

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO
ĐẠI HỌC ĐÀ NẴNG

VÕ VĂN TỎ

**ỨNG DỤNG ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT
THÍCH NGHI ĐIỀU KHIỂN CHUYỂN ĐỘNG
CỦA QUADCOPTER**

Chuyên ngành : Kỹ thuật điều khiển và tự động hóa
Mã số : 60.52.02.16

TÓM TẮT LUẬN VĂN THẠC SĨ KỸ THUẬT

Đà Nẵng - Năm 2015

Công trình được hoàn thành tại
ĐẠI HỌC ĐÀ NẴNG

Người hướng dẫn khoa học: TS. NGUYỄN HOÀNG MAI

Phản biện 1: TS. NGUYỄN ANH DUY

Phản biện 2: TS. NGUYỄN LÊ HÒA

Luận văn được bảo vệ tại Hội đồng chấm Luận văn tốt nghiệp Thạc sĩ kỹ thuật điều khiển và tự động hóa tại Đại học Đà Nẵng vào ngày 27 tháng 6 năm 2015

** Có thể tìm hiểu luận văn tại:*

Trung tâm Thông tin - Học liệu, Đại học Đà Nẵng

MỞ ĐẦU

1. Tính cấp thiết của đề tài

Robot ngày càng có nhiều ý nghĩa trong các ngành công nghiệp, thương mại, y tế, các ứng dụng khoa học và phục vụ đời sống của con người.

Nhằm đáp ứng vấn đề điều khiển nói chung và hệ điều khiển Các mạch điều khiển lô-gic, các bộ điều khiển kinh điển PID, các hệ thống điều khiển tích hợp và điều khiển hiện đại (điều khiển mờ, điều khiển nơron, điều khiển thích nghi, ...) đã và đang được ứng dụng rộng rãi và mang lại nhiều kết quả thiết thực.

Bộ điều khiển trượt thích nghi là một giải thuật trong nhóm điều khiển bền vững, nó đang được phát triển vượt bậc và ứng dụng rộng rãi trong các hệ chuyển động phi tuyến, như các hệ điều khiển robot và các ứng dụng cơ điện tử khác, vì:

- Đảm bảo tính khả thi cao,
- Thực hiện tốt các chỉ tiêu kỹ thuật: tính bền vững và ổn định cao với biến thiên của nhiễu và tham số, dễ dàng thiết kế, dễ thay đổi, ...

Do đó đề tài “ỨNG DỤNG ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT THÍCH NGHI ĐIỀU KHIỂN CHUYỂN ĐỘNG CỦA QUADCOPTER” là hướng nghiên cứu được quan tâm và phát triển.

2. Mục tiêu nghiên cứu

Nghiên cứu thiết kế bộ điều khiển cho chuyển động của quadcopter và Mô phỏng, trên phần mềm matlab simulink.

3. Đối tượng và phạm vi nghiên cứu

- **Đối tượng nghiên cứu:** Robot Quadcopter.

- **Phạm vi nghiên cứu:**

- Nghiên cứu các đặc tính làm việc của quadcopter.

- Nghiên cứu các phương trình chuyển động của quadcopter .

- Sử dụng phương pháp trượt thích nghi xây dựng bộ điều khiển và mô phỏng trên matlab simulink

4. Phương pháp nghiên cứu

- Nghiên cứu các bài báo về ứng dụng các phương pháp điều khiển chuyển động của quadcopter

- Nghiên cứu lý thuyết và tìm hiểu cấu trúc của quadcopter qua đó phân tích và thiết kế các bộ điều khiển ứng dụng phương pháp trượt thích nghi.

- Xây dựng mô hình, mô phỏng trên phần mềm Matlab Simulink, để kiểm chứng, đánh giá và rút ra kết luận.

5. Bố cục đề tài.

Bố cục của đề tài được tổ chức như sau:

- **Mở đầu:** Tính cấp thiết của đề tài, mục tiêu nghiên cứu, đối tượng và phạm vi nghiên cứu, phương pháp nghiên cứu, bố cục đề tài.

- **Chương 1:** Tổng quan về quadcopter và điều khiển quadcopter

- **Chương 2:** Động lực học của robot quadcopter

- **Chương 3:** Điều khiển trượt và điều khiển thích nghi

- **Chương 4:** Mô phỏng kết quả và nhận xét

- **Kết luận và hướng phát triển đề tài.**

- **Tài liệu tham khảo**

CHƯƠNG 1

TỔNG QUAN VỀ QUADCOPTER VÀ ĐIỀU KHIỂN QUADCOPTER

1.1 TÌNH HÌNH NGHIÊN CỨU THUỘC LĨNH VỰC ĐỀ TÀI

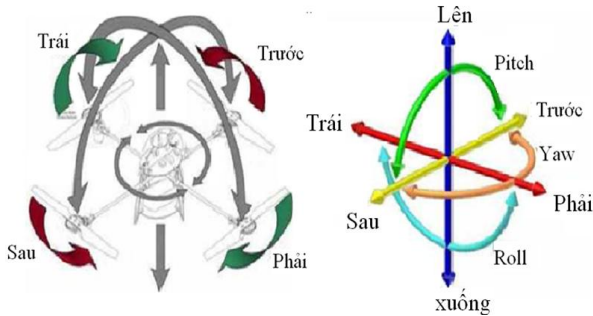
1.1.1. Lịch sử phát triển Quadcopter

1.1.2 Tình hình nghiên cứu trong nước

1.1.3 Tình hình nghiên cứu ở nước ngoài

1.2. NGUYÊN LÝ HOẠT ĐỘNG CỦA QUADCOPTER

1.2.1. Nguyên lý hoạt động

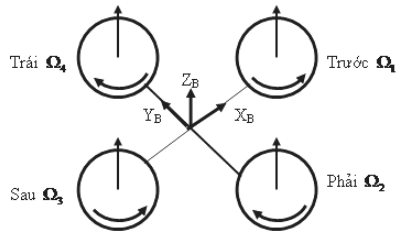


Hình 1.20. Nguyên lý hoạt động của Quadcopter.

1.2.2. Mô tả các trạng thái làm việc của Quadcopter.

a. Trạng thái lơ lửng:

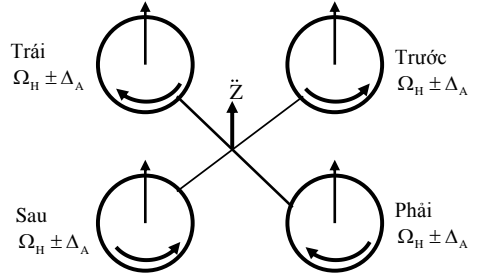
Quadrotor sẽ bay lơ lửng trong không trung. Ở trạng thái này, tất cả các cánh quạt quay cùng một tốc độ không đổi ($\Omega_1 = \Omega_2 = \Omega_3 = \Omega_4$).



Hình 1.21. Trạng thái lơ lửng.

b. Trạng thái bay lên/xuống (Throttle):

Quadrotor sẽ bay lên hoặc hạ xuống theo phương thẳng đứng. Để bay lên, tốc độ của 4 cánh quạt tăng lên, hạ xuống thì cả 4 cánh cùng giảm tốc độ, lúc đó sẽ sinh ra một hợp lực dọc trục theo phương z điều khiển quadrotor bay lên hoặc bay xuống.



Hình 1.22. Trạng thái bay lên/xuống.

Trong đó:

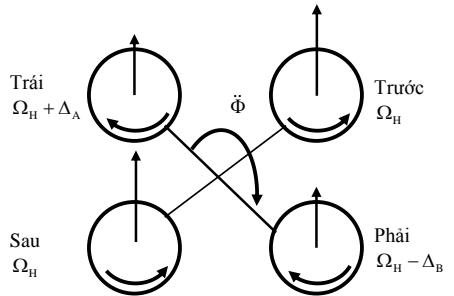
\ddot{Z} : là gia tốc theo phương Z_b .

Ω_H : là vận tốc góc của cánh quạt.

Δ_A : là lượng tăng hoặc giảm vận tốc của cánh quạt để bay lên hay hạ xuống.

c. Trạng thái nghiêng trái/phải (Roll):

Quadrotor bay nghiêng bên trái hoặc bên phải, để bay nghiêng bên phải (bên trái) giữ nguyên tốc độ của 2 cánh quạt trước và sau, tăng (giảm) tốc độ của cánh quạt bên trái và giảm (tăng) tốc độ cánh quạt bên phải.



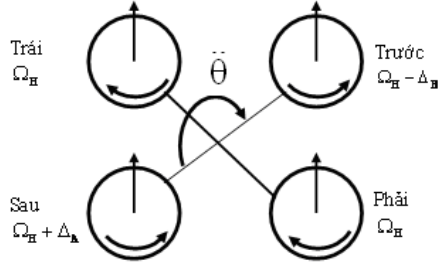
Hình 1.23. Trạng thái nghiêng trái/phải

$\ddot{\Phi}$: là gia tốc theo phương X_b .

$\Delta_A, \Delta_B (\Delta_A \approx \Delta_B)$: là lượng tăng hoặc giảm của Ω_H

d. Trạng thái lật trước/ sau (Pitch):

Quadrotor sẽ bay tới trước hoặc bay lùi về sau. 2 cánh quạt trái và phải giữ một tốc độ như nhau. Để bay tới (lùi) điều khiển tăng(giảm) tốc độ của cánh quạt sau và giảm (tăng) tốc độ cánh quạt trước, sinh ra moment xoay quanh trục Y_b .



Trong đó:

Hình 1.24. Trạng thái lật trước/ sau

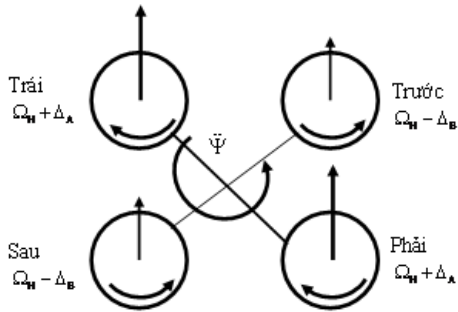
$\ddot{\theta}$: là gia tốc theo phương Y_b

Ω_H : là vận tốc góc của cánh quạt.

Δ_A, Δ_B ($\Delta_A \approx \Delta_B$) : là lượng tăng hoặc giảm của Ω_H

e. Trạng thái xoay qua trái/phải (yaw).

Quadrotor quay quanh trục Z_b . Điều khiển tốc độ cánh quạt theo cách sau: tốc độ 2 cánh đối diện thì bằng nhau, nhưng khác với tốc độ 2 cánh đối diện còn lại. Để quadrotor quay quanh trục Z_b theo chiều ngược kim đồng hồ, ta giảm tốc độ cặp cánh có chiều quay ngược kim đồng hồ (chiều muốn quay) và tăng tốc độ cặp cánh quạt quay thuận chiều kim. Để quadrotor quay theo chiều



thuận ta làm ngược lại cách trên

Hình 1.25. Trạng thái xoay qua trái/phải.

Trong đó:

$\dot{\psi}$: là gia tốc theo phương Z_b

Ω_H : là vận tốc góc của cánh quạt

$\Delta_A, \Delta_B (\Delta_A \approx \Delta_B)$: là lượng tăng hoặc giảm của Ω_H

Qua đó, chúng ta có thể thấy rằng việc điều khiển bay của quadcopter là việc điều khiển tốc độ quay của các động cơ.

1.3. KẾT LUẬN

- Trong chương 1, qua quá trình tìm hiểu các mô hình Quadcopter với việc phân tích ưu nhược điểm và khả năng ứng dụng chúng. Luận văn đã xác định mục tiêu nghiên cứu bộ điều khiển để mô hình hoạt động và treo lơ lửng trên không.

CHƯƠNG 2

ĐỘNG LỰC HỌC CỦA ROBOT QUADCOPTER

2.1. MÔ HÌNH ĐỘNG LỰC HỌC.

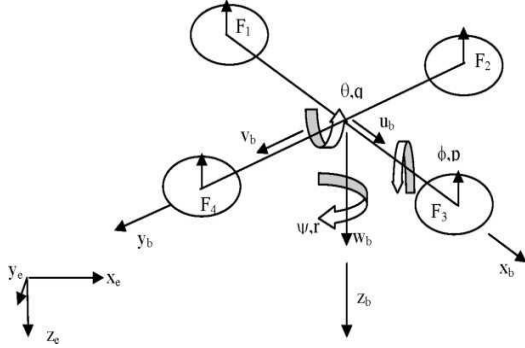
Quadrotor là một hệ thống 6 bậc tự do, trong đó dùng 12 biến trạng thái để mô tả, 6 biến trạng thái đầu tiên mô tả độ cao. Các biến (Φ, θ, Ψ) là tương ứng các góc roll, pitch, yaw là góc Euler giữa hệ qui chiếu vật thể và hệ qui chiếu mặt đất) và p, q, r là vận tốc góc roll, pitch, yaw của hệ qui chiếu vật thể.

Hệ quy chiếu vật thể $b (O_b, x_b, y_b, z_b)$ là hệ quy chiếu được gắn với thân. Với o_B gốc của hệ trục tọa độ gắn với thân Quadcopter được đặt ở vị trí trọng tâm.

Các biến x, y, z tương ứng với hệ trục tọa độ mặt đất, các biến

u, v, w là vận tốc dài trong hệ qui chiếu vật thể.

Hệ quy chiếu mặt đất e (o_e, x_e, y_e, z_e). Với o_e gốc của hệ trục tọa độ.



Hình 2.1. Hệ qui chiếu quán tính và vật

2.1.1. Ma trận quay R .

- Quay quanh trục x_2 một góc Φ (roll)

ta được ma trận quay $R(\Phi, x)$

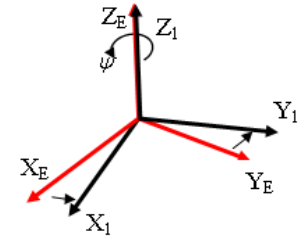
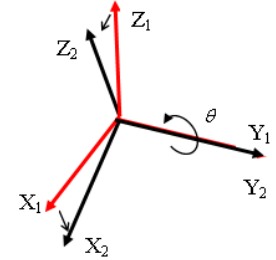
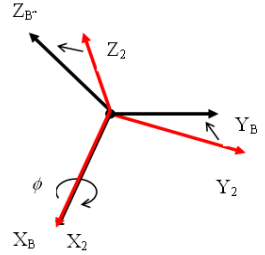
$$R_{(\phi, x)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

- Quay quanh trục Y_1 một góc θ (pitch) ta được ma trận quay $R(\theta, y)$

$$R_{(\theta, y)} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

- Quay quanh trục z_E một góc ψ (yaw) ta được ma trận quay $R(\psi, z)$

$$R_{(\psi, z)} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$



Phương trình trạng thái mô tả sự thay đổi vị trí vận tốc trong hệ tọa

$$\text{độ vật thể [8], [9], [13].} \quad \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{R}^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

2.1.2. Chuyển đổi vận tốc góc.

Phương trình chuyển đổi vận tốc góc giữa hệ tọa độ mặt đất và hệ tọa độ vật thể [8], [9], [13].

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \mathbf{E} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

2.1.3. Vận tốc dài.

Phương trình mô tả vận tốc dài trong hệ trục tọa độ mặt đất theo định luật II Newton. [9],[8].

$$\mathbf{F} = m\dot{\mathbf{V}} \quad (2.11)$$

Vận tốc dài: u, v, w được đo trong hệ tọa độ vật thể là vector vận tốc có thể xoay và thay đổi trong cùng thời điểm [13], [8].

$$\mathbf{F} = m\dot{\mathbf{V}} + \omega \mathbf{X} m \mathbf{V} \quad (2.12)$$

Tổng lực của các Motor U_1 [7], [13], [8].

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (2.17)$$

Trong đó: b : là hằng số lực ; Ω_i : là tốc độ của mỗi Rotor

$$\cdot \left\{ \begin{array}{l} \dot{u} = rv - qw - s \sin \theta \\ \dot{v} = pw - ru + g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} = qu - pv + s \cos \phi \cos \theta - \frac{b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)}{m} \end{array} \right\} \quad (2.18)$$

2.1.4. Vận tốc góc.

Phương trình chuyển động [7], [9], [13].

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{lb}{I_x} (\varpi_2^2 - \varpi_4^2) - qr \frac{I_z - I_y}{I_x} \\ \dot{q} = \frac{lb}{I_y} (\varpi_1^2 - \varpi_3^2) - qr \frac{I_x - I_z}{I_y} \\ \dot{r} = \frac{d}{I_z} (\varpi_2^2 + \varpi_4^2 - \varpi_1^2 - \varpi_3^2) \end{cases} \quad (2.26)$$

Trong đó: I : là moment quán tính.

ϖ : thay đổi theo độ cao.

Tương ứng với:

Nếu tổng trọng lượng của quadcopter là m và có trọng lực đặt tại tâm của vật. Giả sử Quadcopter ở trạng thái bền vững; có bán kính d_{cg} và chiều cao h_{cg} . Nếu h là chiều cao của mỗi động cơ so với gốc tọa độ. Nếu m_r là trọng lượng của mỗi rotor với bán kính cánh quạt là r và chiều dài cánh là c , nếu trọng lượng của mỗi động cơ là m_m , bán kính r_m và chiều cao h_m , thì moment quán tính $\mathbf{I} \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ của Quadcopter [7], [9], [13].

$$I_x = m \frac{h_{cg}^2 + 3d_{cg}^2}{12} + 2m_m l^2 + 2 \frac{1}{12} m_m (3r_m^2 + 4h_m^2) + 2m_r l^2 + 2 \left(\frac{1}{12} m_r (2r)^2 \right) \quad (2.27)$$

$$I_y = m \frac{h_{cg}^2 + 3d_{cg}^2}{12} + 2m_m l^2 + 2 \frac{1}{12} m_m (3r_m^2 + 4h_m^2) + 2m_r l^2 + 2 \left(\frac{1}{12} m_r c^2 \right) \quad (2.28)$$

$$I_z = \frac{m.d_{cg}^2}{2} + 4m_m l^2 + 4 \frac{m_m r_m^2}{2} + 4 \frac{m_r ((2r)^2 + c^2)}{12} 4m_r l^2 \quad (2.29)$$

2.2. ĐỘNG LỰC HỌC LỚP ĐỆM CHẤT KHÍ.

2.2.1 Thuyết động lượng.

Giả thuyết robot đang ở trong môi trường không khí tĩnh.

Cánh quạt được hình dung như là một đĩa khi quay, lúc quay nó cung cấp một năng lượng lên không khí và nhận lại lực phản hồi.

Phương trình của lực đẩy[13].

$$T_{MT} = 2\rho_A A v_I v_I \quad (2.40)$$

Trong đó : $\rho_A [\text{kg} / \text{m}^3]$: là mật độ không khí.

$A[\text{m}^2]$: là diện tích của đĩa cánh quạt.

v_I [m/s] vận tốc tác dụng trực tiếp phía trên đĩa.

V_I Vận tốc dòng khí ngay tại đĩa

2.2.2 Lý thuyết phân tử về cánh quạt.

Lực nâng $T_{BET} [\text{N}]$ là kết quả cuối cùng được tìm thấy bằng cách lấy tích phân dT_{BET} trên toàn cánh quạt. Hằng số $N_B[-]$ là số cánh của cánh quạt $N_B=2$ (cánh quạt có 2 cánh) [9].

$$T_{BET} = N_B \int_0^{R_p} (dT_{BET} / dr) dr = N_B \rho_A a c \omega_p^2 R_p^3 \left(\frac{\theta_{lo}}{6} - \frac{\theta_{lw}}{8} - \frac{\lambda}{4} \right) \quad (2.51)$$

Moment xoắn của cánh quạt $Q_{BET} [\text{Nm}]$ là kết quả cuối cùng được tìm thấy bằng cách lấy tích phân dH_{BET} trên toàn cánh quạt[9].

$$Q_{BET} = N_B \int_0^{R_p} \left((dB_{BET} / dr) + (dL_{BET} / dr) \frac{Vv}{Vh} \right) r dr = N_B \rho_A c \omega_p^2 R_p^4 \left(\frac{C_D}{8} + a \lambda \frac{\theta_{lo}}{6} - \frac{\theta_{lw}}{8} - \frac{\lambda}{4} \right) \quad (2.53)$$

2.2.3 Về hình dáng khí động học.

2.3. LÝ THUYẾT ĐỘNG HỌC CỦA CHUYỂN ĐỘNG LÊN THĂNG.

Tổng công suất cần để thực hiện bay lên là:

$$P_i = T(V_c + v_i) \quad (2.58)$$

Trong đó TV_c là phần công suất của động cơ và Tv_i là phần công suất luồng khí được thể hiện bởi động năng trong vận tốc chi thị

2.4 KẾT LUẬN CHƯƠNG 2:

Trong chương 2 đã trình bày được các nội dung:

Tìm hiểu mô hình, phương trình động lực học từ đó xây dựng được các hệ phương trình chuyển động cho quadcopter.

Nêu được các nội dung cơ bản của động lực học lớp đệm không khí trong đó mô tả được nội dung của thuyết động lượng và tác động của các yếu tố đến mô hình bay khi đang ở trong môi trường không khí.

Trình bày được các vấn đề về thuyết động học của chuyển động lên thăng

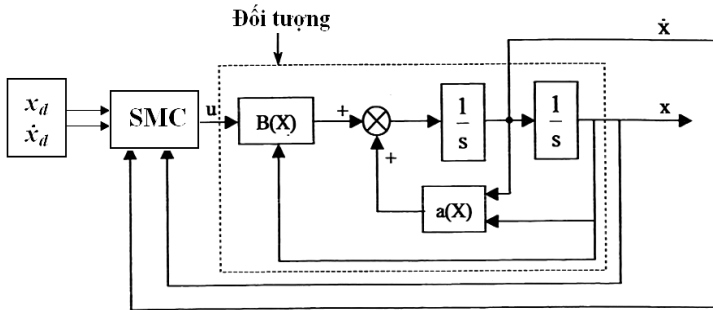
CHƯƠNG 3

ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT VÀ ĐIỀU KHIỂN THÍCH NGHI

3.1. CƠ SỞ LÝ THUYẾT ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT (SLIDING MODE CONTROL, SMC) [1][3][5][4][6]

3.1.1. Nguyên lý điều khiển trượt

Ta có sơ đồ điều khiển trượt tổng quát như sau:



x_d, \dot{x}_d : gọi là trạng thái mong muốn.

Với hệ thống trên và các giả thiết của luật điều khiển u được thiết kế sao cho trạng thái hệ thống (x, \dot{x}) bám theo trạng thái mong muốn (x_d, \dot{x}_d) trong đó có sự tồn tại của nhiễu bên ngoài và sự thay đổi của $a(X)$ và $B(X)$. Điều khiển trượt giải quyết rất tốt vấn đề này.

3.1.2. Nâng cao chất lượng bộ điều khiển trượt cho hệ nhiều đầu vào nhiều đầu ra.

a. Các ước lượng của các thành phần hệ điều khiển phi tuyến

b. Các bước xây dựng bộ điều khiển trượt

c. Một số phương pháp điều khiển trượt làm giảm hiện tượng chattering đã công bố.

- *Phương pháp lớp biên:*

- *Phương pháp điều chỉnh độ rộng lớp biên [5]*

- *Phương pháp điều khiển chuyển đổi xấp xỉ*

3.1.3. Phương pháp điều khiển trượt dùng hàm Sat-PI

3.2. NÂNG CAO CHẤT LƯỢNG VỚI LUẬT THÍCH NGHI TÍN HIỆU GIÁN ĐOẠN CỦA SMC

3.2.1 Điều khiển thích nghi (Adaptive control)

3.2.2. Cấu trúc của hệ điều khiển thích nghi.

a. Hệ điều khiển thích nghi điều chỉnh hệ số khuếch đại

b. Hệ điều khiển thích nghi theo mô hình mẫu.

c. Hệ điều khiển thích nghi tự chỉnh STR

d. Hệ ĐKTN theo mô hình mẫu MRAC

3.2.3. Những tồn tại của hệ ĐKTN.

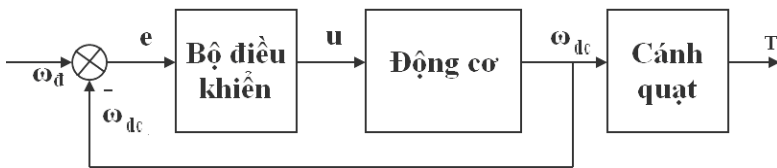
a. Hiện tượng trôi tham số.

b. Mất ổn định do hệ số lớn.

c. Nâng cao chất lượng với luật điều khiển thích nghi tín hiệu gián đoạn

3.3. BỘ ĐIỀU KHIỂN TRƯỢT CHO QUADCOPTER.

3.3.1. Sơ đồ khối hệ thống điều khiển tốc độ động cơ điện trong Quadcopter.



Hình 3.20. Sơ đồ khối hệ thống điều khiển động cơ điện

Trong đó :

e là tín hiệu đầu vào của bộ điều khiển

$$e = \omega_d - \omega_{dc} \quad (3.46)$$

ω_d là vận tốc đặt ban đầu

ω_{dc} là vận tốc trên trục động cơ

u là tín hiệu ra của bộ điều khiển

T là momen lực của động cơ

Hàm truyền của động cơ với tín hiệu ra vận tốc :

$$G(s) = \frac{\omega_{dc}(s)}{u(s)} = \frac{K_{dc}}{T_u T_c s^2 + T_c s + 1} \quad (3.47)$$

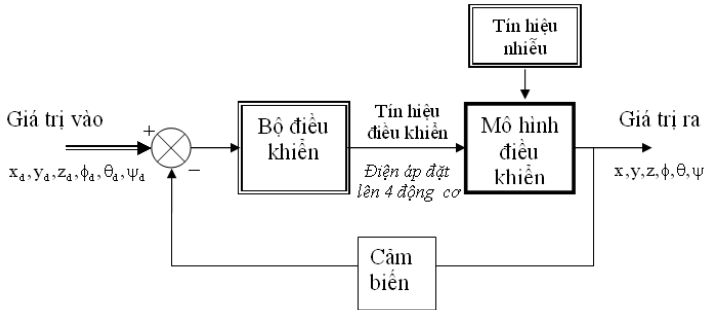
Theo phương trình (3.26) ta có bộ điều khiển trượt cho động cơ là:

$$u = \tilde{B}^{-1}(X) [-\tilde{a}(X) + \ddot{x}_d - \lambda \dot{e}] - \tilde{B}^{-1}(X) \cdot \eta \cdot \text{sgn}(S) \quad (3.50)$$

Trong đó: $\tilde{B}^{-1}(X) = \frac{T_l}{K_{dc}}$ (3.51)

$$\tilde{a}(X) = -\frac{T_c}{T_l} \dot{\omega}_{dc} - \frac{1}{T_l} \omega_{dc} \quad (3.52)$$

3.3.1. Sơ đồ khối bộ hệ thống điều khiển



Hình 3.21. Sơ đồ khối hệ thống điều khiển quadcopter

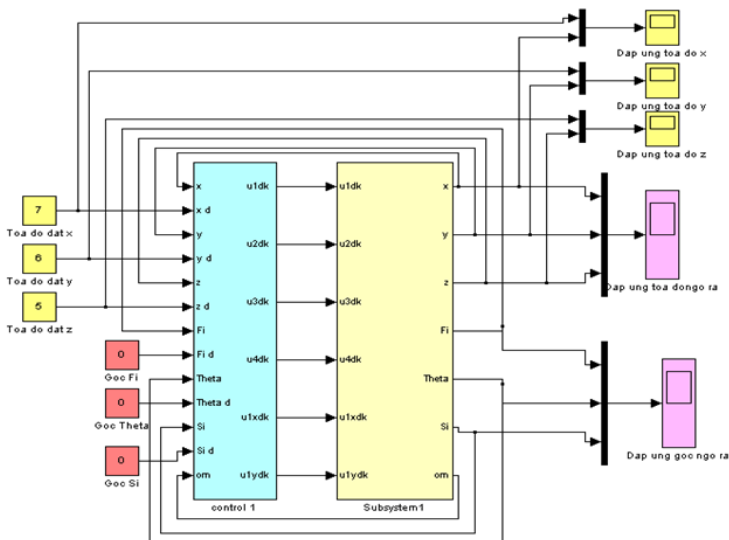
➤ **Giá trị đầu vào bao gồm:**

- Các tọa độ x,y,z của các vị trí mà quadcopter muốn di chuyển đến

- Giá trị các góc ϕ (roll), θ (Pitch) và ψ (Yaw). Là các góc nghiêng, lật và xoay của mô hình khi di chuyển đến các tọa độ đã đặt.

- Cảm biến bao gồm các cảm biến như:
 - + Cảm biến gia tốc – Accelerometer.
 - + Cảm biến con quay hồi chuyển – Gyroscope.
 - + Cảm biến la bàn số - Magnetic sensor.
 - + Cảm biến áp suất hay cảm biến siêu âm dùng để đo độ cao.
- Mô hình điều khiển: Quadcopter là một robot gồm có 6 bậc tự do được khởi tạo 12 biến trạng thái từ các hệ phương trình chuyển động của hệ thống (2.18), (2.26).

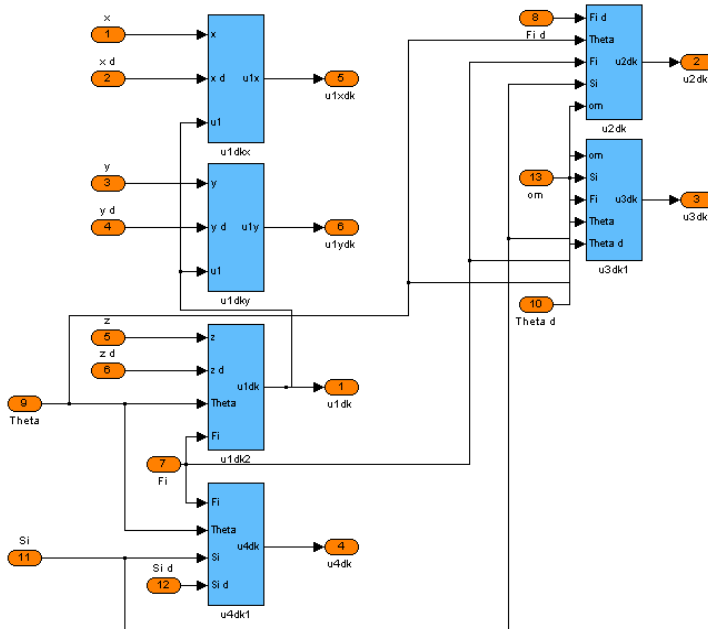
3.3.1. Sơ đồ khối bộ hệ thống điều khiển xây dựng trên matlab simulink .



Hình 3.22. Sơ đồ khối control1 trên matlab simulink

➤ **Khối control 1**

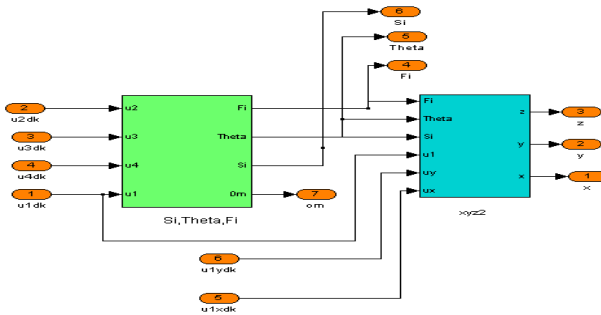
Là bộ điều khiển cho quadcopter được xây dựng từ các luật điều khiển theo phương pháp trượt thích nghi. Bộ điều khiển bao gồm các khối như sau.



Hình 3.23. Sơ đồ khối Subsystem trên matlab simulink

➤ **Khối: Subsystem :**

Mô hình hóa của hệ thống được xây dựng từ các phương trình chuyển động của quadcopter. Gồm các khối chức năng như sau



Hình 3.30. Sơ đồ khối Subsystem trên matlab simulink

3.4. KẾT LUẬN

Chương ba trình bày các nội dung chính như sau:

Tìm hiểu về phương pháp và các bước xây dựng bộ điều khiển trượt thích nghi áp dụng cho hệ phi tuyến. Có cấu trúc thay đổi và đã nêu lên một số phương pháp nâng cao chất lượng hệ điều khiển trượt để giảm chattering đã được công bố như: phương pháp lớn biên, phương pháp điều chỉnh độ rộng lớn biên, phương pháp điều khiển chuyển đổi xấp xỉ và đã phân tích ưu nhược điểm của từng phương pháp. Trên cơ sở phân tích đó, nội dung chương này đã đề nghị một thuật toán điều khiển mới dùng hàm Sat có khâu PI đã giải quyết các nhược điểm còn tồn tại của các phương pháp nêu trên.

Đã nêu được sự ổn định của hệ điều khiển trượt khi sử dụng hàm Sat-PI, đồng thời xác định được điều kiện của hệ số tích phân K_I nhằm giảm sai lệch tĩnh của hệ thống về 0. Bộ điều khiển trượt mới dùng hàm Sat-PI nâng cao được chất lượng của hệ điều khiển trượt áp dụng cho hệ thống có tính phi tuyến mạnh.

Từ các hệ phương trình chuyển động xây dựng được mô hình điều khiển quadcopter dùng Matlab simulink.

CHƯƠNG 4

MÔ PHỎNG KẾT QUẢ VÀ NHẬN XÉT

4.1. THÔNG SỐ MÔ HÌNH

Mô hình được trình bày trong luận văn có các thông số như sau:

$g(m/s^2)$	9.81	Gia tốc trọng trường.
$b(N.s^2)$	50	Lực đẩy
$d(N.m.s^2)$	0.05	Lực kéo
$m(kg)$	1.3	Trọng lượng mô hình
$I_x(kg.m^2)$	$19.5.10^{-3}$	Moment quán tính trục x
$I_y(kg.m^2)$	$19.5.10^{-3}$	Moment quán tính trục y
$I_z(kg.m^2)$	15.10^{-3}	Moment quán tính trục z
$l(m)$	0.5	Cánh tay đòn
J_r	0.1	Moment quán tính rotor
d_cg	0.75	Khoảng cách từ trọng tâm đến trục động cơ.
mm	0.047	Trọng lượng động cơ.

Vị trí ban đầu tại điểm $O(0,0,0)$, vận tốc dài và vận tốc góc cho bằng không.

Các góc của mô hình có giá trị: roll = 0, pitch = 0 và yaw=0

4.2. KẾT QUẢ MÔ PHỎNG

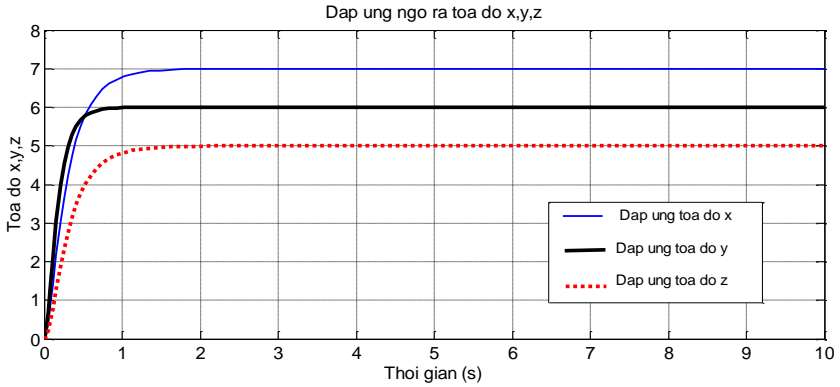
4.2.1 Trường hợp điều khiển Quadcopter đến 1 vị trí và ở chế độ treo

✓ *Mô tả hoạt động:*

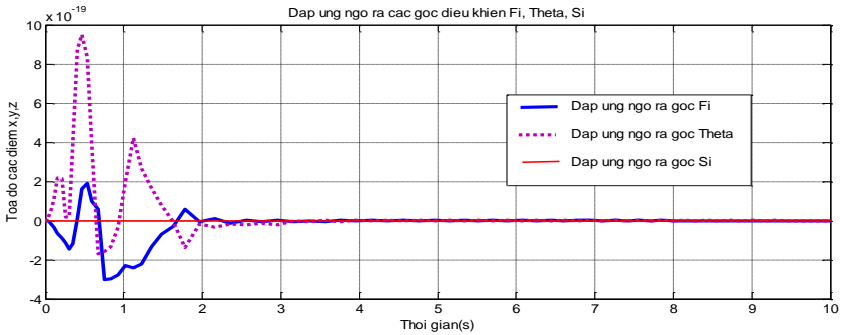
Quadcopter đang đứng yên sau đó di chuyển đến một vị trí có tọa độ $A(x,y,z)$ và hoạt động treo ở vị trí đó.

1. Khi tọa độ đặt tại điểm A(7,6,5)

❖ Kết quả mô phỏng



Hình 4.5: Đáp ứng tín hiệu ngõ ra với tọa độ điểm A(7,6,5)

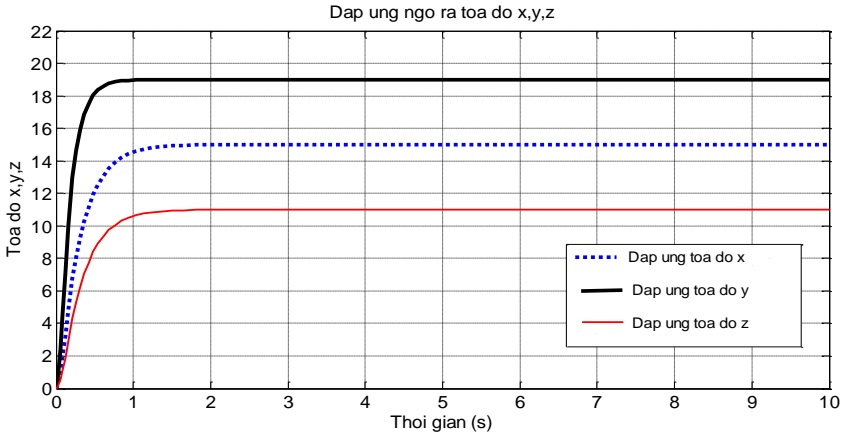


Hình 4.6: Đáp ứng tín hiệu các góc ngõ ra với tọa độ điểm A(7,6,5)

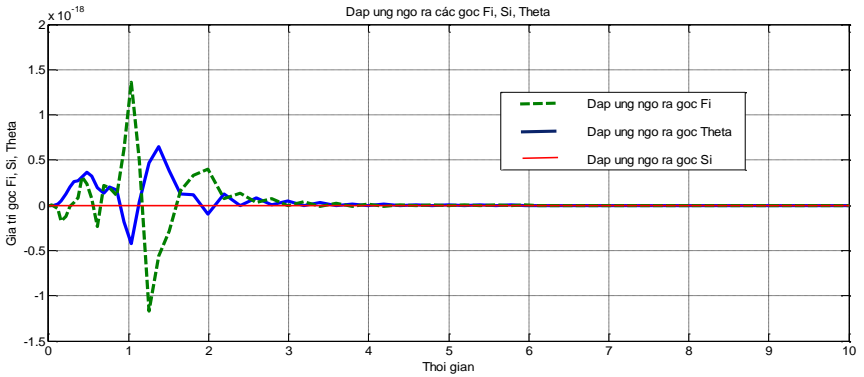
Nhận xét: Khi tọa độ đặt tại điểm A(7,6,5) với thời gian đáp ứng tương ứng với các tọa độ x là 1,5 giây, tọa độ y là 1 giây và z là 2 giây, thời gian đáp ứng của tọa độ y nhanh nhất và z chậm nhất. Các góc F_i , Θ , S_i sẽ dao động so với giá trị đặt ban đầu và ổn định trong khoảng thời gian là 2 giây.

2. Khi tọa độ đặt tại điểm $B(15,19,11)$

❖ *Kết quả mô phỏng.*



Hình 4.11. Đáp ứng tín hiệu ngõ ra với tọa độ điểm $B(15,19,11)$



Hình 4.12: Đáp ứng tín hiệu các góc ngõ ra với tọa độ điểm

$B(15,19,11)$

Nhận xét: Khi tọa độ đặt tại điểm $B(15,19,11)$ với thời gian đáp ứng tương ứng với các tọa độ x là 1,5 giây, tọa độ y là 1 giây và z là 2 giây. Qua đây ta thấy thời gian đáp ứng của tọa độ x nhanh

nhất và z chậm nhất. Các góc Φ , Θ , Σ sẽ dao động so với giá trị đặt ban đầu và ổn định trong khoảng thời gian là 3 giây.

Qua khảo sát tính đáp ứng của quadcopter với 2 điểm có tọa độ tương đối khác nhau nhưng thời gian đáp ứng tương đối giống nhau và thể hiện thời gian đáp ứng tọa độ trên trục y tương đối nhanh hơn so với trục x và z. .

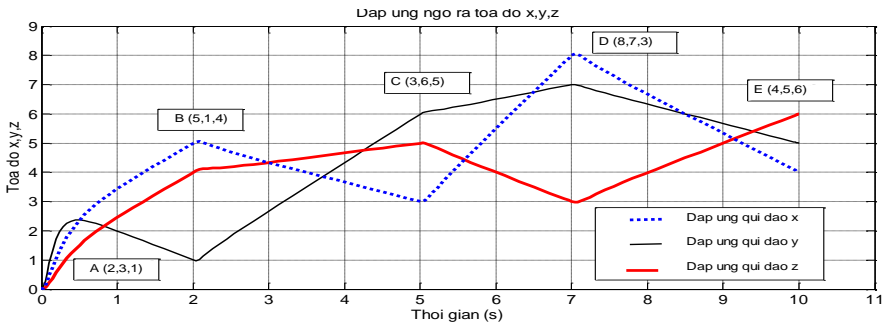
Qua kết quả mô phỏng trên ta nhận thấy rằng mô hình hoạt động với đáp ứng nhanh và ổn định.

4.2.2 Trường hợp điều khiển Quadcopter theo một quỹ đạo

✓ Mô tả hoạt động:

Quadcopter đang đứng yên sau đó di chuyển theo một quỹ đạo các điểm đã được xác định trước.

1- Khi quỹ đạo từ A(2,3,1) B(5,1,4) đến C(3,6,5) đến D(8,7,3) đến E(4,5,6)

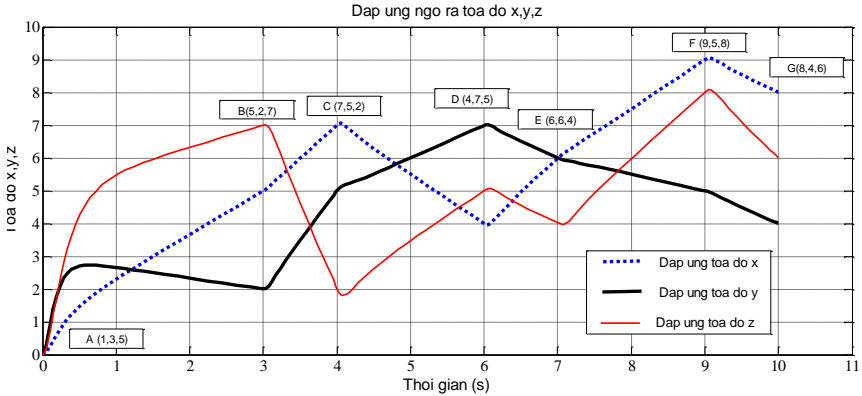


Hình 4.17. Kết quả mô phỏng đáp ứng ngõ ra trên các điểm A,B,C,D và E.

Nhận xét: Qua kết quả mô phỏng đáp ứng ngõ ra trên các điểm A,B,C,D,E, ta thấy khả năng đáp ứng nhanh, bám vào quỹ đạo

đặt rất tốt. Trong đó thời gian đáp ứng bám trên hệ trục tọa độ y là nhanh nhất, thời gian đáp ứng trên trục z chậm nhất

2- Khi quỹ đạo từ A(1,3,5) B(5,2,7) đến C (7,5,2) đến D(4,7,5) đến E (6,6,4) đến F(9,5,8) đến G(8,4,6)



Hình 4.21. Kết quả mô phỏng đáp ứng ngõ ra trên các điểm

A,B,C,D,E,F,G.

Qua kết quả mô phỏng đáp ứng ngõ ra trên các điểm A,B,C,D,E,F,G. ta thấy khả năng đáp ứng nhanh, bám vào quỹ đạo đặt rất tốt.

❖ Nhận xét:

Qua kết quả mô phỏng khi cho quadcopter chuyển động theo quỹ đạo định trước ta nhận thấy rằng: Hệ thống sẽ đáp ứng trong khoảng thời gian ngắn từ 1 đến 2 giây trong đó đáp ứng trên trục tọa độ z là chậm nhất. Sau đó ổn định và bám theo quỹ đạo đã được đặt trước, không phụ thuộc vào quỹ đạo chuyển động. Độ quá điều chỉnh tại các vị trí đặt nhỏ. Điều này chứng tỏ rằng hệ thống luôn thích nghi và ổn định.

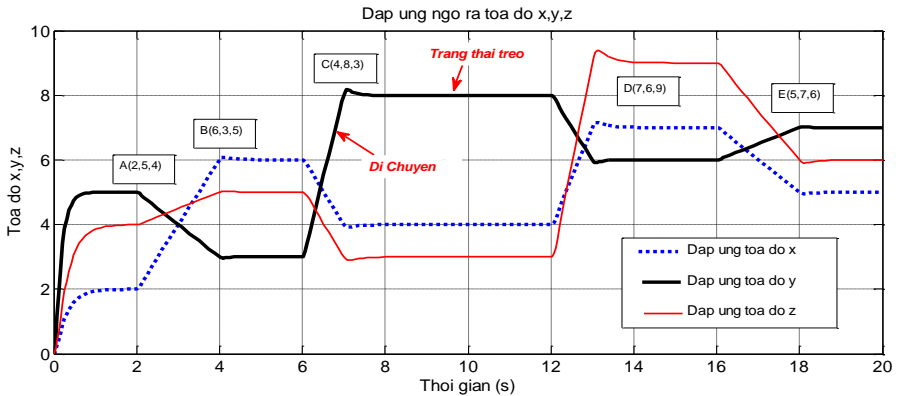
4.2.3 Trường hợp điều khiển theo một quỹ đạo tại các điểm Quadcopter sẽ treo một khoảng thời gian

✓ Mô tả hoạt động:

Quadcopter đang đứng yên sau đó di chuyển theo một quỹ đạo các điểm đã được xác định trước tuy nhiên tại tại điểm Quadcopter sẽ treo lại tại điểm đó một khoảng thời gian đã được xác định sau đó di chuyển đến điểm khác.

1- Khi quỹ đạo từ A đến E tại các điểm có thời gian treo như:

Tại điểm 0 Quadcopter di chuyển đến điểm A(2,5,4) treo 2 giây sau đó di chuyển đến B(5,4,2) treo tại B 2 giây tiếp tục di chuyển đến C(4,8,3) treo tại C 5 giây, sau đó Quadcopter tiếp tục di chuyển đến điểm D(5,7,6) treo tại D 2 giây, tiếp tục di chuyển đến E(5,7,6) và treo tại điểm E 2 giây



Hình 4.26. Kết quả mô phỏng đáp ứng ngõ ra điều khiển theo quỹ đạo A,B,C,D,E có thời gian treo trên các điểm

❖ **Nhận xét:** Qua kết quả mô phỏng đáp ứng ngõ ra trên các điểm A,B,C,D,E ta thấy khả năng đáp ứng nhanh, bám vào quỹ đạo

đặt rất tốt tại các điểm trong thời gian treo hệ thống ổn định. Độ quá điều chỉnh tại các vị trí đặt nhỏ. Điều này chứng tỏ rằng hệ thống luôn thích nghi và ổn định

4.3. KẾT LUẬN

Với việc xây dựng bộ điều khiển dựa vào mô hình toán học của quadcopter kết hợp với phương pháp điều khiển trượt thích nghi và kết quả mô phỏng ta nhận thấy rằng:

- ❖ Bộ điều khiển đã đáp ứng tốt trong các trường hợp mô phỏng.
- ❖ Thời gian đáp ứng nhanh từ 1 đến 2 giây, ít phụ thuộc vào vị trí và quỹ đạo chuyển động của quadcopter đã đặt trước.
- ❖ Bám vào vị trí và quỹ đạo đặt tốt, độ quá điều chỉnh tương đối nhỏ.
- ❖ Ở trạng thái treo mô hình luôn ổn định.