của bài toán sẽ được biểu diễn lại dưới dạng các biến của chương trình thông qua các quy tắc xác định của ngôn ngữ lập trình cụ thể.
- Nguyên lý chuyển đổi quá trình tính toán của bài toán thành các cấu trúc của chương trình: Mọi quá trình tính toán đều có thể mô tả và thực hiện dựa trên ba cấu trúc cơ bản đó là cấu trúc tuần tự, cấu trúc rẽ nhánh và cấu trúc lặp.
- Nguyên lý phân chia bài toán ban đầu thành các bài toán nhỏ hơn: Mọi vấn đề bài toán đều có thể giải quyết bằng các phân chia thành những vấn đề bài toán nhỏ hơn.

#### 1.5.2 Phương pháp nghiên cứu gián tiếp

Phương pháp thử - sai được sử dụng để tìm ra kết quả của bài toán.

Các nguyên lý áp dụng trong phương pháp này bao gồm:

*Nguyên lý vét cạn toàn bộ:* Đây là phương pháp đơn giản nhất, liệt kê tất cả các trường hợp có thể xảy ra.

*Nguyên lý mắt lưới:* Vận dụng nguyên lý này để sàng lọc ra những trường hợp nào phù hợp với các điều kiện đưa ra, giống như lưới bắt cá chỉ bắt được những con cá có kích thước lớn hơn kích thước của mắt lưới.

*Nguyên lý giảm độ phức tạp của thử và sai:* Thu hẹp trường hợp trước và trong khi duyệt, đồng thời đơn giản hóa tối đa điều kiện chấp nhận một trường hợp.

*Nguyên lý thu gọn không gian tìm kiếm:* Loại bỏ những trường hợp hoặc nhóm trường hợp chắc chắn không dẫn đến lời giải.

#### 1.6 Ý nghĩa lý luận và thực tiễn của đề tài

Hiện nay các hệ thống điều khiển máy bay không người lái gần như hoàn toàn được nhập khẩu từ nước ngoài, nên việc nghiên cứu và phát triển hệ thống điều

khiến máy bay có ý nghĩa rất quan trọng, giúp làm chủ được công nghệ và đón nhận xu thế của thế giới.

Từ những nghiên cứu có tính mở, có thể phát triển thành những hệ thống lớn, góp phần làm nền công nghiệp máy bay không người lái của nước nhà ngày càng mạnh và chứng tỏ được những hiệu quả mà nó mang lại.

Qua kết quả nghiên cứu của khóa luận này sẽ cho thấy cái nhìn tổng quan về các lý thuyết xử lý tín hiệu số, điều khiển tự động và lập trình nhúng. Kết quả sẽ đóng góp phần nào cho việc nghiên cứu các đề tài liên quan trong tương lai của sinh viên Khoa Kỹ thuật Máy tính.

## **1.7 Thuận lợi và khó khăn**

### **1.7.1 Thuận lợi**

Trong quá trình làm luận văn được sự giúp đỡ nhiệt tình của người thân, gia đình, bạn bè và đặc biệt là giảng viên hướng dẫn luận văn. Đồng thời, chúng em nhận được sự hỗ trợ rất nhiều từ Khoa Kỹ thuật Máy tính như hỗ trợ cho mượn thiết bị, dụng cụ nghiên cứu, phòng làm việc và các thầy cô đã tìm kiếm, cung cấp cho chúng em rất nhiều tài liệu hữu ích để hoàn thành tốt luận văn này.

Sự hợp tác rất tốt giữa các thành viên trong nhóm thực hiện đề tài là một phần đóng góp cho sự thành công của luận văn. Ngoài ra, với sự chia sẻ các kiến thức, kinh nghiệm của các nhóm nghiên cứu khác cũng là nguồn lực để chúng em hoàn thành tốt luận văn này.

### **1.7.2 Khó khăn**

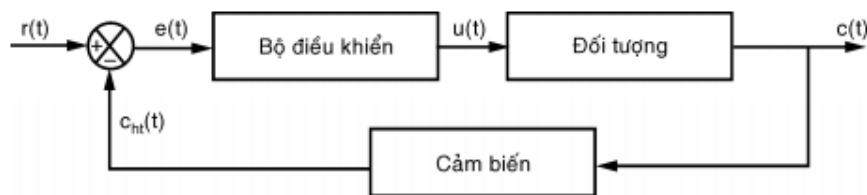
Tuy quá trình làm luận văn khá suôn sẻ nhưng cũng không tránh được một số khó khăn nhất định: khó khăn trong việc kiểm tra hoạt động của hệ thống; các cánh quạt quay với tốc độ cao rất nguy hiểm cho người ở gần; cánh quạt dễ gãy khi bị va chạm; khó khăn trong việc tìm mua các thiết bị thay thế.

## 1.8 Các khái niệm liên quan

### 1.8.1 Khái niệm điều khiển

Điều khiển là quá trình thu thập thông tin, xử lý thông tin và tác động lên hệ thống để đáp ứng của hệ thống “gần” với mục đích định trước. Điều khiển tự động là quá trình điều khiển không cần sự tác động của con người.

### 1.8.2 Các thành phần cơ bản của hệ thống điều khiển



Hình 1-10. Sơ đồ khối hệ thống điều khiển

❖ Chú thích các ký hiệu viết tắt:

- $r(t)$ : (reference input) tín hiệu vào
- $c(t)$ : (controlled output) tín hiệu ra
- $c_{ht}(t)$ : tín hiệu hồi tiếp
- $e(t)$ : (error) sai số
- $u(t)$ : tín hiệu điều khiển

### 1.8.3 Các bài toán cơ bản trong lĩnh vực điều khiển tự động

Phân tích hệ thống: cho hệ thống tự động đã biết đã biết cấu trúc và thông số. Bài toán đặt ra là trên cơ sở những thông tin đã biết, tìm đáp ứng của hệ thống và đánh giá chất lượng hệ thống. Bài toán này luôn giải được.

Thiết kế hệ thống: biết cấu trúc và thông số của đối tượng điều khiển. Bài toán đặt ra là thiết kế bộ điều khiển để được hệ thống thỏa mãn các yêu cầu về chất lượng. Bài toán này nói chung là giải được.

Nhận dạng hệ thống: chưa biết cấu trúc và thông số của hệ thống. Vấn đề lớn nhất cần giải quyết là tìm ra cấu trúc và các thông số này. Bài toán này không phải lúc nào cũng giải được.



## CHƯƠNG 2: CƠ SỞ LÝ THUYẾT

### 2.1 Phân loại máy bay

#### 2.1.1 Tricopter

Tricopter có ba động cơ bố trí dạng chữ Y 120 độ, hoặc chữ T. Nó tương đối rẻ và hoạt động ít ổn định.



Hình 2-1. Tricopter

#### 2.1.2 Quadcopter

Quadcopter có 4 động cơ gắn trên bốn cánh tay đối xứng tạo góc giữa các cánh là 90 độ. Quadcopter có cấu tạo cơ học đơn giản và dễ hiểu nhất. Quadcopter là loại máy bay được lựa chọn để tìm hiểu chi tiết hơn và hiện thực ở trong đồ án này.



Hình 2-2. Quadcopter

#### 2.1.3 Hexacopter

Hexacopter có sáu động cơ gắn trên sáu cánh tay đối xứng với nhau với ba động cơ quay thuận và ba động cơ quay nghịch. Tương tự Quadcopter nhưng có khả năng nâng tốt hơn và nếu một động cơ không hoạt động vẫn có thể hạ cánh an toàn.



Hình 2-3. Hexacopter

Ngoài ra còn có các loại cấu hình máy bay khác nhưng ít phổ biến như: Bicopter, Pentacopter, Y4, Y6, Vtail...

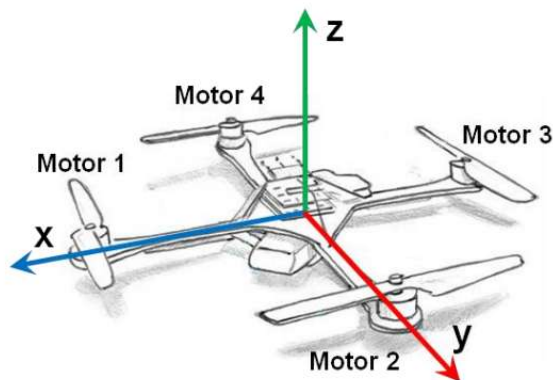
## 2.2 Lý thuyết điều khiển quadcopter

### 2.2.1 Nguyên lý điều khiển bay

Nguyên lý hoạt động chính của mô hình này là dựa trên sự chuyển động của các dòng khí do cánh quạt máy bay tạo ra di chuyển xuống dưới làm vật bay lên trên và sự điều chỉnh tốc độ từng động cơ sẽ làm thay đổi hướng bay của quadcopter.

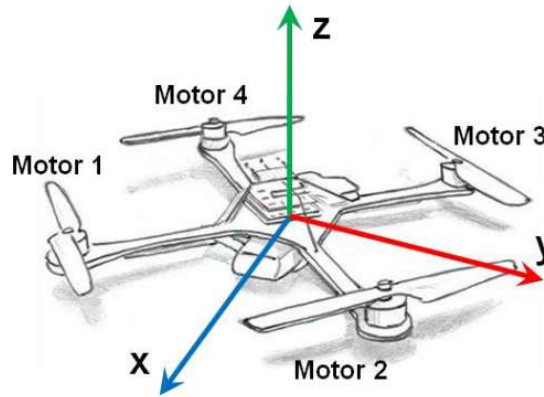
Đối với quadcopter, có 2 kiểu cấu hình cơ bản thường gặp là kiểu “+” và kiểu “X”.

- Kiểu “+”: phương của trục  $O_x$  và  $O_y$  của cảm biến được đặt cùng phương với các trục của máy bay.



Hình 2-4. Quadcopter mode “+”

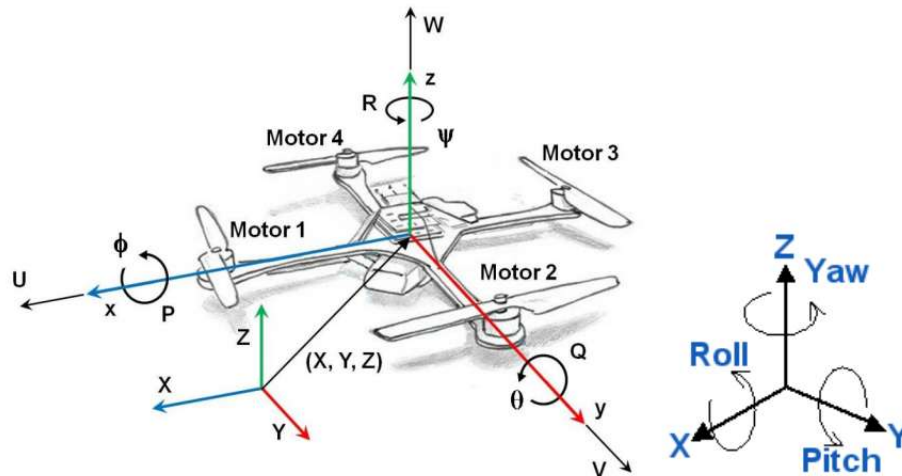
- Kiểu “x”: phương của trục Ox, Oy của cảm biến được đặt lệch  $45^0$  so với phương của các trục máy bay.



Hình 2-5. Quadcopter mode “x”

Các cặp cánh trên cùng một trục quay cùng chiều nhau và chiều quay của cánh trên trục này ngược lại so với chiều quay của cánh trên trục kia, điều này nhằm mục tiêu triệt tiêu moment xoắn được tạo ra bởi các cánh quạt của máy bay. Cụ thể như sau:

- Motor 1 và motor 3 quay cùng chiều kim đồng hồ.
- Motor 2 và motor 4 quay ngược chiều kim đồng hồ.



Hình 2-6. Hệ trục tọa độ và các góc trên máy bay

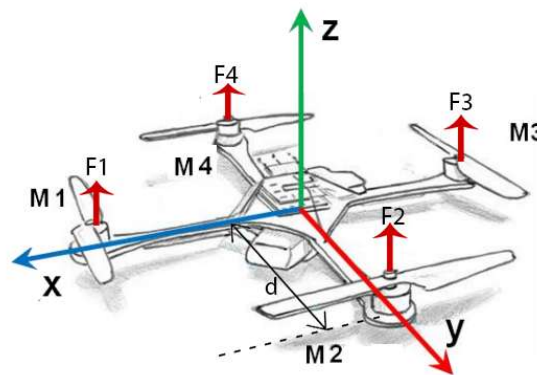
Các góc quay được định nghĩa như sau:

- Roll ( $\phi$ ): là góc quay khi máy bay xoay quanh trục  $Ox$ .
- Pitch ( $\theta$ ): là góc quay khi máy bay xoay quanh trục  $Oy$ .
- Yaw ( $\psi$ ): là góc quay khi máy bay xoay quanh trục  $Oz$ .

Như vậy, việc điều khiển máy bay quadcopter được mô hình hóa thành việc điều khiển tốc độ quay của bốn động cơ. So với máy bay trực thăng (việc di chuyển phải phụ thuộc vào góc lệch của mặt phẳng cánh với phương ngang) thì việc điều khiển máy bay quadcopter tương đối đơn giản hơn, không cần phải có cơ cấu phức tạp ở bộ phận cánh.

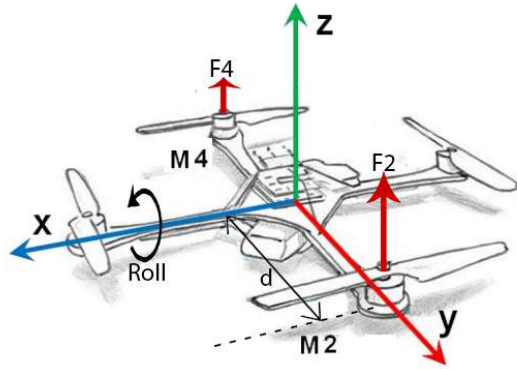
### 2.2.2 Các trạng thái bay cơ bản

Lơ lửng: các cánh quạt quay với tốc độ không đổi như nhau. Khi tất cả bốn động cơ cùng lúc quay chậm hoặc nhanh thì sẽ thay đổi tổng lực nâng của bốn cánh làm cho máy bay sẽ bay thấp xuống hoặc cao lên.



Hình 2-7. Trạng thái bay lơ lửng

Trái - Phải: quadcopter sẽ bay sang trái hoặc sang phải tùy theo góc lệch roll là âm hay dương.



Hình 2-8. Trạng thái bay trái-phải

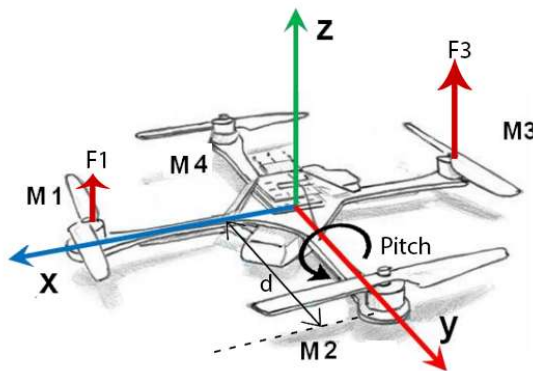
Thí dụ điển hình: muốn quadcopter bay sang phải, khi đó góc lệch roll là một số dương. Moment xoắn quanh trục Ox cũng là một số dương:

$$\vec{M}_{Ox} = \vec{F} \cdot d = (\vec{F}_2 + \vec{F}_4) \cdot d > 0 \text{ công thức moment}$$

$$\Rightarrow F_2 - F_4 > 0; F_2 + F_4 = \text{const}$$

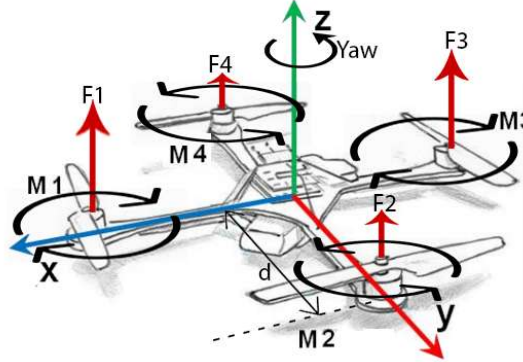
$$\Rightarrow F_2 > F_4$$

Tiến - Lùi: quadcopter sẽ bay tiến tới hoặc lùi lại tùy theo góc lệch pitch là âm hay dương. Tương tự như roll, muốn quadcopter bay tiến tới, ta cần phải giảm lực đẩy (số vòng quay) của motor 1 và tăng lực đẩy của motor 2, với điều kiện tổng hai lực này là một hằng số. Khi đó làm xuất hiện moment xoắn quanh trục Oy làm cho máy bay tiến tới.



Hình 2-9. Trạng thái bay tiến-lùi

Xoay: quadcopter sẽ xoay quanh trục Oz. Để có được góc quay này, ta cho tốc độ của 2 cánh quạt trên cùng một trục bằng nhau và có sự chênh lệch với tốc độ 2 cánh quạt của trục còn lại.



Hình 2-10. Trạng thái xoay máy bay

Thí dụ điển hình: muốn quadcopter quay quanh trục Oz với góc yaw > 0, ta thực hiện đồng thời các hoạt động sau:

- Giảm đồng thời tốc độ của hai động cơ motor 2 và motor 4, nhưng vẫn giữ được:  $\vec{F}_2 = \vec{F}_4$
- Tăng đồng thời tốc độ của hai động cơ motor 1 và motor 3, nhưng vẫn giữ được:  $\vec{F}_1 = \vec{F}_3$
- Tổng lực đẩy của bốn động cơ không đổi:  $\vec{F}_1 + \vec{F}_2 + \vec{F}_3 + \vec{F}_4 = \text{const}$

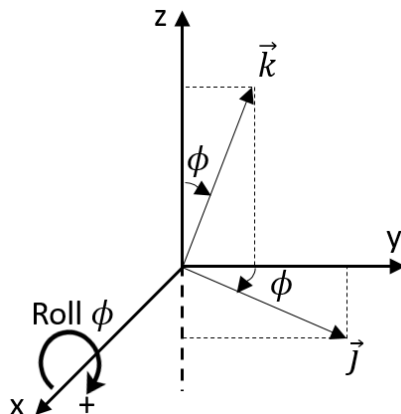
## 2.3 Mô hình toán học của hệ thống

### 2.3.1 Động học

Để mô tả đặc tính động học của hệ thống, ta phải tìm được ma trận xoay.

Góc roll ( $\phi$ ) được tạo ra khi ta xoay hệ trục tọa độ theo trục Ox. Khi đó ta có ma trận xoay theo trục Ox:

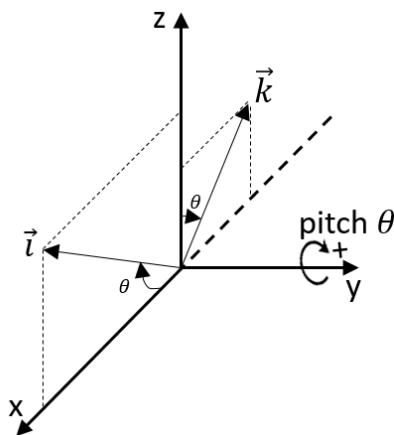
$$R_x(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \quad (1)$$



Hình 2-11. Góc roll của hệ tọa độ

Góc pitch ( $\theta$ ) được tạo ra khi ta xoay hệ trục tọa độ theo trục Oy. Khi đó ta có ma trận xoay theo trục Oy:

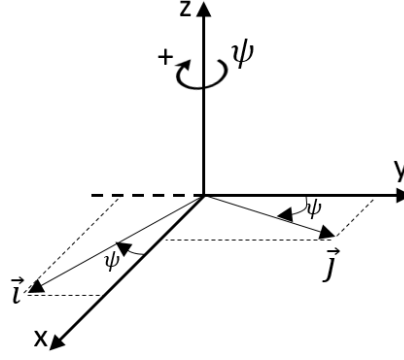
$$R_y(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (2)$$



Hình 2-12. Góc pitch của hệ tọa độ

Góc yaw ( $\psi$ ) được tạo ra khi ta xoay hệ trục tọa độ theo trục Oz. Khi đó ta có ma trận xoay theo trục Oz:

$$R_z(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3)$$



Hình 2-13. Góc yaw của hệ tọa độ

Muốn có được ma trận xoay ba chiều, ta thực hiện phép nhân các ma trận  $R_x(\phi), R_y(\theta), R_z(\psi)$  lại với nhau:

$$R(\phi, \theta, \psi) = R_x(\phi) \cdot R_y(\theta) \cdot R_z(\psi) = \begin{pmatrix} c_\psi \cdot c_\theta & c_\psi \cdot s_\theta \cdot s_\phi - s_\psi \cdot c_\phi & c_\psi \cdot s_\theta \cdot c_\phi + s_\psi \cdot s_\phi \\ s_\psi \cdot c_\theta & s_\psi \cdot s_\theta \cdot s_\phi + c_\psi \cdot c_\phi & s_\psi \cdot s_\theta \cdot c_\phi - c_\psi \cdot s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta \cdot s_\phi & c_\theta \cdot c_\phi \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$\text{Trong đó: } \begin{cases} c_x = \cos(x); & s_x = \sin(x) \\ \phi: \text{roll}; & \theta: \text{pitch}; & \psi: \text{yaw} \end{cases}$$

### 2.3.2 Khí động học

Việc tính toán khí động học mô tả các tác động khi quay cánh quạt trong không khí.

Ta có phương trình lực đẩy của cánh quạt:  $F = 2 \cdot \rho \cdot S \cdot v_h^2$

$$\Rightarrow v_h = \sqrt{\frac{F}{2 \cdot \rho \cdot S}} \quad (5)$$

Với:  $F$  (N) là lực đẩy tạo ra bởi cánh quạt,  $S$  ( $\text{m}^2$ ) là diện tích của cánh quạt,  $\rho$  ( $\text{kg}/\text{m}^3$ ) là mật độ không khí,  $v_h$  (m/s) là vận tốc dòng khí.

### 2.3.3 Động lực học

Để có thể mô hình hóa hệ thống một cách chính xác, ta cần xác định được các yếu tố vật lý chi phối nó. Vì tất cả bốn động cơ của máy bay là như nhau nên ta có thể phân tích một động cơ rồi suy ra cho các động cơ còn lại mà không làm mất tính tổng quát.



### 2.3.3.1 Động cơ

Máy bay sử dụng bốn động cơ không chổi quét có cùng thông số hoạt động.

Moment xoắn của mỗi động cơ như sau:

$$\begin{aligned}\tau &= K_t(I - I_0) \\ \Rightarrow I &= \frac{\tau + I_0 \cdot K_t}{K_t}\end{aligned}\quad (6)$$

Với:  $\tau$  là moment xoắn của động cơ;  $K_t$  là hằng số moment xoắn của động cơ;  $I_0$  (A) là dòng điện chạy qua khi động cơ không tải,  $I$  (A) là dòng điện hiện tại.

Điện áp rơi khi qua động cơ bằng tổng sức điện động của các cuộn dây và điện áp rơi do điện trở của các cuộn dây.

$$U = I \cdot R_m + K_v \cdot \omega \quad (7)$$

Với:  $U$  (V) là điện áp rơi qua động cơ;  $I$  (A) là dòng điện hiện tại,  $R_m$  là điện trở của động cơ;  $K_v$  là hằng số tỉ lệ giữa sức điện động và tốc độ góc;  $\omega$  là tốc độ góc.

Từ công thức (6) và (7) ta có thể tính được năng lượng tiêu thụ bởi một động cơ:

$$P = U \cdot I = \frac{(\tau + K_t I_0)(K_t I_0 R_m + \tau R_m + K_t K_v \omega)}{K_t^2}$$

Để đơn giản hóa, ta giả sử rằng động cơ không có điện trở nội:  $R_m = 0$ . Và trên thực tế, dòng điện chạy qua động cơ khi không tải khá nhỏ, nên ta nhận xét được rằng  $K_t I_0 \ll \tau$ , do đó ta có thể lược bỏ đại lượng này.

Cuối cùng ta có được công thức năng lượng tiêu thụ:

$$P \approx \frac{K_v}{K_t} \cdot \tau \cdot \omega \quad (8)$$

### 2.3.3.2 Lực

#### a. Lực nâng của cánh quạt

Năng lượng tiêu thụ để giữ cho máy bay được bay trong không trung. Theo định luật bảo toàn năng lượng, năng lượng tiêu tốn bởi động cơ bằng với năng lượng để tạo ra lực đẩy bởi các cánh quạt:

$$\begin{aligned}
P &= F.v_h \\
\Rightarrow \frac{K_v}{K_t} \cdot \tau \cdot \omega &= F \cdot \sqrt{\frac{F}{2 \cdot \rho \cdot S}} \Leftrightarrow \frac{K_v \cdot K_t}{K_t} \cdot F \cdot \omega = \frac{F^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot S}} \\
\Rightarrow F &= \left( \frac{K_v \cdot K_t \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot S}}{K_t} \cdot \omega \right)^2 = k \cdot \omega^2
\end{aligned}$$

Với moment xoắn của cánh quạt tỉ lệ với lực nâng F theo hằng số  $K_t$ :  $\tau = K_t \cdot F$

$$k = \left( \frac{K_v \cdot K_t \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot S}}{K_t} \right)^2 : \text{là thông số của hệ thống.}$$

Vậy ta có được lực nâng của máy bay bằng tổng lực nâng của bốn cánh quạt:

$$F_t = \sum_{i=1}^4 F_i = k \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum \omega_i^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

#### b. Lực hấp dẫn

Lực hấp dẫn của trái đất kéo máy bay hướng xuống mặt đất theo trục Oz, nên ta có góc yaw trong trường hợp này bằng không:  $\psi = 0$ . Khi đó ta có lực bằng tích giữa khối lượng tổng của quadcopter, ma trận xoay và vector gia tốc trọng trường:

$$\begin{aligned}
F_g &= m_{tot} \cdot C_b^n \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \\
\Rightarrow F_g &= m_{tot} \cdot g \cdot \begin{pmatrix} \sin \theta \\ -\sin \phi \cdot \cos \theta \\ \cos \phi \cdot \cos \theta \end{pmatrix} \quad (10)
\end{aligned}$$

#### c. Lực kéo

Lực kéo được tạo ra do diện tích tiếp xúc (theo phương ngang) của quadcopter tạo ra ma sát với không khí và các điều kiện thời tiết, gió...

Được tính theo công thức:

$$F_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_d \quad (11)$$

Với:  $F_d$  (N) là lực kéo,  $\rho$  (kg/m<sup>3</sup>) là mật độ không khí,  $v$  (m/s) là vận tốc di chuyển,  $s$  (m<sup>2</sup>) là diện tích tiếp xúc với không khí,  $C_d$  là hệ số lực kéo.

Việc xác định thông số  $C_d$  của hệ thống là tương đối phức tạp, cần thực hiện rất nhiều quá trình kiểm tra và thu thập dữ liệu.

#### d. Phương trình tổng quát

Theo định luật II Newton ta có phương trình tổng quát:

$$\begin{aligned} \vec{F}_{tot} = m_{tot} \cdot \vec{a}_{tot} &\Rightarrow F_t - F_g - F_d = m_{tot} \cdot \begin{pmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{pmatrix} \\ \Rightarrow \begin{pmatrix} \ddot{X}_b \\ \ddot{Y}_b \\ \ddot{Z}_b \end{pmatrix} &= \frac{1}{m_{tot}} \left( k \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum \omega_i^2 \end{bmatrix} - m_{tot} \cdot g \cdot \begin{pmatrix} \sin \theta \\ -\sin \phi \cdot \cos \theta \\ \cos \phi \cdot \cos \theta \end{pmatrix} - F_d \right) \end{aligned} \quad (12)$$

Với:  $\ddot{X}_b$ ,  $\ddot{Y}_b$ ,  $\ddot{Z}_b$  là gia tốc của quadcopter

## 2.4 Bộ lọc Kalman

### 2.4.1 Khái niệm bộ lọc số

Bộ lọc số bao gồm các quá trình xử lý nhằm loại bỏ những giá trị không mong muốn hoặc không cần quan tâm đến và giữ lại những gì có giá trị sử dụng.

Trong xử lý tín hiệu, bộ lọc được thiết kế để lọc sạch tín hiệu (tín hiệu cần tìm) từ trong tín hiệu nhận được bao gồm tín hiệu cần tìm trộn lẫn với tín hiệu nhiễu.

Tuy nhiên, cũng cần phải nhìn nhận một điều là bộ lọc có hoàn hảo tới đâu thì cũng không thể loại bỏ hoàn toàn các nhiễu. Thế nên các bộ lọc số cũng chỉ lọc ra được tín hiệu sạch theo nghĩa không còn nhiễu nhiều, nhưng cũng chỉ là ước lượng của tín hiệu thực, chứ không phải chính xác là tín hiệu thực.

### 2.4.2 Lý thuyết bộ lọc Kalman

Bộ lọc Kalman là một thuật toán sử dụng liên tiếp các phép đo theo thời gian. Giá trị của cảm biến thường bao gồm theo giá trị nhiễu của hệ thống và đó là nguyên nhân gây ra lỗi khi đọc giá trị của cảm biến về. Bộ lọc Kalman sẽ dự đoán trạng thái của hệ thống bằng cách dựa vào trạng thái hiện tại và trạng thái trước đó của hệ thống, cách này sẽ cho kết quả tốt hơn nếu chỉ đơn thuần đo một lần tại thời điểm cần.

### 2.4.3 Trạng thái của hệ thống.

$x_k$  là trạng thái của hệ thống ở thời điểm k:

$$x_k = Fx_{k-1} + Bu_k + w_k \quad (13)$$

F là ma trận của trạng thái trước đó  $x_{k-1}$ , được định nghĩa như sau:

$$F = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

Giá trị ngõ vào  $u_k$  là kết quả đo của con quay hồi chuyển với đơn vị là độ/giây ở thời điểm k. Nó còn được gọi là  $\dot{\theta}_k$ , vậy ta có:

$$x_k = Fx_{k-1} + B\dot{\theta}_k + w_k \quad (15)$$

Ma trận B được gọi là ma trận giá trị ngõ vào điều khiển, được định nghĩa như sau:

$$B = \begin{bmatrix} \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

Ta sẽ có được góc  $\theta$ , bằng cách nhân tỉ lệ thay đổi  $\dot{\theta}$  cho  $\Delta t$ :

$$\theta = \dot{\theta} \cdot \Delta t \quad (17)$$

$w_k$  là nhiễu của tiến trình xử lý:  $w_k \sim N(0, Q_k)$

$Q_k$  là ma trận hiệp phương sai dựa trên thời điểm hiện tại k. Định nghĩa của ma trận  $Q_k$  như sau:

$$Q_k = \begin{bmatrix} Q_\theta & 0 \\ 0 & Q_{\dot{\theta}} \end{bmatrix} \Delta t \quad (18)$$

Giá trị của  $z_k$  ở trạng thái  $x_k$  được mô tả theo phương trình sau:

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (19)$$

Trong đó:

- Ma trận H như sau:  $H = [1 \ 0]$
- $v_k \sim N(0, R)$ , với  $R = \text{var}(v_k)$

#### 2.4.4 Hoạt động của bộ lọc Kalman

Bằng cách sử dụng trạng thái đánh giá giá trị thật của hệ thống tại thời điểm  $k$ ,  $\hat{x}_k$ . Quá trình lọc của bộ lọc Kalman có thể chia làm hai bước chính:

##### **Bước 1: Dự đoán (predict)**

Phương trình ngõ vào điều khiển:

$$\hat{x}_{k|k-1} = F\hat{x}_{k|k-1} + B\theta_k \quad (20)$$

Ma trận  $P_{k|k-1}$  đánh giá lỗi hiệp phương sai:

$$P_{k|k-1} = FP_{k-1|k-1}F^T + Q_k \quad (21)$$

Ma trận hiệp phương sai P:

$$P = \begin{bmatrix} P_{00} & P_{01} \\ P_{10} & P_{11} \end{bmatrix} \quad (22)$$

##### **Bước 2: Cập nhật (update)**

Tính toán độ chênh lệch của  $z_k$  và trạng thái  $x_{k|k-1}$ :

$$\hat{y}_k = z_k - H\hat{x}_{k|k-1} \quad (23)$$

Tính toán hiệp phương sai mới  $S_k$  và Kalman gain  $K_k$ :

$$S_k = HP_{k|k-1}H^T + R \quad (24)$$

$$K_k = P_{k|k-1}H^T S_k^{-1} \quad (25)$$

Phương trình của trạng thái hiện tại sẽ là:

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k \hat{y}_k \quad (26)$$

Cập nhật giá trị mới sau khi có ma trận hiệp phương sai:

$$P_{k|k} = (I - K_k H)P_{k|k-1} \quad (27)$$

Trong đó: I còn được gọi là ma trận đồng nhất:

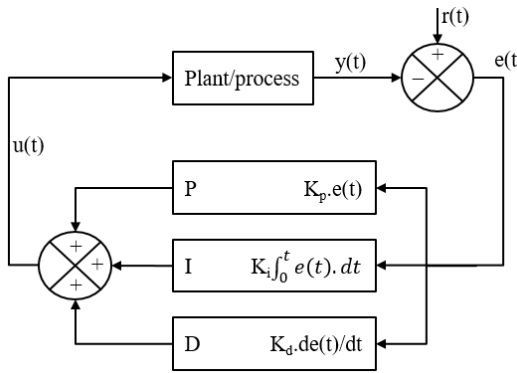
$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

## 2.5 Bộ điều khiển PID

### 2.5.1 Khái niệm

PID (Proportional-Integral-Derivative) là hệ thống điều khiển hồi tiếp vòng kín được sử dụng nhiều nhất trong công nghiệp. Là sự kết hợp của 3 bộ điều khiển: tỉ lệ, tích phân và vi phân.

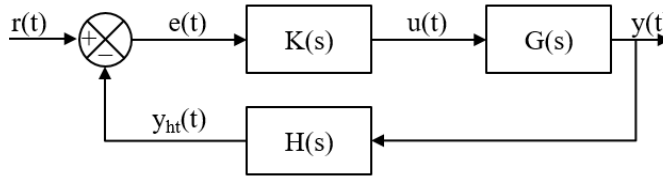
Có khả năng làm triệt tiêu sai số xác lập, tăng tốc độ đáp ứng, giảm độ vọt lố nếu các thông số của bộ điều khiển được lựa chọn thích hợp.



Hình 2-14. Bộ điều khiển PID

Đầu ra  $u(t)$  của giải thuật PID là:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (28)$$



Hình 2-15. Mô hình bộ điều khiển PID

Sai số hệ thống:

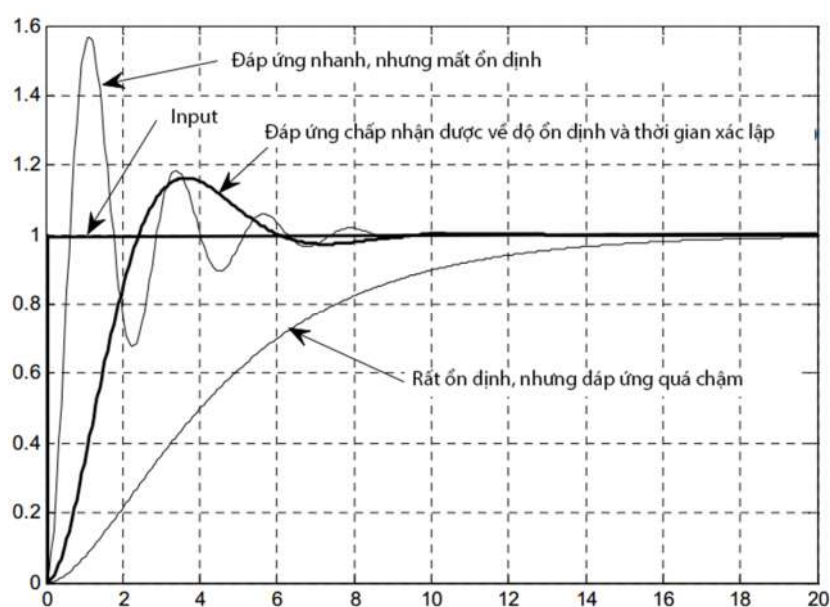
$$\begin{aligned} E(s) &= R(s) - Y(s).H(s) \\ &= R(s) - E(s).K(s).G(s).H(s) \end{aligned}$$

$$\Rightarrow E(s) = \frac{R(s)}{1 + K(s).G(s).H(s)} \quad (29)$$

Sai số xác lập: 
$$e(\infty) = \lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s.E(s) \quad (30)$$

Có ba thông số trong PID (không âm) tương ứng là: P (tỉ lệ), I (tích phân), D (đạo hàm). P phụ thuộc vào sai lệch hiện tại. I dựa trên sự tích lũy sai lệch trong quá khứ. D là dự đoán sai lệch tương lai dựa trên tỉ lệ sai lệch hiện tại.

Cần đo đầu ra từ các cảm biến (như góc nghiêng) để có thể ước lượng sai lệch (thực tế chênh lệch bao nhiêu so với góc nghiêng mong muốn)



Hình 2-16. Đáp ứng biên độ của PID

Ảnh hưởng của ba tham số  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$ :

Bảng 2-1. Ảnh hưởng của ba tham số  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$

Tham số	Thời gian đáp ứng	Độ vọt lố	Thời gian xác lập	Sai số xác lập
$K_p$	Giảm	Tăng	Thay đổi nhỏ	Giảm
$K_i$	Giảm	Tăng	Tăng	Loại bỏ
$K_d$	Thay đổi nhỏ	Giảm	Giảm	Thay đổi nhỏ

### 2.5.2 Các phương pháp điều chỉnh tham số $K_p$ , $K_i$ , $K_d$

Có rất nhiều phương pháp điều chỉnh như: Manual tuning, Ziegler–Nichols, Tyreus Luyben, Software tools, Cohen–Coon... Ở đây chúng em xin trình bày 2 phương pháp phổ biến đó là: Manual tuning và Ziegler–Nichols.

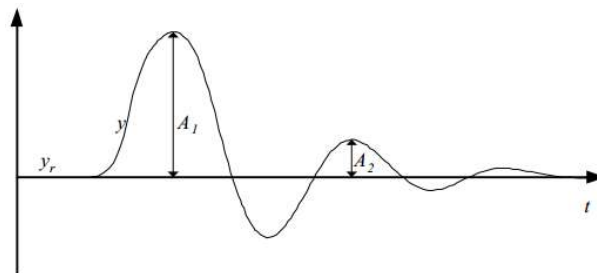
#### 2.5.2.1 Manual tuning

Đây là phương pháp điều chỉnh “bằng tay”. Đòi hỏi người làm có kinh nghiệm trong việc điều chỉnh PID. Bằng cách quan sát trực tiếp đáp ứng của hệ thống, người làm có thể điều chỉnh tăng giảm các thông số theo quy trình chung như sau:

- Bước 1: Chọn  $K_p$  trước, thử bộ điều khiển P với đối tượng thật (hoặc mô phỏng), điều chỉnh  $K_p$  sao cho thời gian đáp ứng đủ nhanh, chấp nhận overshoot nhỏ. Lúc này hệ thống sẽ dao động tuần hoàn.
- Bước 2: Thêm thành phần D để loại overshoot, tăng  $K_d$  từ từ, thử nghiệm và chọn giá trị thích hợp. Steady state error có thể sẽ xuất hiện.
- Bước 3: Thêm thành phần I để giảm steady state error. Tăng  $K_i$  từ bé đến lớn để giảm steady state error đồng thời không để cho overshoot xuất hiện trở lại.

#### 2.5.2.2 Ziegler–Nichols method

Phương pháp Ziegler–Nichols là một phương pháp điều chỉnh các hằng số của bộ điều khiển PID được phát triển bởi John G. Ziegler và Nathaniel B. Nichols. Phương pháp này được thực hiện bằng cách thiết lập thông số độ lợi khâu I (tích phân) và khâu D (vi phân) về không (0, zero). Độ lợi khâu P (tỷ lệ, khuếch đại):  $K_p$  được tăng lên từ không cho đến khi nó đạt đến độ lợi  $K_u$  tối đa, mà đầu ra của vòng điều khiển dao động với biên độ không đổi.  $K_u$  và chu kỳ dao động  $T_u$  được sử dụng để thiết lập độ lợi P, I, và D tùy thuộc vào loại điều khiển được sử dụng.





Hình 2-17. Output tiêu chuẩn của phương pháp Ziegler–Nichols

Dựa theo phương pháp Ziegler–Nichols, nếu  $\frac{A_2}{A_1} \approx \frac{1}{4}$  thì độ ổn định của hệ thống chấp nhận được.

Tổng quan phương pháp thực hiện:

- Bước 1: đặt  $K_i = K_d = 0$ . Tìm  $K_p$  tối đa để hệ thống dao động ổn định tuần hoàn. Lúc này ta gán  $K_p$  cho độ lợi tối đa  $K_u$ :

$$K_u = K_p$$

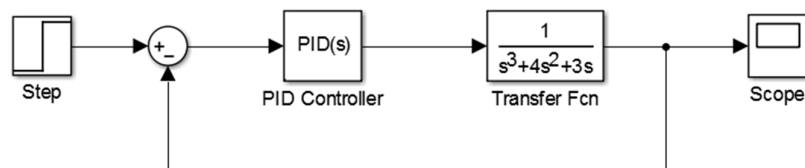
- Bước 2: tính chu kỳ dao động:  $T_u$
- Bước 3: đối chiếu bảng để tính ra các giá trị hằng số  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  thích hợp.

Bảng 2-2. Bảng tham chiếu Ziegler–Nichols

Bộ điều khiển	$K_p$	$K_i$	$K_d$
P	$0.50K_u$	-	-
PI	$0.45K_u$	$1.2K_p/T_u$	-
PID	$0.60K_u$	$2K_p/T_u$	$K_p \cdot T_u/8$

### 2.5.3 Thiết kế bộ PID theo phương pháp Ziegler-Nichols vòng kín

Giả sử thiết kế bộ điều khiển PID sử dụng phương pháp Ziegler-Nichols vòng lặp kín theo sơ đồ sau:



Hình 2-18. Hệ thống hồi tiếp đơn vị

**Bước 1:** giả sử  $K_i = K_d = 0$

$$G_{PID}(s) = K_p; \quad G(s) = \frac{1}{s(s+1)(s+3)}; \quad H(s) = 1$$

**Bước 2:** tìm hàm truyền của hệ thống

$$G_{TF} = \frac{G_{PD}(s).G(s)}{1 + G_{PD}(s).G(s).H(s)} \Leftrightarrow G_{TF} = \frac{K_p \frac{1}{s(s+1)(s+3)}}{1 + K_p \frac{1}{s(s+1)(s+3)}}$$

$$\Leftrightarrow G_{TF} = \frac{K_p}{s^3 + 4s^2 + 3s + K_p}$$

**Bước 3:** sử dụng bảng Routh để tìm  $K_p$  tới hạn:  $K_u$

Bảng 2-3. Bảng Routh

$s^3$	1	3
$s^2$	4	$K_p$
$s^1$	$\frac{12 - K_p}{4}$	0
$s^0$	$K_p$	

$$\text{Để hệ thống ổn định: } \begin{cases} \frac{12 - K_p}{4} > 0 \\ K_p > 0 \end{cases} \Rightarrow 0 < K_p < 12 \Rightarrow K_u = 12$$

**Bước 4:** sử dụng đa thức phụ và công thức miền phức để tìm  $\omega$  tới hạn:  $\omega_u$

$$\text{Ta có: } 4s^2 + K_p = 0 \Leftrightarrow 4(j\omega)^2 + K_p = 0 \Leftrightarrow -4\omega^2 + 12 = 0, (\text{do } K_u = 12)$$

$$\Rightarrow \omega = \sqrt{3}, (\text{do } \omega > 0)$$

Vậy tần số  $\omega$  tới hạn:  $\omega_u = \sqrt{3}$

**Bước 5:** tìm cho kỳ dao động tới hạn:  $T_u$

$$\text{Ta có: } \omega = \frac{2\pi}{T} \Rightarrow T_u = \frac{2\pi}{\omega_u} = \frac{2\pi}{\sqrt{3}} \approx 3.628$$

**Bước 6:** tìm các đại lượng  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$  dựa vào bảng Ziegler-Nichols

$$K_p = 0.60 K_u = 0.60 * 12 = 7.2$$

$$K_i = 2 K_p / T_u = 2 * 7.2 / 3.628 = 3.969$$

$$K_d = K_p \cdot T_u / 8 = 7.2 * 3.628 / 8 = 3.265$$

**Bước 7:** mô phỏng trên Matlab với các thông số tìm được.



Hình 2-19. Kết quả mô phỏng trên Matlab

## 2.6 Điều khiển động cơ một chiều không chổi quét

DC brushless motor hay có tên gọi khác: động cơ điện một chiều không chổi quét là loại động cơ được dùng rất phổ biến trong các thiết bị đồ chơi máy bay không người lái, hệ thống cân bằng máy ảnh... Ngoài ra nó còn được sử dụng làm động cơ ổ đĩa, các bộ phận máy móc công nghiệp cần có tốc độ quay cao.

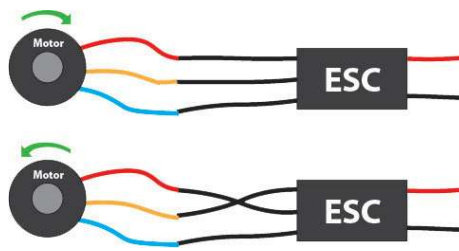
Thực chất DC brushless motor thuộc nhóm động cơ đồng bộ nam châm vĩnh cửu. Là loại động cơ xoay chiều đồng bộ, rotor quay cùng tốc độ với từ trường quay, có phần cảm là các thỏi nam châm vĩnh cửu được đính vào rotor.

Loại động cơ này có ưu điểm: tốc độ quay cao, moment lớn, độ bền cao, không bị phóng tia lửa điện và mòn chổi quét như động cơ DC bình thường.



Hình 2-20. Động cơ không chổi quét

Việc điều khiển động cơ DC brushless dựa trên nguyên tắc cấp xung tuần tự cho các cuộn dây để tạo ra từ trường quay. Việc điều phối các xung này sẽ làm thay đổi được tốc độ của động cơ và điều này là tương đối phức tạp. Để thực hiện được công việc này, ta cần có một bộ điều tốc ESC (Electronic Speed Controller) có tác dụng như bộ biến tần, biến đổi điện áp một chiều thành điện áp xoay chiều ba pha có tần số thay đổi được để cung cấp vào động cơ. Dễ dàng đổi chiều động cơ bằng cách thay đổi thứ tự kết nối của 2 trong 3 dây pha với bộ ESC.

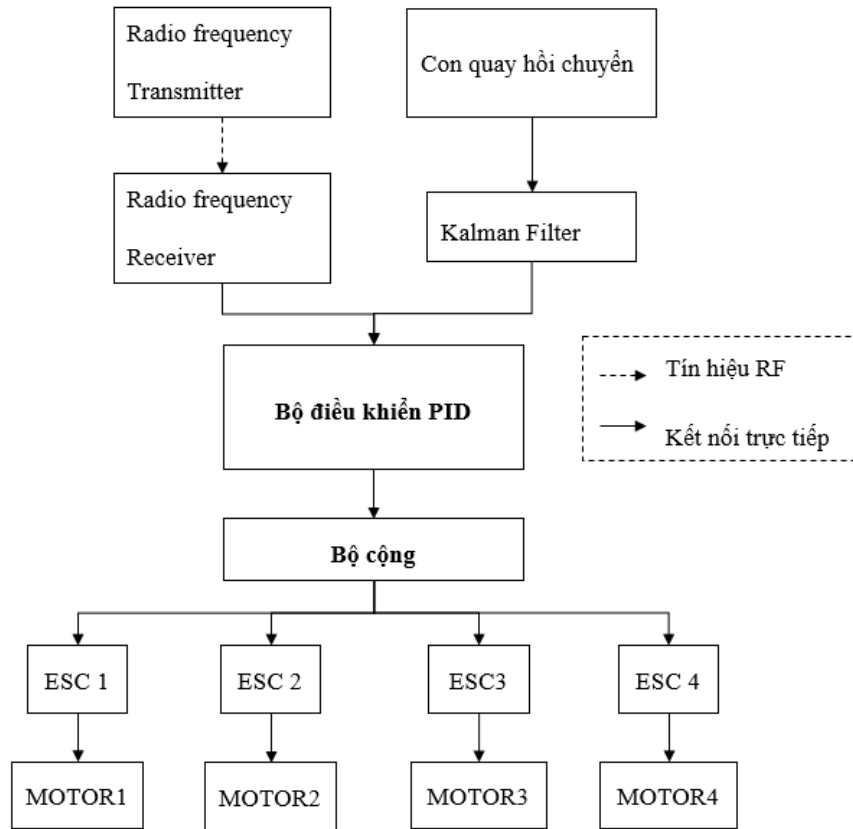


Hình 2-21. Sơ đồ kết nối động cơ với ESC

Như vậy, việc điều khiển tốc độ động cơ sẽ được đơn giản hóa bằng việc điều khiển ESC hay thay đổi độ rộng xung PWM cấp vào ESC. Đồ án này sử dụng loại ESC có tần số hoạt động  $f = 50\text{Hz}$  ( $T = 20\text{ms}$ ), duty từ 1ms (0%: động cơ dừng quay) đến 2ms (100%: động cơ quay với tốc độ tối đa).

## CHƯƠNG 3: PHÂN TÍCH VÀ THIẾT KẾ HỆ THỐNG

### 3.1 Mô hình tổng quát của hệ thống



Hình 3-1: Mô hình tổng quát của hệ thống

Mục tiêu của hệ thống là làm cho máy bay tự động cân bằng trong không gian, nhận tín hiệu điều khiển của người sử dụng để thực hiện các chức năng bay tiến, lùi, trái, phải, nên hệ thống bao gồm các thành phần chính như sau:

- Radio frequency Transmitter: tay cầm điều khiển, truyền tín hiệu điều khiển của người sử dụng qua sóng RF.
- Radio frequency Receiver: bộ nhận sóng RF, chuyển đổi thành từng kênh điều khiển riêng biệt.
- Con quay hồi chuyển: đo được độ nghiêng lệch của máy bay.

- Kalman Filter: bộ lọc số, có tác dụng lọc nhiễu của tín hiệu trả về từ cảm biến.
- Bộ điều khiển PID: hệ thống có 3 bộ PID chạy song song nhau để tính toán cho 3 loại góc nghiêng: roll, pitch, yaw. Đầu vào là giá trị đặt (setpoint) mà người dùng mong muốn kèm với độ lệch đọc về từ cảm biến. Đầu ra là độ rộng xung PWM của từng thành phần: roll, pitch, yaw.
- Bộ cộng: tổng hợp đầu ra của 3 bộ điều khiển PID lẫn tín hiệu điều khiển của người sử dụng. Đầu ra là độ rộng xung PWM (duty) để cung cấp trực tiếp cho 4 bộ điều tốc ESC.
- Bộ điều tốc ESC: gồm 4 bộ, chức năng nhận tín hiệu PWM, điều khiển tốc độ động cơ dựa vào duty của PWM.
- Động cơ: tạo lực đẩy cho máy bay.

### 3.2 Các thành phần cấu tạo chính

#### 3.2.1 Bộ khung

Được cấu thành từ 4 cánh tay gắn cố định vào panel sợi carbon ở trung tâm. Được khoét các lỗ trống để nhằm giảm lực cản của không khí đối với máy bay.

Khoảng cách giữa 2 tâm động cơ trên một trục: 450cm.

Có khối lượng: 252g.



Hình 3-2. Khung máy bay

#### 3.2.2 Động cơ và cánh quạt



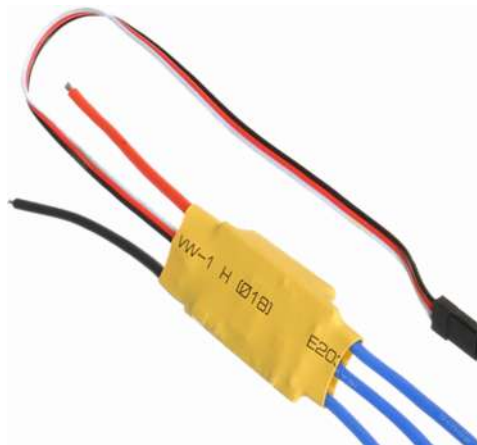
Hình 3-3. Động cơ và cánh quạt

Thông số kỹ thuật:

- Động cơ không chổi quét: Emax – 1000KV.
- Cánh quạt nhựa có chiều dài: 25cm.
- Dòng điện tiêu thụ tối đa: 10A.
- Khối lượng tổng một động cơ và cánh quạt: 71g.

Ý nghĩa đại lượng KV: KV tương đương RPM/Volt: số vòng quay của động cơ trên một volt điện áp trong điều kiện không tải.

### 3.2.3 Bộ điều tốc ESC



Hình 3-4. Bộ điều tốc ESC

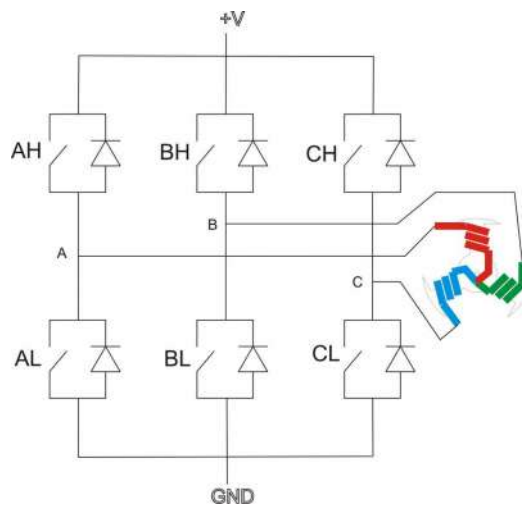
Thông số kỹ thuật:

- ESC (Electronic Speed Control) là bộ điều tốc cho động cơ DC brushless.
- Nhận tín hiệu PWM để điều khiển tốc độ quay của động cơ.
- Điện áp đầu vào: 5.6 đến 16.8V.

- Dòng điện cực đại: 30A.
- Khối lượng: 25g.

Nguyên lý hoạt động:

- Bên trong ESC là một vi điều khiển và mạch cầu H ba pha. Nhiệm vụ chính của vi điều khiển là nhận tín hiệu PWM từ chip master bên ngoài, xử lý và tính ra được tần số của dòng ba pha tương ứng với giá trị duty đo được, từ đó điều khiển mạch cầu H để tạo ra dòng ba pha có tần số tương ứng.
- Mạch cầu H được cấu tạo từ 6 MOSFET, theo sơ đồ nguyên lý sau:



Hình 3-5. Mạch cầu H của ESC<sup>(7)</sup>

### 3.2.4 Pin Lipo



Hình 3-6. Pin Lipo

Thông số của pin:

- Kích thước: 107mm x 33mm x 25mm

<sup>(7)</sup> [www.rcgroups.net](http://www.rcgroups.net)



- Khối lượng: 183g
- Dung lượng: 2200mAh
- Điện áp tối đa: 12.6V

### 3.2.5 Bộ điều khiển cầm tay



Hình 3-7. Tay cầm điều khiển và bộ nhận tín hiệu

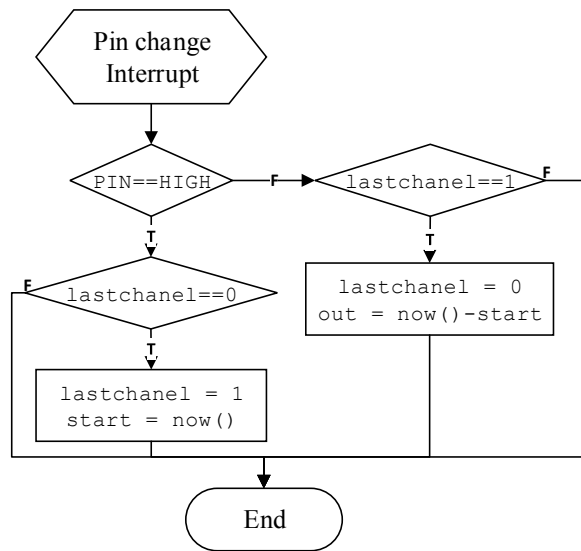
Thông số kỹ thuật:

- Hãng sản xuất: Fly-Sky<sup>(8)</sup>.
- Nhận được 6 kênh tín hiệu dạng PWM:
  - ✚ Duty: 1ms –2ms.
  - ✚ Period: 20ms.
- Tần số hoạt động: 2.4GHz.
- Khoảng cách truyền tín hiệu tối đa: 300m.

Giải thuật đọc tín hiệu PWM:

---

<sup>(8)</sup> <http://www.flysky-cn.com/>



Hình 3-8. Lưu đồ giải thuật đọc tín hiệu PWM

Các thức lập trình để đọc tín hiệu PWM từ bộ nhận RF:

- Thiết lập tính năng Pinchange Interrupt trên AVR

```

PCICR |= (1 << PCIE0); //Bật tính năng Pinchange Interrupt
PCMSK0 |= (1 << PCINT0); //Kênh 0
  
```

- Đọc duty của xung PWM

```

if(PINB & B00000001){ //kiểm tra mức cao
    if(last_channel == 0){ //kiểm tra trạng thái trước đó
        last_channel = 1; //Lưu trạng thái hiện tại
        start = micro(); //Lưu thời gian hiện tại
    }
}
else if(last_channel == 1){
    last_channel = 0; //Lưu trạng thái hiện tại
    out = micro() - start; //Tính thời gian xung ở mức cao
}
  
```



out = 1000 (us)

Hình 3-9. Chanel ở mức thấp nhất



out = 2000 (us)

Hình 3-10. Chanel ở mức cao nhất

Kết nối bộ nhận tín hiệu RF với board MCU theo bảng 3-1:

Bảng 3-1. Kết nối Receiver với MCU

Kênh	Chức năng
Kênh 1	Tiến - lùi
Kênh 2	Trái phải
Kênh 3	Tốc độ quay
Kênh 4	Xoay
Kênh 5	Đảo
Kênh 6	Dự trữ

### 3.2.6 Mạch điều khiển trung tâm

Mạch điều khiển trung tâm được nhóm tự nghiên cứu và thiết kế trên phần mềm Proteus 8.1.

Bắt nguồn từ các yếu tố:

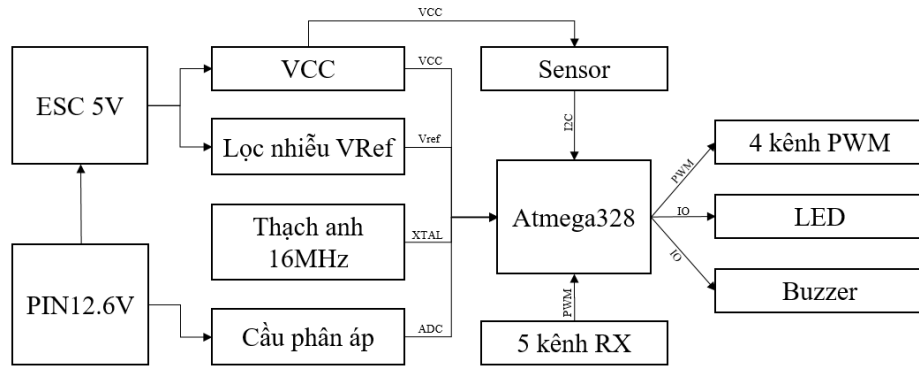
- Thuật toán điều khiển máy bay không quá phức tạp.
- Thực hiện được các biện pháp tối ưu source code để làm giảm kích thước chương trình, tăng tốc độ xử lý.
- Không cần nhiều ngoại vi và các chân GPIO.

⇒ Nên nhóm đã sử dụng dòng chip vi điều khiển AVR 8 bit, cụ thể là chip Atmega328p.

Quá trình chọn cảm biến con quay hồi chuyển cũng tương tự. Cảm biến L3G4200D có độ nhạy cao, được sử dụng rộng rãi trong các ứng dụng từ đơn giản đến phức tạp. Do đó, việc chọn cảm biến L3G4200D góp phần làm giảm đi độ phức tạp của quá trình tính toán mà vẫn giữ được sự ổn định của hệ thống.

Quá trình thiết kế mạch trải qua những bước như sau:

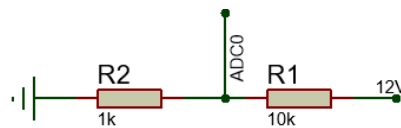
- Lựa chọn và tìm hiểu nguyên lý hoạt động của các linh kiện điện tử.
- Tìm hiểu các loại bus dữ liệu để kết nối hệ thống.
- Vẽ mạch nguyên lý và thực hiện mô phỏng.
- Vẽ mạch layout và gia công mạch PCB.



Hình 3-11. Các thành phần mạch điều khiển

Mạch điều khiển trung tâm gồm có các thành phần chính sau:

- Các khối lấy nguồn từ Pin và từ ESC để cung cấp điện cho toàn bộ hệ thống.
- Thạch anh tạo dao động cho chip vi điều khiển với tần số tối đa: 16MHz.
- Cầu phân áp: sử dụng điện áp cao của pin để tạo ra điện áp nhỏ hơn 5V có thể đưa vào bộ ADC của vi điều khiển, từ đó ta có thể tính được điện áp thực của pin.



Hình 3-12. Cầu phân áp

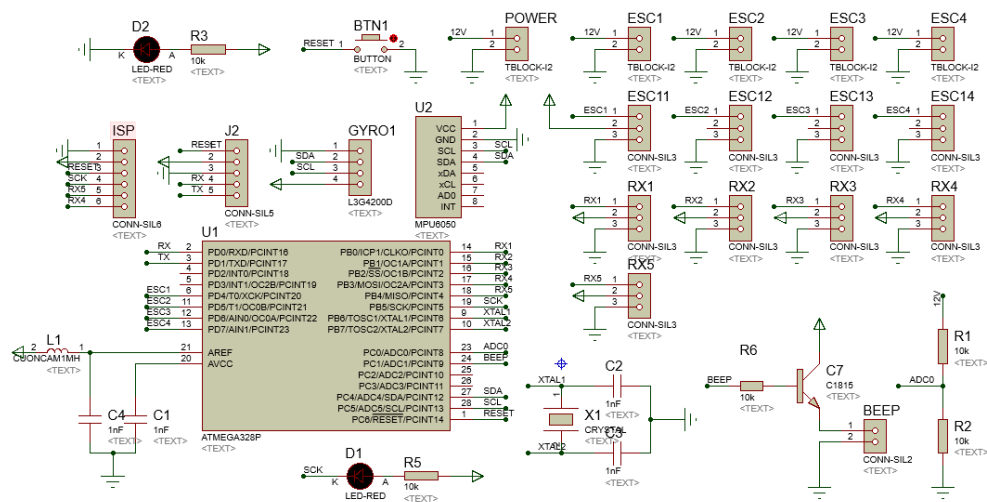
Ta có công thức cầu phân áp:

$$\frac{V_{ADC0}}{V_{pin}} = \frac{R2}{R1 + R2} \quad (31)$$

$$\Rightarrow \max(V_{ADC0}) = \frac{12.6 * 1000}{10000 + 1000} = 1.145V$$

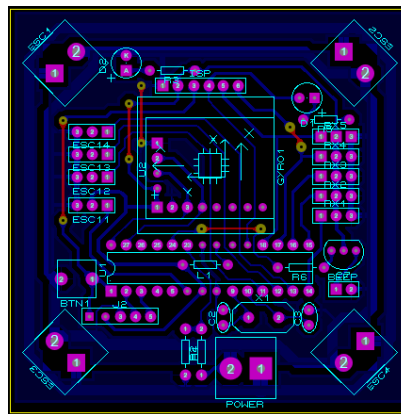
- Lọc nhiễu  $V_{REF}$  bằng cuộn cảm có giá trị 100mH.
- Cảm biến con quay hồi chuyển L3G4200D giao tiếp với vi điều khiển theo chuẩn giao tiếp I2C.
- Nhận tín hiệu từ bộ RX về bằng 5 kênh PWM.
- Đèn led và loa báo hiệu.
- Xuất ra 4 kênh PWM để điều khiển 4 động cơ.

Thiết kế mạch điều khiển theo sơ đồ nguyên lý sau:



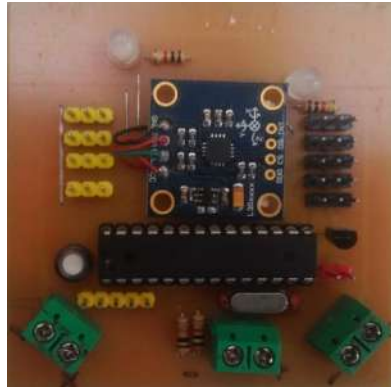
Hình 3-13. Mạch nguyên lý của bộ điều khiển trung tâm

Sơ đồ thiết kế mạch layout một lớp:



Hình 3-14. Layout của mạch điều khiển trung tâm

Gia công mạch PCB hoàn chỉnh:



Hình 3-15. Mạch điều khiển trung tâm

Được đặt ở giữa thân máy bay, mạch điều khiển trung tâm có nhiệm vụ đọc tín hiệu từ cảm biến độ nghiêng, kết hợp với tín hiệu điều khiển từ tay cầm để làm cho máy bay cân bằng và di chuyển theo ý người sử dụng.

Ngoài ra mạch còn hỗ trợ tính năng đo điện áp đầu vào từ pin, có thể dễ dàng lập trình và thông báo cho người sử dụng biết khi pin cạn.

### 3.2.7 Mô hình máy bay hoàn chỉnh

Mô hình đạt tính thẩm mỹ cao, chịu được va đập nhỏ. Cố định các bộ phận bằng dây rút nhựa để giảm thiểu sự gia tăng khối lượng. Các bộ điều tốc ESC được đặt lên phía trên các cánh tay để đón lấy luồng gió từ cánh quạt nhằm mục đích tản nhiệt.

Mô hình còn sử dụng miếng xốp để làm chân tiếp đất, nhằm giảm xóc cho máy bay trong quá trình tiếp đất.

Kết nối trực động cơ với cánh quạt bằng bullet:



Hình 3-16. Bullet kết nối động cơ và cánh quạt

Tổng khối lượng máy bay: 925g

Dựa vào các thử nghiệm thực tế, mô hình có thể nâng thêm vật thể có tổng khối lượng lên đến khoảng 800gram mà vẫn giữ được độ ổn định khi bay.



Hình 3-17. Mô hình máy bay hoàn chỉnh

### 3.3 Công suất tiêu thụ

Để tìm được công suất tối đa mà máy bay tiêu thụ và thời gian bay, ta cần biết được các đại lượng sau:

- Dòng điện tối đa cấp cho 1 motor, đây là giá trị được cung cấp bởi nhà sản xuất.
- Dòng tối đa cấp cho mạch điện MCU, cảm biến, mạch ESC, đèn chớp nháy, mạch RF.

#### Công suất tối đa

$$P_{max} = U_{lipo} * ((I_{motor} * N_{motor}) + I_{other}) (W) \quad (32)$$

Với:

- $U_{lipo} = 12.6$ : Điện áp tối đa của pin.
- $I_{motor} = 10A$ : Dòng điện tiêu thụ tối đa của một motor .
- $I_{other} = 1A$ : Dòng điện tiêu thụ tối đa của những linh kiện điện tử.

$$P_{max} = 12.6 * (10*4 + 1) = 516 W$$

### Thời gian bay

$$T = \frac{Capacity}{(I_{motor} * N_{motor} + I_{other}) * Type} * 60 (\text{phút}) \quad (33)$$

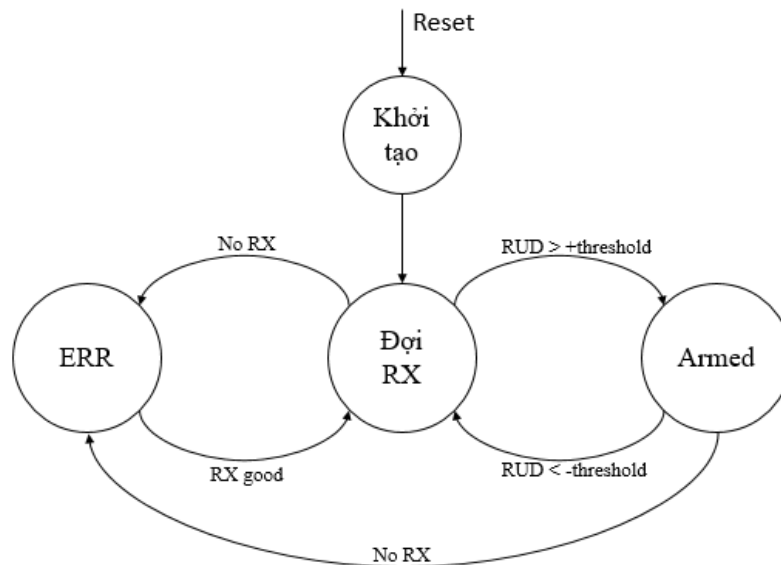
Với:

- Capacity = 2200mAh = 2.2Ah.
- $I_{motor} = 10A$ .
- $I_{other} = 1A$ .
- Flying\_type: 30% = 0.3 (vừa đủ để máy bay cất cánh khỏi mặt đất và lơ lửng trong không gian)

$$T = \frac{2.2}{(10 * 4 + 1) * 0.3} * 60 = 10 \text{ phút}$$

### 3.4 Thuật toán điều khiển

#### 3.4.1 Kiểm tra trạng thái hệ thống



Hình 3-18. Các trạng thái của hệ thống

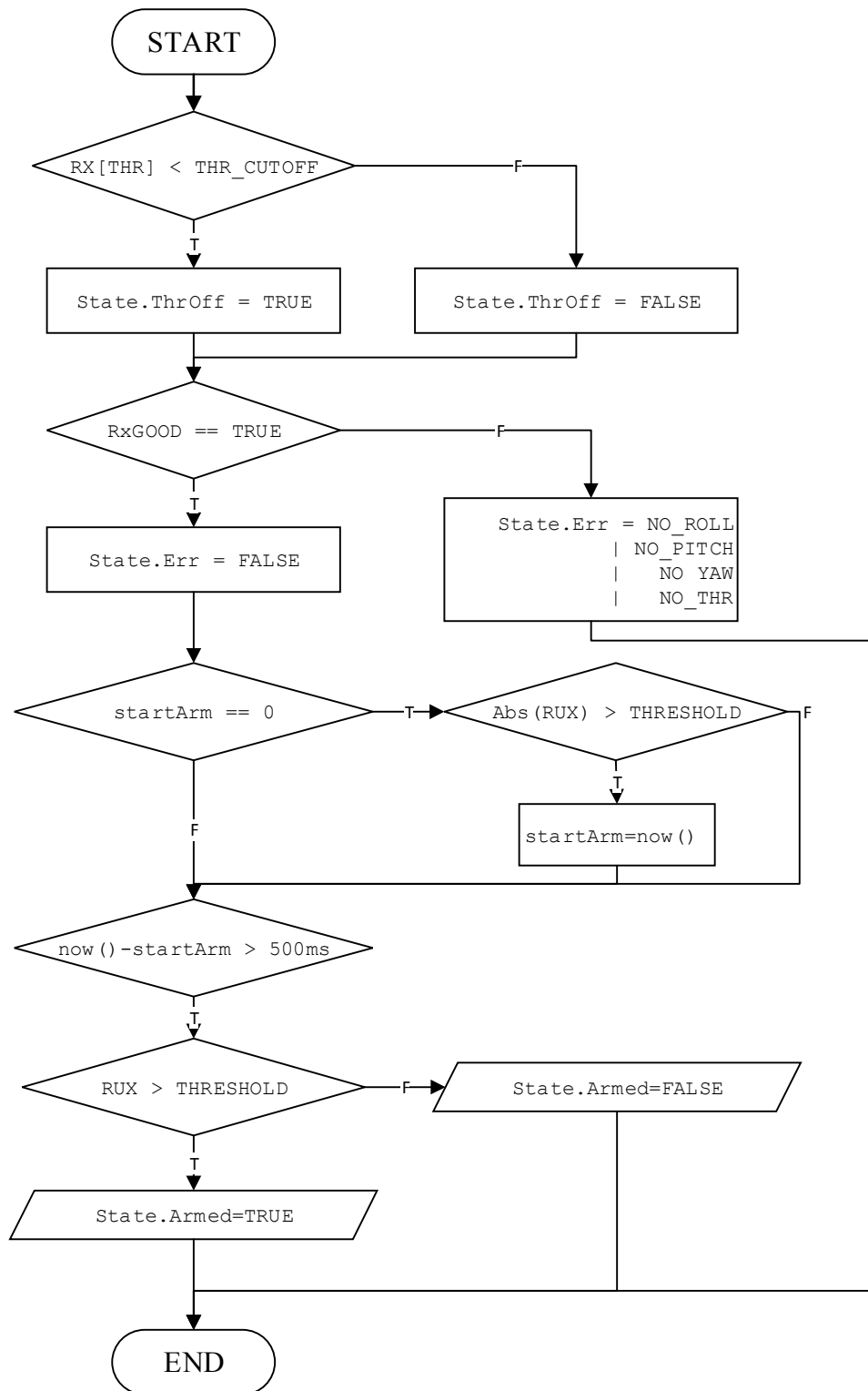
Sự hoạt động của hệ thống được thực hiện thông qua 4 trạng thái:



- Khởi tạo: trạng thái được kích hoạt 1 lần duy nhất khi xuất hiện tín hiệu reset hoặc bật nguồn điện. Chức năng của trạng thái là khởi tạo các biến đầu vào, các hằng số PID, giao tiếp serial, lấy mẫu dữ liệu cho con quay hồi chuyển...
- Đợi RX: đợi tín hiệu điều khiển của người dùng. Ở trạng thái này các động cơ được tắt để đảm bảo an toàn.
- ARMED: kích hoạt động cơ, tốc độ các động cơ sẽ phụ thuộc vào tín hiệu THR từ bộ điều khiển, có đèn báo hiệu trạng thái. Để kích hoạt được trạng thái này, người sử dụng gạt cần điều khiển RUD đến maximum trong thời gian tối thiểu ARM\_DELAY bằng 1 giây. Để thoát khỏi trạng thái này, người sử dụng gạt cần điều khiển RUD đến minimum trong thời gian tối thiểu ARM\_DELAY. Hệ thống tự động chuyển sang trạng thái lỗi khi có 1 kênh dữ liệu bất kỳ bị mất tín hiệu.
- ERR: nếu trước đó là trạng thái “ARMED” thì máy bay sẽ tự động bật các setpoint PID bằng 0 và hạ cánh. Khi có đầy đủ tín hiệu, hệ thống chuyển sang trạng thái “Đợi RX”.

Giải thuật kiểm tra trạng thái hệ thống máy bay được mô tả ở hình 3-19, bao gồm các bước:

- Kiểm tra RX[THR] để điều khiển biến `State.ThrOff` nhằm tránh các trường hợp không tắt được động cơ.
- Kiểm tra biến `RxGOOD` để xác định tính toàn vẹn của tín hiệu điều khiển. Nếu xuất hiện lỗi, sẽ thông báo các lỗi như sau: `NO_ROLL`, `NO_PITCH`, `NO_YAW`, `NO_THR`.
- Kiểm tra RX[RUD] để chuyển qua lại giữa 2 trạng thái “Đợi RX” và “ARMED”.

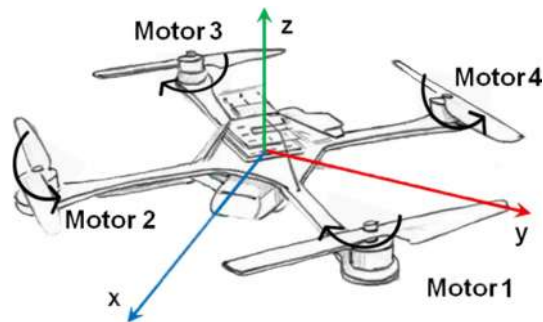


Hình 3-19. Lưu đồ giải thuật kiểm tra trạng thái hệ thống

### 3.4.2 Giải thuật tổng hợp PID output

Ba bộ điều khiển PID sẽ tính toán dựa trên các số liệu góc nghiêng lệch: roll, pitch, yaw.

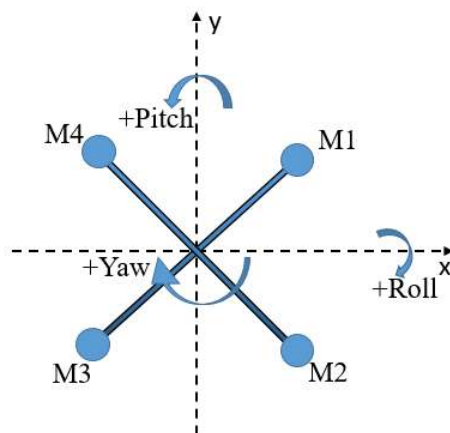
Kết quả tính toán được tổng hợp lại tùy model mà máy bay được thiết lập. Ở đồ án này, máy bay được cấu hình kiểu “x”. Thứ tự, chiều quay của các motor và hệ trục tọa độ của con quay hồi chuyển được đặt theo hình sau:



Hình 3-20. Cấu hình máy bay

Giải thuật tổng hợp PID output được mô tả ở hình 3-22, bao gồm các bước:

- Giới hạn giá trị điều khiển tốc độ THR:  $[0\text{us} : 1800\text{us}]$
- Xác định dấu của các toán tử trong bộ cộng:



Hình 3-21. Chiều dương hệ trục tọa độ máy bay

- ✚ Động cơ 1 nằm ở chiều âm của cả 2 góc roll và pitch; chiều quay của động cơ ngược chiều với chiều dương góc yaw nên ta có được dấu của các toán tử như sau:

$$PWM1 = THR - pidROLL - pidPIT + pidYAW$$

✚ Tương tự cho các động cơ còn lại, ta có:

$$PWM2 = THR + pidROLL - pidPIT - pidYAW$$

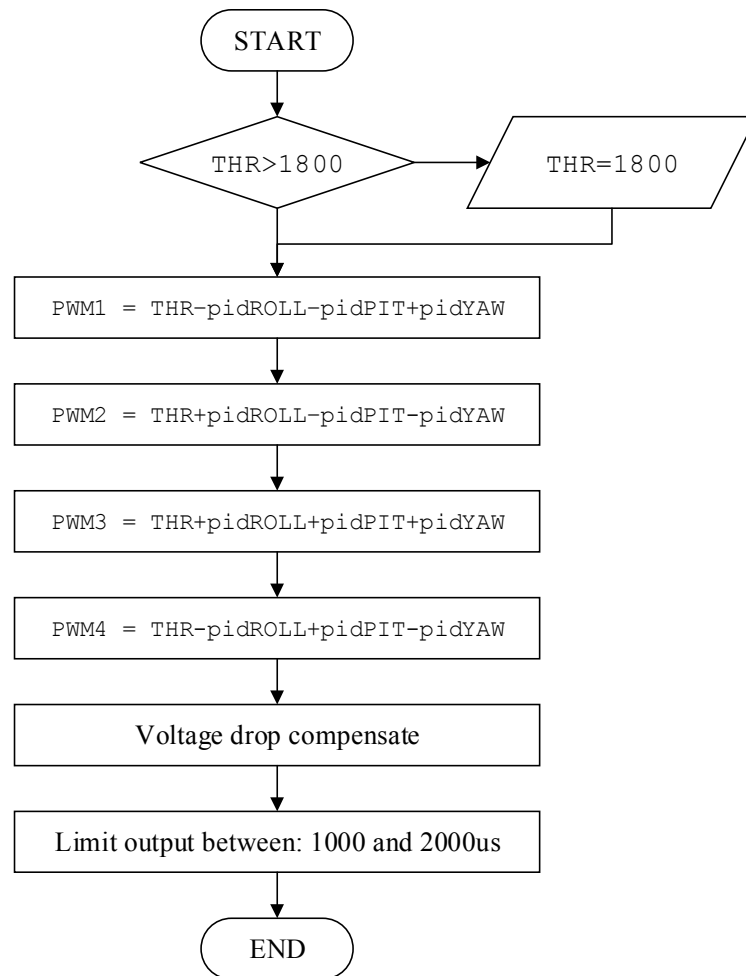
$$PWM3 = THR + pidROLL + pidPIT + pidYAW$$

$$PWM4 = THR - pidROLL + pidPIT - pidYAW$$

- Bù xung PWM cho mỗi vôn điện áp bị sụt giảm:  $\sim 2.8\%/vôn$

```
for (uint8_t i=1; i<=4; i++)
    escPwm[i] += escPwm[i] * ((125 - batVol)/350);
```

- Giới hạn output của bộ cộng: [1000us : 2000us]



Hình 3-22. Lưu đồ giải thuật tổng hợp PID output

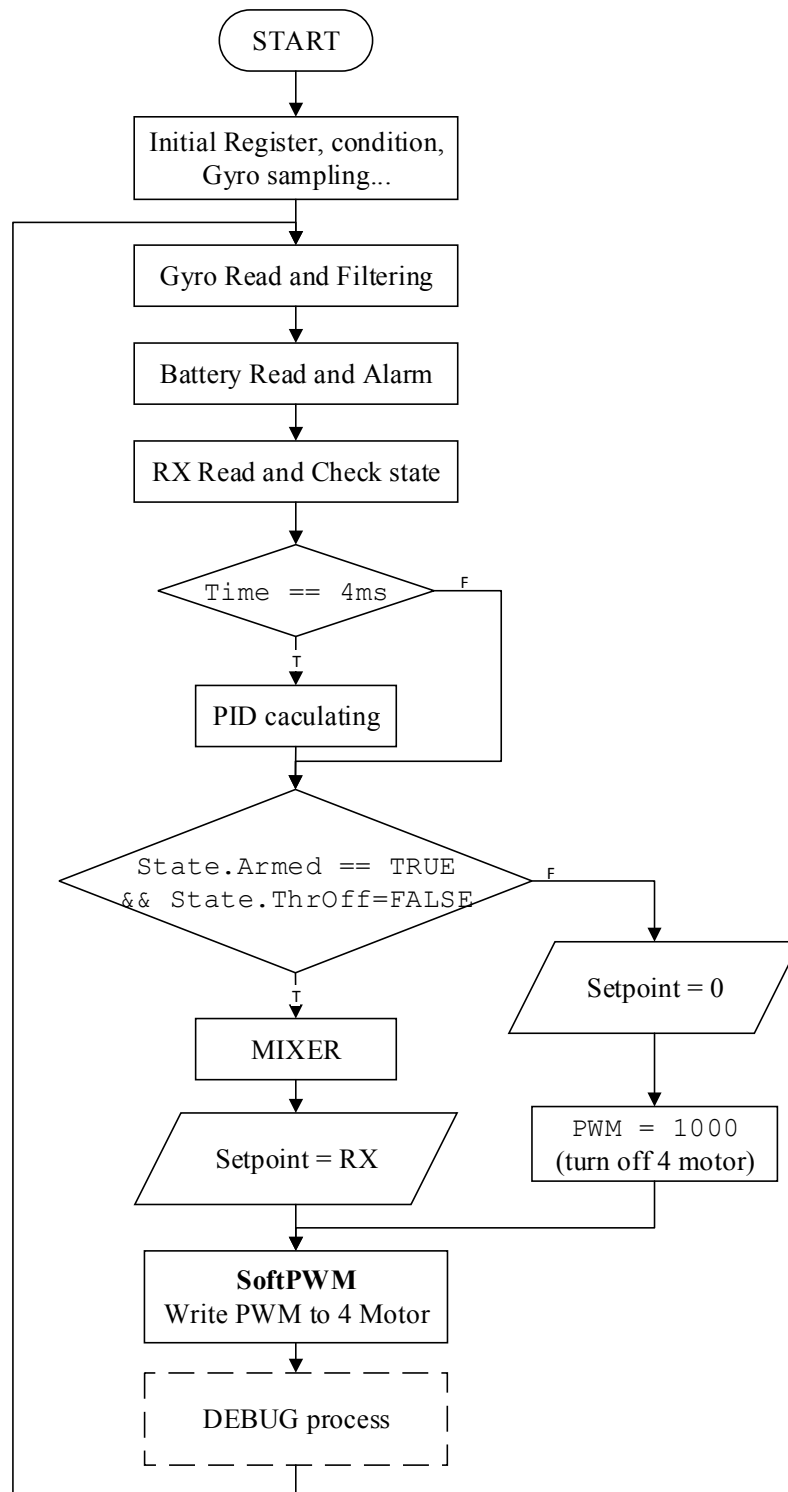
### 3.4.3 Chương trình chính

Giải thuật của chương trình điều khiển bay được mô tả như hình 3-23, bao gồm các bước:

- Đọc cảm biến và kiểm tra các trạng thái hệ thống liên tục bằng vòng lặp `while(1)`. Báo chuông khi pin cạn.
- Bộ điều khiển PID với:  $\Delta t = 4ms$ . Sử dụng phương pháp kiểm tra biến thời gian để tránh tình trạng làm gián đoạn hệ thống:

```
#define EVERYMS(ms) static uint16_t __CONCAT(_t, __LINE__);  
for(uint16_t _m = millis(); _m - __CONCAT(_t, __LINE__) >= ms;  
    __CONCAT(_t, __LINE__) = _m)
```

- Bởi vì chip Atmega328p không cung cấp đủ tín hiệu hardware PWM nên đã sử dụng kỹ thuật software PWM để tạo xung.
- MIXER là khối tổng hợp PID output.
- Kiểm tra hệ thống: nếu đang ở trạng thái ARMED, tín hiệu điều khiển tốc độ THR vượt ngưỡng thì kích hoạt bộ MIXER, nhận setpoint từ RX để điều khiển bay. Ngoài ra các trạng thái khác ARMED thì hệ thống tự động tắt bộ MIXER, tắt các setpoint về 0, mặc định PWM = 1000 để tắt tất cả các động cơ nhằm mục đích an toàn cho người sử dụng.
- DEBUG process: bật cờ DEBUG để biên dịch và tự động chạy tiến trình debug. Toàn bộ sự điều khiển và kết quả trả về đều được truyền qua kết nối UART với tốc độ baud mặc định là 115200.



Hình 3-23. Lưu đồ giải thuật điều khiển máy bay

## CHƯƠNG 4: KẾT QUẢ THỬ NGHIỆM VÀ ĐÁNH GIÁ

### 4.1 Quy trình thử nghiệm

#### 4.1.1 Thử nghiệm lực đẩy của động cơ



Hình 4-1. Mô hình thử nghiệm lực đẩy của động cơ

Mô hình thử nghiệm lực đẩy của động cơ gồm 4 thành phần chính:

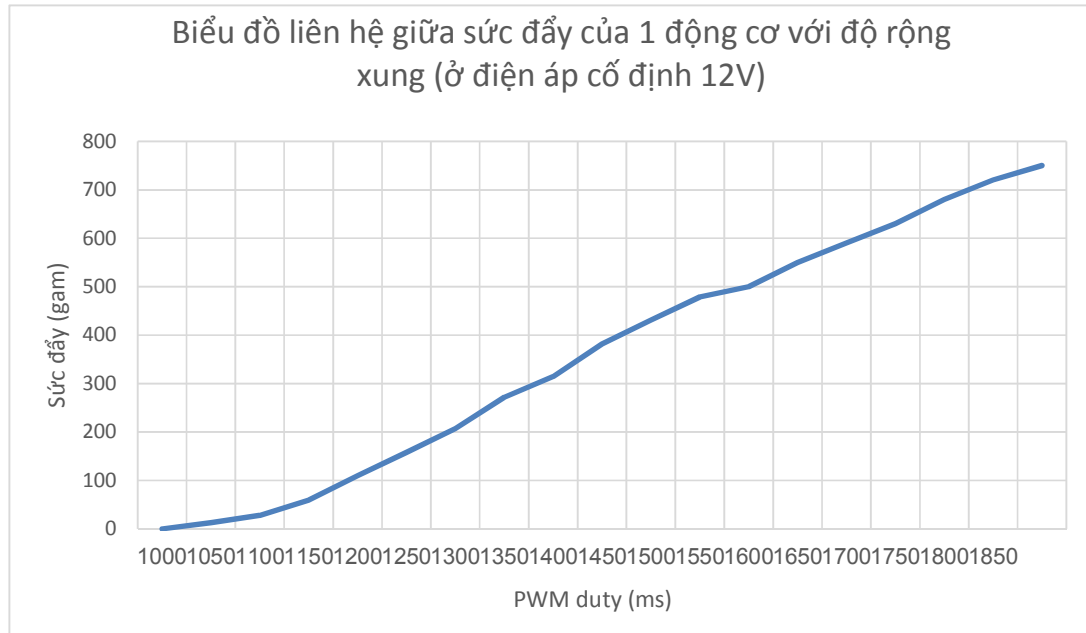
- Động cơ và cánh quạt.
- ESC và MCU.
- Cân điện tử.
- Bộ giá đỡ và cánh tay đòn.

Quá trình ghi nhận kết quả được thực hiện bằng cách quan sát cân điện tử và đối chiếu với giá trị PWM truyền vào bộ ESC.

Dựa vào kết quả thực nghiệm ta thấy được lực đẩy của động cơ tuyến tính với PWM duty truyền vào bộ ESC. Sự tuyến tính này có thể được giải thích như sau:

- Bộ ESC nhận tín hiệu PWM từ vi điều khiển. Duty của PWM càng lớn, bộ ESC sẽ làm cho động cơ quay nhanh hơn.

- Động cơ quay nhanh kéo theo cánh quạt cũng quay nhanh làm vận tốc dòng khí bên dưới cánh quạt tăng lên. Điều này kéo theo lực đẩy cũng tăng lên.



Hình 4-2. Sức đẩy của một động cơ

#### 4.1.2 Nạp chương trình và cấu hình các thuộc tính liên quan

Bước 1: bật cờ `USE_CMD`, được định nghĩa trong file header `global.h`

Bước 2: biên dịch source code, kết nối với mạch nạp để nạp chương trình vào chip.

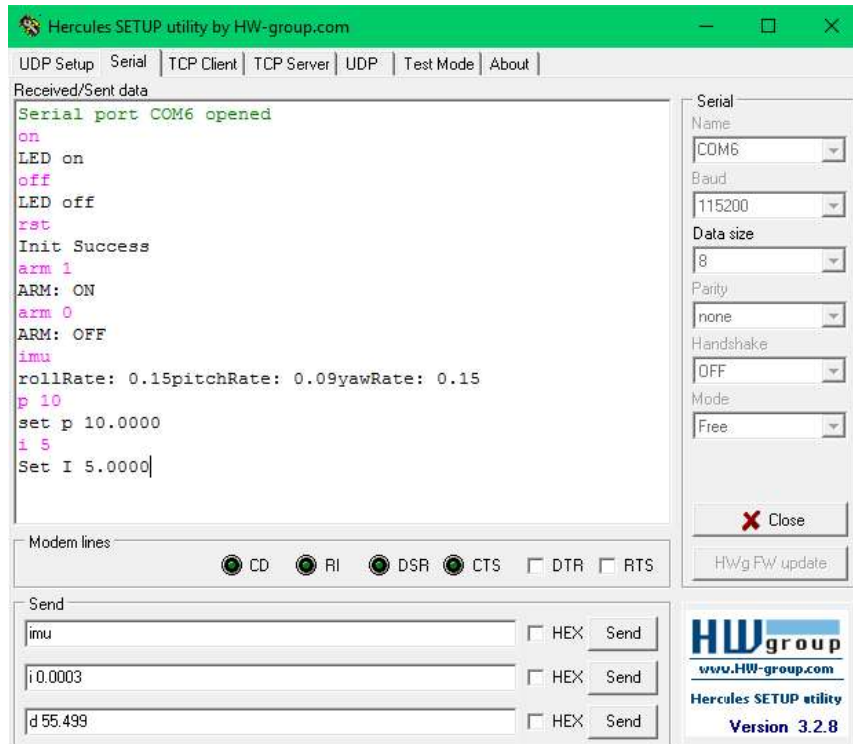
Bước 3: kết nối chip với board mạch chuyển đổi USB to Serial.

Bước 4: sử dụng các command để điều khiển hoạt động:

Sử dụng phần mềm hercules<sup>(9)</sup>, cấu hình theo hình sau:

<sup>(9)</sup> [www.hw-group.com/](http://www.hw-group.com/)





Hình 4-3. Cấu hình phần mềm hercules để điều khiển Hệ thống đã được lập trình để nhận một số lệnh cơ bản như sau:

Bảng 4-1. Các lệnh điều khiển debug chương trình

Command	Chức năng
on	Bật led chỉ thị
off	Tắt led chỉ thị
rst	Soft reset cho hệ thống
arm <param>	Bật/tắt hệ thống động cơ
thr <param>	Thay đổi tốc độ quay của động cơ
imu	Hiển thị góc lệch hiện tại
cal	Lấy mẫu cho con quay hồi chuyển
max <param>	Thiết lập giá trị tối đa của bộ PID
p <param>	Thiết lập hằng số P
i <param>	Thiết lập hằng số I
d <param>	Thiết lập hằng số D

#### 4.1.3 Thử nghiệm cân bằng theo một trục

Mô hình thử nghiệm đơn giản theo kiểu “bập bênh”.

Bôi trơn trục để làm giảm thiểu tối đa lực ma sát giữa các trục, xem như ma sát bằng không.

Mô hình thử nghiệm cân bằng một trục gồm có các thành phần:

- Máy bay chỉ gắn 2 cánh tay đối diện nhau (cùng trục).
- Mạch nạp.
- Mạch chuyển đổi USB to serial.
- Giá đỡ và trục tự do.

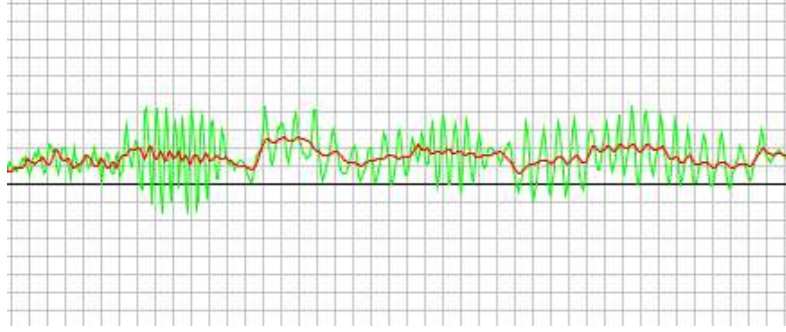


Hình 4-4. Mô hình thử nghiệm cân bằng theo một trục

## 4.2 Các kết quả thử nghiệm

### 4.2.1 Kalman filter

Bộ lọc Kalman đã lọc được một cách tương đối các nhiễu sinh ra từ cảm biến. Từ đó sai số trong quá trình tính toán của bộ điều khiển PID được giảm thiểu.



Hình 4-5. Kết quả bộ lọc Kalman

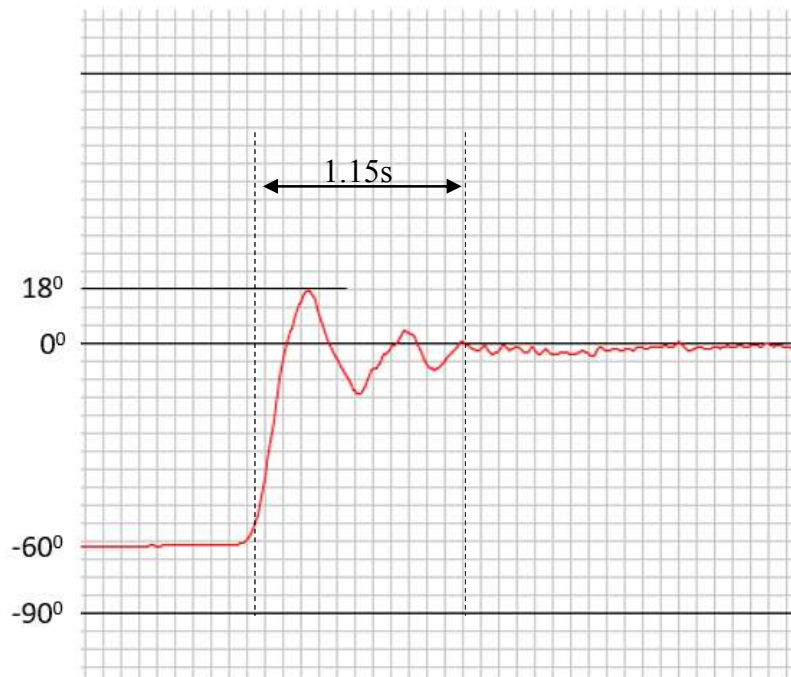
❖ Chú thích:

- █ xanh: tín hiệu thô đọc về từ cảm biến.
- █ đỏ: tín hiệu đã đi qua bộ lọc Kalman.

#### 4.2.2 PID controler

Thử nghiệm với điều kiện đầu vào là độ lệch khá lớn:  $60^\circ$ . Hệ thống được tự động cân bằng về với trạng thái xác lập với thời gian tương đối nhỏ: khoảng 1.15 giây. Độ vọt lố tương đối thấp, đáp ứng được yêu cầu đề ra.

Đồ thị đáp ứng về biên độ độ nghiêng của bộ điều khiển PID:



Hình 4-6. Đáp ứng biên độ PID

#### 4.2.3 Thử nghiệm bay thực tế

Mô hình đã cất cánh thành công theo sự điều khiển của người sử dụng.



Hình 4-7. Thử nghiệm bay thực tế

## CHƯƠNG 5: KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ

### 5.1 Kết luận

#### 5.1.1 Các kết quả đã đạt được

Qua thời gian nghiên cứu và thực hiện khóa luận này, chúng em đã đạt được những kết quả như sau:

- Nghiên cứu lý thuyết: Đã nghiên cứu và nắm bắt một cách tổng thể về máy bay không người lái nói chung và máy bay quadcopter nói riêng. Nắm bắt được nguyên lý bay, các mô hình toán học của hệ thống, khí động lực học.
- Thiết kế mạch điều khiển:
  - ✚ Chọn được cảm biến có độ chính xác cao, thời gian đáp ứng nhanh: cảm biến L3G4200D.
  - ✚ Chip vi điều khiển là loại chip thông dụng, dễ sử dụng, dễ dàng thay thế khi có hư hỏng. Vì đây là lần đầu tiên nhóm nghiên cứu về đề tài máy bay nên quá trình kiểm thử rất khó khăn, máy bay có thể bị rơi, việc này có thể làm hỏng mạch điều khiển và các thành phần liên quan, nên tính chất dễ thay thế của dòng chip Atmega đáp ứng khá tốt trong trường hợp này.
  - ✚ Mạch in được thiết kế trên phần mềm Proteus 8.1, tương đối nhỏ gọn đẹp mắt, không gây ra ảnh hưởng lớn bởi lực cản không khí. Sản phẩm có đầy đủ các chức năng để điều khiển được một máy bay quadcopter.
- Bộ lọc số: tìm hiểu và ứng dụng thành công bộ lọc Kalman vào hệ thống, làm cho hệ thống hoạt động ổn định hơn.
- Bộ điều khiển PID: tìm hiểu và ứng dụng thành công bộ điều khiển PID vào hệ thống. Tìm ra các hằng số  $K_p$ ,  $K_i$  và  $K_d$  tương ứng với mô hình đang thực hiện.
- Lập trình nhúng: phát triển được một bộ source code hoàn chỉnh dùng ngôn ngữ lập trình C++, dễ dàng phát triển và chuyển đổi sang vi điều khiển khác khi có nhu cầu.

- Sản phẩm hoàn chỉnh: thiết kế thành công một máy bay quadcopter hoạt động tương đối ổn định, có chức năng: bay và di chuyển tiến – lùi – trái – phải và xoay theo sự điều khiển của người sử dụng. Thời gian bay khoảng 8 phút với pin Lipo 12.6V-2200mAh.

#### 5.1.2 Chưa đạt được

Bên cạnh những kết quả đạt được, đề tài vẫn còn tồn tại một số hạn chế cần được khắc phục:

- Cảm biến L3G4200D chỉ là một con quay hồi chuyển nên có hiện tượng “trôi” theo thời gian. Máy bay có thể bay lơ lửng nhưng chưa có thể đứng yên tại một vị trí mà tự di chuyển theo hướng vô định với tốc độ khoảng 15cm/giây. Do đó cần có sự giám sát và điều khiển của người sử dụng.
- Bộ khung bằng nhựa nên có khối lượng tương đối lớn. Hướng khắc phục là chế tạo một bộ khung bằng chất liệu sợi carbon hoặc nhôm để có khối lượng nhỏ hơn.
- Thời gian bay tương đối ngắn. Có thể khắc phục được điều này bằng cách dùng pin có dung lượng cao hơn, thay đổi động cơ có công suất tiêu thụ thấp hơn. Việc giảm khối lượng máy bay cũng góp phần không nhỏ trong việc tăng thời gian bay.
- Sử dụng tay cầm điều khiển mua sẵn:
  - ✚ Ưu điểm: hoạt động ở tần số 2.4GHz, nhanh, gọn, ổn định, khoảng cách truyền dữ liệu xa. Các cần gạt điều khiển được thiết kế thuận tiện cho người sử dụng.
  - ✚ Nhược điểm: khó phát triển, thêm kênh dữ liệu, tổn tài nguyên của vi điều khiển để đọc duty của xung PWM nhận được.

## 5.2 Kiến nghị

Đề tài nghiên cứu – chế tạo máy bay quadcopter là một đề tài mang tính mới mẻ, dễ dàng tạo được cảm hứng cho các sinh viên Khoa Kỹ thuật Máy tính nói riêng và sinh viên thuộc nhóm ngành điều khiển tự động nói chung.

Trong tương lai có thể phát triển hệ thống ổn định hơn, bằng cách:

- Sử dụng thêm một máy đo gia tốc, sẽ khắc phục được tình trạng “trôi” của máy bay. Kết hợp với các cảm biến như: la bàn số, cảm biến áp suất, thiết bị định vị GPS... để có thể biết được độ cao của máy bay, bổ sung được tính năng giữ nguyên vị trí (hold position).
- Sử dụng các cảm biến khoảng cách hoặc tương tự để tránh được vật cản khi bay.
- Sử dụng nhôm hoặc ống sợi carbon để làm khung máy bay.
- Sử dụng các linh kiện điện tử dạng “dán” (SMD) để làm cho mạch điều khiển nhỏ gọn và có khối lượng nhỏ hơn.
- Hai hướng để phát triển thành máy bay ghi hình:
  - ✚ Tích hợp lên máy bay các loại camera có khả năng stream hình ảnh về thiết bị nhận. Chế tạo hệ thống Gimbal để chống rung cho camera.
  - ✚ Sử dụng các board mạch hiện đại: Raspberry PI, Intel Galileo... để vừa lập trình thăng bằng cho máy bay, vừa stream video từ máy bay về máy tính.

## DANH MỤC TÀI LIỆU THAM KHẢO

### Tiếng Việt:

1. Hoàng Minh Sơn, *Một số phương pháp chỉnh định lại các tham số PI/PID trong vòng kín*, Chuyên san Kỹ thuật Điều khiển Tự động (số 6), Tạp chí Tự động hóa ngày nay, 2007.
2. Nguyễn Thị Phương Hà, Huỳnh Thái Hoàng, *Lý thuyết điều khiển tự động*, Nhà xuất bản Đại học Quốc gia TP. Hồ Chí Minh, 2005.

### Tiếng Anh

1. D. Hartman, K. Landis, M. Mehrer, S. Moreno, J. Kim, *Quadcopter Dynamic Modeling and Simulation*, 2014.
2. Fadali, Sami M. *Digital Control Engineering: Analysis and Design*. Burlington, MA: Elsevier Inc, 2009.
3. Greenwood, Donald. *Principles of Dynamics*. Second Edition. Upper Saddle River, NJ: Prentice-Hall, Inc, 1988.
4. Karl J. Astrom, Tore Hagglund, *PID Controllers, Theory, Design and Tuning*, 1999.
5. Matt Parker, Gerard Bottorff, *Quadcopter design*, Colorado State University, 2012.
6. Sima Mitra, Bruce Land, *Autonomous Quadcopter Docking System*, Cornell University, 2013.
7. Battery calculator.  
URL: [http://multicopter.forestblue.nl/lipo\\_need\\_calculator.html](http://multicopter.forestblue.nl/lipo_need_calculator.html)
8. Kalman filter.  
URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Kalman\\_filter](https://en.wikipedia.org/wiki/Kalman_filter)
9. PID controller.  
URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/PID\\_controller](https://en.wikipedia.org/wiki/PID_controller)



## PHỤ LỤC A: VI ĐIỀU KHIỂN ATMEGA328



Hình 5-1. Vi điều khiển Atmega328p

- Chip vi điều khiển 8 bits đa dụng
- Tần số hoạt động: 16MHz
- Flash ROM 32 Kbytes
- EEPROM 2 Kbytes
- SRAM 16 Kbytes.
- Có 3 bộ Timer, 6 bộ PWM.
- Các chuẩn giao tiếp: I2C, SPI, USART.

## PHỤ LỤC B: CẢM BIẾN GYROSCOPE L3G4200D



Hình 5-2. Cảm biến L3G4200D

- L3G4200D được sản xuất bởi hãng STMicroelectronics, là phần không thể thiếu trong công nghệ xử lý chuyển động. Bằng cách sử dụng một MEMS con quay hồi chuyển 3 trục, cảm biến L3G4200D cho ra kết quả khá chính xác với thời gian đáp ứng tương đối nhanh, vượt trội hơn so với các sản phẩm cùng loại.
- Tích hợp sẵn bộ ADC 16 bits cho mỗi trục.
- Tích hợp cảm biến nhiệt độ.
- Giao tiếp thông qua chuẩn I2C hoặc SPI.
- Tầm đo của con quay hồi chuyển: 250, 500, 2000°/s