**MÔ HÌNH TOÁN HỌC CHO DRONE**

1. **Mô hình toán học cho chuyển động của drone**

Trong tài liệu này chúng ta xây dựng mô hình toán học cho chuyển động trong không gian 3 chiều của drone X configuration. Hình 1 minh họa cấu trúc động học cơ bản của drone và hệ tọa độ gắn với drone (được gọi là body frame, kí hiệu bằng chữ b).

Ở đây chúng ta xem xét drone có 4 cánh quạt được gắn liền với 4 động cơ điện không tiếp xúc (Brushless DC motor). Vì khi cánh quạt xoay quanh trục động cơ, nó sẽ sinh ra một moment phản lực, có xu hướng cản trở cánh quạt, và vì thế sẽ đẩy toàn bộ cánh quạt và động cơ xoay theo chiều ngược lại. Ở hình 1 chúng ta thấy, ví dụ, khi cánh quạt 1 xoay theo hướng quay của kim đồng hồ với vận tốc góc , nó sẽ sản sinh ra một moment có chiều ngược ngược lại . Chính vì thể, để đảm bảo chuyển động thẳng đứng (hoặc đứng yên) của drone trong không gian, các động cơ sẽ được lắp đặt sao cho 2 động cơ xoay cùng chiều, 2 động cơ khác xoay theo chiều ngược lại.



Hình 1. Bố trí các động cơ của drone X configuration: О – trọng tâm; , ,  − các trục của hệ tọa độ body frame.

Trong hình 1, , i=1...4 − vận tốc góc của các cánh quạt; , , i=1...4 − lực nâng và các moment cản được sinh ra bởi các cánh quạt.

Vì drone thông thường thực hiện các chuyến bay ở độ cao thấp, với vận tốc nhỏ, khi xem xét chuyển động của drone trong bầu khí quyển của trái đất người thường bỏ qua sự quay của trái đất. Vì thế, để thiết lập các phương trình chuyển động của drone chúng ta sử dụng các hệ tọa độ sau:

− Hệ tọa độ earth frame : gốc tọa độ nằm ở trọng tâm của drone, trục xg hướng theo phương cho trước tùy thuộc vào bài toán bay, trục yg hướng lên trên vuông góc với mặt đất, trục zg góp phần tạo thành hệ vuông.

− Hệ tọa độ body frame : gốc tọa độ cũng nằm ở trọng tâm drone, các trục xb và zb nằm trong mặt phẳng ngang của drone, hướng của chúng được chọn theo như mô tả trong hình 1, trục yb vuông góc với mặt phẳng xbzb và hướng lên trên.

Hệ tọa độ body frame gắn chặt chẽ với drone, và như thế cùng thực hiện tất cả các chuyển động tịnh tiến và quay cùng với drone. Chính vì thể, vị trí và định hướng của drone trong không gian được xác định bằng vị trí và định hướng của body frame. Hệ tọa độ earth frame chỉ thực hiện chuyển động tịnh tiến cùng với drone, do gốc tọa độ của nó nằm ở tâm drone. Các trục của earth frame giữ nguyên định hướng ban đầu của nó trong không gian, tức là không hề xoay trong không gian, bất kể drone có thực hiện các thao tác xoay gì đi nữa. Tọa độ của drone sẽ được tính trong hệ tọa độ earth frame.

Mối tương quan giữa 2 hệ tọa độ nêu trên được minh họa ở hình 2. Các trục tương ứng của chúng lệnh nhau theo 3 góc Euler:  - pitch, - roll và  - yaw. Tương ứng với hình 2, nếu chúng ta thực hiện lần lượt 3 thao tác sau:

- xoay hệ tọa độ earth frame quanh trục  một góc  (yaw)

- tiếp tục xoay hệ tọa độ earth frame quanh trục  một góc  (pitch)

- tiếp tục xoay hệ tọa độ earth frame quanh trục  một góc  (roll)

thì chúng ta sẽ đưa hệ earth frame trùng với hệ body frame. Chính vì vậy, vị trí góc của body frame trong không gian sẽ được xác định bằng 3 góc Euler kể trên, bởi vì các trục của earth frame đã được định hướng từ trước và không thay đổi vị trí góc trong thời gian bay.



Hình 2. Tương quan giữa body frame và earth frame

Trong quá trình mô tả chuyển động của drone chúng ta phải biến đổi một vài đại lượng vector (như gia tốc, vận tốc) giữa 2 hệ tọa độ nói trên. Để làm việc đó người ta sử dụng ma trận chuyển đổi sau:

 (1)

Ma trận  giúp biến đổi bất kì một vector nào từ body frame (b) sang earth frame (g). Ngược lại, để chuyển đổi một vector từ earth frame sang body frame chúng ta dùng ma trận .

* 1. **Các lực và momnt tác động vào drone**

Khi cánh quạt xoay quanh trục của động cơ, nó sẽ sinh ra lực nâng, tỷ lệ với bình phương vận tốc góc:

; i=1..4, (2)

với  − là hệ số lực nâng của cánh quạt gắn với động cơ i,  − vận tốc góc của động cơ i.

Hệ số  phụ thuộc vào kích thước và hình dáng của cánh quạt và thông thường được xác định bằng thực nghiệm.

Để thiết lập các phương trình chuyển động của drone chúng ta sử dụng các định luật của cơ học Newton. Trong quá trình bay, drone chịu tác động của các lực sau:

- lực nâng của không khí được tạo ra nhờ sự quay của 4 cánh quạt

- lực cản của không khí

- lực hấp dẫn của trái đất

Do mặt phẳng quay của các cánh quạt trùng với mặt phẳng , tổng lực nâng của toàn bộ 4 cánh quạt dễ dàng tính được trong hệ tọa độ body frame:

 (3)

Do drone có kích thước, khi nó chuyển động trong không khí, nó sẽ chịu tác động của lực cản, độ lớn tùy thuộc vào tốc độ di chuyển của drone đối với không khí, cũng như diện tích các tiết diện của drone theo phương chuyển động. Lực cản có thể được tính theo công thức:

, (4)

với  − hệ số cản (khí động lực học); , ,  − các thành phần của vector vận tốc của drone trong hệ body frame (hình chiếu của vector vận tốc lên các trục của hệ tọa độ b).

Do sự quay của trái đất được bỏ qua, trái đất được xem như phẳng, gia tốc trọng trường được xem như không đổi trong toàn bộ quá trình bay của drone. Để đơn giản, lực hấp dẫn tác động lên drone được tính trong earth frame:

 , (5)

với g – giá trị trung bình của gia tốc trọng trường tại khu vực hoạt động của drone.

Như đã trình bày ở trên, khi cánh quạt quay quanh trục của động cơ, nó sẽ tạo ra moment có chiều ngược lại. Giá trị của đại lượng moment này cũng tỷ lệ với bình phương vận tốc góc và được tính theo công thức sau:

 , (6)

với  − hệ số moment của cánh quạt thứ i.

Tương tự hệ số lực, hệ số moment của cánh quạt cũng cần được đánh giá bằng thực nghiệm.

Do cả lực nâng và moment của cánh quạt đều tỷ lệ thuận với bình phương vận tốc góc, để đơn giản hóa các phương trình, chúng ta sẽ biểu diễn moment theo lực như trong công thức dưới đây:

**** (6)

Bên cạnh các moment được tạo ra bởi phản lực của các cánh quạt khi quay, lực nâng của các cánh quạt cũng tạo ra moment xoay tác động lên chuyển động của drone, bởi vì các động cơ cùng cánh quạt của nó nằm ở một khoảng cách so với trọng tâm của drone. Với cách bố trí động cơ theo X configuration chúng ta có công thức tính các moment như sau:

 , (7)

với  − vector moment trong hệ tọa độ body frame, Lq - cánh tay đòn của các lực nâng đối với trục xb và zb (do các cánh quạt được bố trí đối xứng với nhau và cách đều trọng tâm drone nên cánh tay đòn của các lực là bằng nhau).

Một cách gần đúng, chúng ta có thể cho rằng các cánh quạt được sử dụng là giống hệt nhau. Do đó, các hệ số lực nâng và moment phản lực của các cánh quạt bằng nhau và phương trình (7) có thể được viết lại như sau:

**** (8)

**1.2. Các phương trình động lực học**

Phương trình chuyển động của trọng tâm drone (phương trình lực):

, (9)

với  − vector vận tốc tịnh tiến của drone đối với mặt đất (xét trong hệ tọa độ body frame);  − ma trận chuyển đổi từ earth frame sang body frame;  − vector vận tốc góc của drone trong hệ body frame.

Phương trình chuyển động của drone quanh trọng tâm của nó (phương trình moment):

 , (10)

với , ,  − hình chiếu của vector tổng moment lên các trục của hệ body frame; , ,  − các moment quán tính chính của drone theo các trục; , ,  − hình chiếu của vector vận tốc góc trên các trục của hệ tọa độ body frame.

**1.3. Các phương trình động học**

Tích phân phương trình (9) cho ta vận tốc của drone trong hệ tọa độ body frame. Tuy nhiên, để tính tọa độ của drone chúng ta phải tìm vận tốc của drone trong hệ tọa độ frame body:

 (11)

Phương trình vi phân cho các tọa độ sẽ như sau:

 , (12)

với , ,  − các thành phần của vector .

Các góc định hướng của drone trong không gian (góc Euler) sẽ được tính theo các phương trình sau:

 (13)

Phương trình cuối trong hệ (13) sẽ không giải được nếu góc pitch  tiến gần đến 90 độ. Vì thế, để đảm bảo sự liên tục trong tính toán mô phỏng, thay vì trực tiếp giải các phương trình vi phân (13) để tìm ra 3 góc Euler, chúng ta sẽ sử dụng quaternion quay:

 , (14)

với  − vector quaternion, đặc trưng cho sự quay của body frame đối với earth frame; , , − vector đơn vị trong không gian; , , ,  − các thành phần của vector .

Chuyển động quay của drone quanh tâm của nó có thể được mô tả bởi phương trình vi phân đối với quaternion:

 , (15)

với ,  − phép nhân quaternion.

Phương trình (15) có thể được viết lại dưới dạng sau:

 (16)

Sau khi tích phân phương trình (16), các góc Euler sẽ được tính theo các công thức sau:

 (17)

Mối liên hệ giữa ma trận chuyển đổi và quaternion:

 (18)

Như vậy chuyển động của drone trong không gian sẽ được mô tả bởi hệ thống các phương trình vi phân:

 (19)

và các phương trình đại số sau:

 (20)

1. **Hệ thống điều khiển cho drone**

Hình 3 trình bày sơ đồ tối giản cho nguyên lý hoạt động hệ thống điều khiển chuyển động của drone. Các động cơ cùng với cánh quạt của drone dưới sự điều khiển của hệ thống điều khiển (control system) sẽ sinh ra các lực và moment tác động lên chuyển động của drone. Quỹ đạo bay hiện tại **x** của drone sẽ được đo lường bởi hệ thống đo lường (measurement system) để cho ra các đánh giá (estimation value). Estimation của quỹ đạo bay theo thời gian thực  sẽ được gửi đến hệ thống điều khiển nhằm tạo ra tín hiệu điều khiển cần thiết cho các động cơ. Hệ thống điều khiển drone sẽ làm việc theo nguyên lý sửa sai (correction) dựa trên các thông tin phản hồi (feedback) bằng cách so sánh đánh giá  với giá trị yêu cầu/mong muốn (desired value)  của trạng thái bay.

Thông thường, dựa trên mô hình toán học của máy bay, chương trình điều khiển (control program)  sẽ được tính toán trước cho từng chương trình bay cụ thể. Trong quá trình bay, do tác động không mong muốn (và không dự đoán được) của môi trường, cũng như sai số của các hệ thống đo lường, định vị, sai số trong việc đánh giá các thông số về khối lượng, moment quán tính, cũng như các đặc tính điện/ động học của động cơ và khung, thân drone, chương trình điều khiển sẽ không đảm bảo chuyển động của drone theo quỹ đạo mong muốn. Chính vì thế, hệ thống điều khiển cần phải liên tục điều chỉnh  sao cho sai lệch  giữa trạng thái hiện tại của drone và giá trị mong muốn của nó là nhỏ nhất. Như vậy, công thức chung cho tín hiệu đầu ra của control system sẽ là:

, (21)

với  − tín hiệu chỉnh sửa, phụ thuộc vào đánh giá về độ sai lệch của quỹ đạo bay hiện tại của drone so với quỹ đạo bay yêu cầu.



Hình 3. Sơ đồ nguyên lý làm việc của hệ thống điều khiển cho drone

Các nghiên cứu trong lĩnh vực điều khiển drone cho thấy, các bộ điều khiển PID (PID refulator) đáp ứng khá tốt yêu cầu về độ ổn định cũng như chất lượng điều khiển, đồng thời lại đơn giản và dễ thực hiện trên các vi mạch onboard. Vì thế, trong nghiên cứu này chúng ta sẽ dùng các bộ PID để điều khiển 4 kênh chuyển động của drone: altitude (độ cao, chuyển động lên xuống), pitch, roll và yaw.

Tín hiệu điều khiển (đầu ra) của PID regulator phụ thuộc vào độ chênh lệch giữa giá trị thực tế của biến điều khiển (controlled parameter) và giá trị mong muốn (desired value):

, (21)

với  − tín hiệu đầu ra của PID regulator; , ,  − các tham số của PID regulator, tương ứng với phần tỷ lệ (P), tích phân (I) và vi phân (D);  − sai lệch giữa trạng trái hiện thời của biến điều khiển x và giá trị mong muốn xd của nó ( chính là sai số điều khiển ở thời điểm hiện tại).

Bộ tham số , ,  của mỗi PID regulator phải được tính toán dựa trên những tiêu chuẩn về chất lượng được đặt ra cho quá trình điều khiển. Đó là độ ổn định, thời gian phản ứng, thời gian ổn định, các dự trữ ổn định về phase và amplitude v.v... Để xác định các tham số trên người ta sử dụng các phương pháp tổng hợp (synthesis method) khác nhau, từ những phương pháp cổ điển trên miền tần số, đến các phương pháp hiện đại dựa trên tối ưu hóa và trí tuệ nhân tạo.

Ở đây chúng ta sẽ sử dụng phương pháp tối ưu hóa để tìm bộ tham số cho những bộ điều khiển PID cho drone.

**2.1. Tuyến tính hóa các phương trình chuyển động của drone**

Ở phương trình (21),  được gọi là tham số trạng thái - cotrolled parameter, còn  là tham số điều khiển – controlling parameter. Để tìm kiếm bộ tham số , ,  trong (21), bước đầu tiên phải là xây dựng mối liên hệ phụ thuộc của tham số trạng thái vào tham số điều khiển. Trong lý thuyết điều khiển, mối liên hệ đó thường được biểu diễn bằng hàm truyền (transfer function) có dạng sau:

, (22)

với s là toán tử Laplace.

Hàm truyền (22) cho chúng ta biết phản ứng của drone (thông qua sự thay đổi của ) đối với sự thay đổi về trạng thái của cơ quan điều khiển (thông qua tham số điều khiển ). Từ bức tranh đó chúng ta có thể tìm kiếm quy luật điều khiển sao cho phản ứng của drone là phù hợp nhất.

Từ mô hình toán học cho chuyển động của drone (xem hệ phương trình 19 và 20) chúng ta thấy rằng, các tham số trạng thái như độ cao , góc roll , góc pitch  hay góc yaw  phụ thuộc vào tốc độ quay của 4 động cơ. Suy ra chúng ta có thể sử dụng vận tốc góc của các động cơ như là những tín hiệu điều khiển. Và khi đó, tín hiệu đầu ra của hệ thống điều khiển sẽ tương ứng với giá trị cần thiết cho vận tốc góc của mỗi động cơ.

Trong trường hợp như vậy, mỗi kênh điều khiển sẽ có tương ứng 4 hàm truyền cho từng động cơ. Việc tổng hợp các bộ điều khiển cho từng kênh sử dụng 4 hàm truyền tương ứng là khá phức tạp. Chính vì vậy, để đơn giản hóa quá trình tổng hợp các bộ điều khiển (nhưng không làm mất đi chất lượng điều khiển), người ta sử dụng các tín hiệu điều khiển tổng quát hơn.

Nhìn vào sơ đồ bố trí động cơ ở hình 1 chúng ta thấy rằng, để thay đổi chuyển động tịnh tiến của trọng tâm drone chỉ cần thay đổi tổng lực nâng của 4 động cơ cùng cánh quạt của chúng. Tương tự, để xoay drone quanh trục roll, pitch và yaw chúng ta cần phải thay đổi moment theo trục tương ứng. Như vậy, bằng cách sử dụng các tín hiệu điều khiển sau:

 (23)

với:

+  − tín hiệu điều khiển kênh altitude, bằng giá trị yêu cầu của tổng lực nâng của toàn bộ 4 động cơ để đảm bảo chuyển động theo độ cao của drone,

+  − tín hiệu điều khiển kênh roll, bằng giá trị yêu cầu của moment xoay quanh trục xb để đảm bảo chuyển động theo góc roll của drone,

+  − tín hiệu điều khiển kênh yaw, bằng giá trị yêu cầu của moment xoay quanh trục yb để đảm bảo chuyển động theo góc yaw của drone,

+  − tín hiệu điều khiển kênh pitch, bằng giá trị yêu cầu của moment xoay quanh trục zb để đảm bảo chuyển động theo góc pitch của drone,

chúng ta sẽ có một hàm truyền cho mỗi kênh điều khiển, như vậy sẽ giúp cho bài toán tổng hợp các bộ tham số được giải quyết dễ dàng hơn.

Phương trình của các PID regulator cho drone sẽ có dạng sau:

, (24)

Trong trường hợp này, hoạt động của mỗi động cơ sẽ được điều khiển riêng biệt bởi một bộ điều khiển tốc độ quay (ESC - electronic speed controller). ESC được sử dụng để chuyển đổi tín hiệu điều khiển dạng xung PWM sang tín hiệu điện cần thiết để động cơ đạt được vận tốc góc cần thiết đảm bảo cho quá trình điều khiển chuyển động của drone. Tín hiệu điều khiển dạng xung PWM, đến lượt mình, được tính toán dựa trên các tín hiệu đầu ra của control system, tức là , ,  và  và thông số về lực và moment của các động cơ.

Như vậy, để tìm kiếm các bộ tham số PID cần phải xây dựng các hàm truyền sau:

 (25)

Các mô hình tuyến tính (24) được suy ra từ các hệ phương trình phi tuyến (19) và (20) thông qua các phân tích chuỗi Taylor đối với những điểm ổn định (steady state).

*2.1.1. Tuyến tính hóa các phương trình chuyển động của trọng tâm*

Từ các phương trình (3) cho lực và (8) cho moment chúng ta có:

 (26)

Phân tích chuỗi Taylor cho phương trình (9) và loại bỏ các phần tử bậc cao:

 (27)

trong đó:

, , ,

,.

Đại lượng  nhận được từ biến đổi Taylor phương trình cho ma trận chuyển đổi:











Cuối cùng chúng ta có:

 (28)

*2.1.2. Tuyến tính hóa các phương trình chuyển động xoay quanh trọng tâm*

Tương tự, mô hình tuyến tính của chuyển động xoay quanh trọng tâm có dạng sau:

 (25)

với , .

Từ đó suy ra:

 (26)

*2.1.3. Tuyến tính hóa các phương trình động học*

Phương trình cho biến đổi của góc Euler:

 (27)

 (28)

(29)

Biến đổi của vận tốc của drone trên hệ earth frame:

 (30)

Và biến đổi của tọa độ của drone:

,(31)

где ,,− элементы вектора ; ,,− элементы вектора ;,,− элементы вектора .

**2.2. Các mô hình tuyến tính trong không gian trạng thái (space-state)**

Mô hình tuyến tính của một hệ trong không gian trạng thái có dạng sau:

 , (32)

với **x –** vector trạng thái; **u –** vector điều khiển; **y –** vector đo lường đánh giá (estimated value); **A, B, C, D –** các ma trận.

Để xây dựng các hàm truyền (25) chúng ta sẽ phân chia chuyển động của drone thành hai dạng: chuyển động dọc (longitudinal motion) và chuyển động ngang (lateral motion).

*2.2.1. Chuyển động dọc (longitudinal motion)*

Trong mô hình chuyển động dọc của drone chúng ta chỉ quan tâm đến chuyển động của drone trong mặt phẳng đứng. Các tham số trạng thái tham gia vào chuyển động này sẽ bao gồm:

 (33)

Ở đây cần phải lưu ý một điều, rằng khi nói đến các mô hình tuyến tính, người ta chỉ quan tâm đến các biến thiên nhỏ của tham số trạng thái xung quanh giá trị ổn định (steady state) nào đó.

Do chỉ xem xét chuyển động của drone trong mặt phẳng đứng, tín hiệu điều khiển chỉ bao gồm điều khiển theo độ cao và góc pitch:

 (34)

Từ các phương trình đã được tuyến tính hóa ở phần trước, chúng ta có mô hình chuyển động dọc của drone sau:

 (35)

Các ma trận trong (32) cho loại chuyển động này sẽ bằng:



*2.2.1. Chuyển động ngang (lateral motion)*

Chuyển động ngang là chuyển động của drone trong mặt phẳng ngang, tương ứng với sự thay đổi của các tham số trạng thái sau:

 (36)

Tương tự, vector điều khiển chuyển động ngang sẽ gồm có các thành phần:

 (37)

Như vậy, các phương trình mô tả chuyển động ngang sẽ gồm:

 (38)

Ở dạng (32) mô hình chuyển động ngang sẽ có các ma trận sau:

 Từ các mô hình chuyển động dọc và ngang được trình bày ở dạng (32), bằng cách sử dụng các chương trình biến đổi trong MATLAB có thể dễ dàng tìm được 4 hàm truyền cho 4 kênh điều khiển (xem phụ lục).

**2.3. Vấn đề điều khiển theo tọa độ trong mặt phẳng ngang**

Trong quá trình thiết kế hành trình bay, drone thường được lên kế hoạch để bay theo tập hợp các điểm (waypoint) cho trước. Như vậy, việc điều chỉnh quỹ đạo bay sẽ đưa về điều chỉnh tọa độ của nó trong earth frame, tức là xg, yg, zg.

Như vậy, hệ thống điều khiển phải làm việc để hạn chế sự sai lệch giữa tọa độ của drone với tọa độ của đường bay định sẵn. Nói cách khác, các tín hiệu điều khiển phải đảm bảo các đại lượng sau:

,

luôn bị triệt tiêu theo thời gian.

Trong các phần trước chúng ta nói rằng, hệ thống điều khiển bay của drone hoạt động theo 4 kênh, lần lượt là altitude, roll, pitch và yaw. Trong số này, kênh altitude có thể dùng để điều chỉnh chuyển động của drone theo độ cao, tức . Ba kênh còn lại có thể dùng để điều chỉnh chuyển động của drone theo xg và zg. Trong số đó, khác với thiết bị bay dạng máy bay hay tên lửa, kênh điều khiển yaw có thể không cần sử dụng để điều chỉnh hướng bay của drone.

Trong thực tế, người ta sử dụng kênh roll và pitch để điều khiển quỹ đạo bay trong mặt phẳng ngang. Như đã thấy ở (24), tín hiệu đầu vào (controlled parameter) của kênh roll và pitch là các sai lệch về góc roll  và pitch :

, (39)

với  và  là những giá trị yêu cầu cho góc roll và góc pitch để quỹ đạo bay của drone thay đổi theo chương trình bày.

Như vậy, để điều chỉnh các sai lệch về tọa độ trong mặt phẳng ngang, tức là  và , chúng ta cần phải tìm các giá trị  và  tương ứng. Để làm điều đó, chúng ta sử dụng thêm 2 bộ điều khiển PID cho tọa độ:

 (40)

Với sự bổ sung của bộ điều khiển theo tọa độ, cấu trúc của thuật toán điều khiển sẽ như hình vẽ dưới đây.



Hình 4. Sơ đồ cấu tạo của thuật toán điều khiển

Trong hình 4, các tham số đi kèm với dấu mũ (^) là giá trị đo được bởi hệ thống đo lường và tính toán của drone. Các tham số đi kèm index “d” là giá trị mong muốn của chúng, vốn được lập trình từ trước theo chương trình bay. Block TRANSFORM sẽ bao gồm các thuật toán để convert những tín hiệu từ đầu ra của các bộ PID sang dạng xung cho các ESC (xem phần …).

Tương tự như các PID regulator khác, để có thể tìm ra các bộ tham số trong (40) chúng ta phải thiết lập mối liên hệ phụ thuộc của  vào góc pitch và  vào góc roll, tức là các hàm truyền sau:

 (41)



а) b)

Hình 4. Liên hệ giữa chuyển động theo phương xg với góc pitch và phương zg với góc roll

Hình 4 cho ta hình dung về mối liên hệ giữa các đại lượng trên. Để xây dựng các hàm truyền (41) hãy xem xét chuyển động riêng của drone theo từng hướng, xg và zg.

Ở hình 4a, drone thực hiện một chuyển động duy nhất, là theo hướng xg. Trong trường hợp này tổng lực nâng của 4 động cơ cân bằng với trọng lượng của drone. Phương trình chuyển động của trọng tâm drone có dạng sau:

 (42)

Từ đây chúng ta có được mối liên hệ giữa xg và góc pitch:

 (43)

Tượng tự, từ hình 4b ta có:

 (44)

**2.4. Thuật toán chuyển đổi từ đầu ra của PID sang duty cicle (PWM) cho ESC**

Theo sơ đồ hình 4, kết quả làm việc của các kênh điều khiển là các tín hiệu sau:

 (45)

Như đã viết ở phần 2, các tín hiệu điều khiển (45) tương ứng với tổng các lực nâng của 4 động cơ và 3 moment theo các trục roll, pitch và yaw cần có để điều chỉnh chuyển động của drone theo chương trình bay cho trước. Các tín hiệu này, một cách logic, cần phải được chuyển đổi thành các lực nâng cho từng động cơ, và từ đó dựa vào các đặc tính của động cơ (cùng với các cánh quạt) có thể tìm ra tìn hiêu xung PWM tương ứng.

Từ công thức (26) chúng ta có:

 (46)

Suy ra giá trị yêu cầu về lực nâng cho từng động cơ sẽ phụ thuộc vào các tín hiệu điều khiển như sau:

 (47)

Như vậy, dựa vào công thức (27) chúng ta có được giá trị yêu cầu cho mỗi động cơ về độ lớn của lực nâng. Vì lực nâng phụ thuộc vào bình phương vận tốc góc của động cơ, từ đó có thể suy ra được vận tốc góc cần đạt được cho mỗi động cơ.

Trong công trình này mỗi động cơ được điều khiển bởi một ESC riêng biệt. Để đảm bảo hoạt động của ESC, tín hiệu đầu vào dạng xung PWM phải được thiết lập cho nó. Trong trường hợp này, duty cicle của xung PWM được xác định phụ thuộc giá trị của lực nâng tìm được theo công thức (47) dựa trên phương pháp nội suy đường cong PWM-T cho mỗi động cơ.

Đường cong PWM-T mô tả sự phụ thuộc của lực nâng vào duty cicle của PWM và được xây dựng dựa trên kết quả thực nghiệm cho từng động cơ. Dựa vào đường cong này, giá trị PWMi cho động cơ thứ i sẽ được tính toán theo giá trị lực nâng Ti tìm được cho động cơ đó, như trình bày trong hình 5.



Hình 5. Nội suy giá trị PWM theo đường cong PWM-T

1. **Phương pháp tổng hợp các bộ tham số PID regulator**
2. **Các hệ thống đo lường và định vị**

**4.1. Hệ định vị quán tính dùng IMU**

**4.2. Barometer**

**4.3. Hệ định vị toàn cầu GNSS**

1. **Thuật toán tích hợp các hệ thống đo lường định vị**

**5.1. Tích hợp Gyroscopes và Accelerometers bằng bộ lọc Complementary và Kalman**

**5.2. Tích hợp IMU và Barometer bằng bộ lọc Kalman**

**5.3. Tích hợp IMU và GNSS bằng bộ lọc Kalman**

1. **Kết quả mô phỏng**
2. **Phụ lục**