

ĐẠI HỌC THÁI NGUYÊN
TRƯỜNG ĐẠI HỌC KỸ THUẬT CÔNG NGHIỆP

TẠ QUANG DUY

**THIẾT KẾ BỘ ĐIỀU KHIỂN THÍCH NGHI BẢM
QUỶ ĐẠO CHO HỆ THỐNG TWIN ROTOR MIMO
SYSTEM**

Chuyên ngành: Kỹ thuật điều khiển và Tự động hóa

LUẬN VĂN THẠC SỸ KỸ THUẬT

Thái Nguyên, năm 2014

LỜI NÓI ĐẦU

Ngày nay, khoa học kỹ thuật đạt rất nhiều tiến bộ trong lĩnh vực điều khiển tự động hóa. Các hệ thống điều khiển được áp dụng các quy luật điều khiển kinh điển, điều khiển hiện đại, điều khiển thông minh, điều khiển bằng trí tuệ nhân tạo. Kết quả thu được là hệ thống hoạt động với độ chính xác cao, tính ổn định bền vững, và thời gian đáp ứng nhanh. Trong điều khiển công nghiệp có nhiều bộ điều khiển như PID truyền thống, PID thích nghi, LFFC (Learning Feed –Forward control) và LQG (Linear Quadratic Gaussian)... Nhưng để giải quyết các vấn đề như điều khiển vị trí, điều khiển vận tốc, điều khiển mức... thì điều khiển LQG là một trong các lựa chọn tốt nhất.

Đề tài “**Thiết kế bộ điều khiển thích nghi bám quỹ đạo cho hệ thống Twin rotor mimo system**”, điều khiển chính xác vị trí của hai cánh quạt đuôi và cánh quạt chính để hệ thống bám theo quỹ đạo cho trước dùng thuật toán điều khiển thích nghi.

Luận văn tập trung nghiên cứu thuật toán dùng PID thích nghi để điều khiển hệ thống Twin rotor mimo system bám theo quỹ đạo cho trước và so sánh kết quả giữa bộ điều khiển PID thường và PID thích nghi.

Phương pháp nghiên cứu của đề tài như sau:

- Nghiên cứu lý thuyết và xây dựng mô hình toán của hệ TRMS, thiết kế bộ điều khiển.
- Kiểm chứng kết quả thiết kế thông qua mô phỏng bằng phần mềm Matlab Simulink và thực nghiệm trên mô hình thực

Luận văn bao gồm các phần chính như sau:

Chương 1: Giới thiệu mô hình máy bay trực thăng thông qua hệ thống twin rotors mimo system

Chương 2: Mô hình toán học của twin rotors mimo system

Chương 3: Thiết kế và mô phỏng bộ điều khiển pid thích nghi trực tiếp dựa trên cơ sở mô hình mẫu để điều khiển hệ trms

Chương 4: Thực nghiệm

Kết luận và kiến nghị

Học viên xin gửi lời cảm ơn chân thành đến các thầy cô giáo khoa Điện, khoa Điện tử Trường Đại học Kỹ thuật Công nghiệp Thái Nguyên, đặc biệt là Thầy giáo **TS. Nguyễn Duy Cương** cùng các cán bộ nhân viên trong trung tâm thí nghiệm – Trường Số hóa bởi Trung tâm Học liệu – Đại học Thái Nguyên <http://www.lrc-tnu.edu.vn/>

Đại học Kỹ thuật Công nghiệp Thái Nguyên đã tận tình hướng dẫn, giúp đỡ học viên trong suốt quá trình làm luận văn.

Do thời gian và năng lực bản thân còn hạn chế nên luận văn của tôi chắc chắn còn nhiều thiếu sót, rất mong được sự chỉ dạy và đóng góp ý kiến của các thầy cô và các bạn học viên để luận văn của tôi được hoàn thiện hơn.

Tôi xin chân thành cảm ơn !

Thái Nguyên, ngày 28 tháng 05 năm 2014

Học viên

Tạ Quang Duy

CHƯƠNG I:

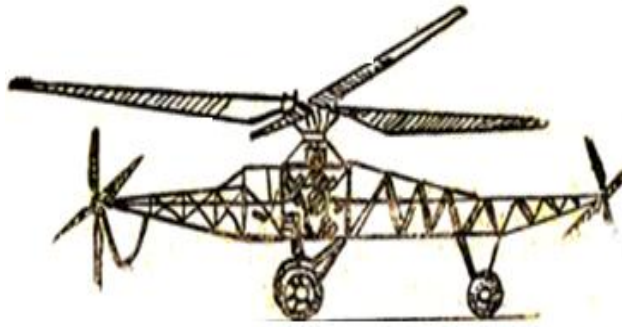
GIỚI THIỆU MÔ HÌNH MÁY BAY TRỰC THĂNG THÔNG QUA HỆ THỐNG TWIN ROTOS MIMO SYSTEM

1.1. Khái quát về lịch sử phát triển máy bay trực thăng

Ý tưởng đầu tiên về tạo ra khí cụ bay có cánh để quạt không khí sinh ra lực nâng vào năm 1475 là của Lêôna Đovanhxi. Nhưng do hạn chế về khả năng kĩ thuật và sự mâu thuẫn với các niềm tin tôn giáo, nên ý định đó đã bị mất đi, chôn vùi trong các tài liệu của kho lưu trữ. Về sau bản vẽ phác và thuyết minh của khí cụ bay đó đã được phát hiện trong thư viện Mi-Lăng (công bố năm 1754).

Năm 1754, Lomanôxốp một nhà khoa học người Nga đã lập luận khả năng tạo ra khí cụ bay nặng hơn không khí, dựng nên mô hình trực thăng có 2 cánh quạt đồng trục. Vào thế kỉ XIX, một số nhà khoa học Nga đã khởi thảo dự án về khí cụ bay có cánh quay. Năm 1869, kĩ sư điện Lôđughin đã nêu ra dự án trực thăng với động cơ điện. Năm 1870, nhà bác học Rucachép đã nghiên cứu cánh quạt không khí. Nhà bác học Tre-nốp khởi thảo sơ đồ trực thăng có các cánh quay bố trí dọc ngang và đồng trục. Cuối thế kỉ XIX, các nhà bác học Menlêđêép, Giucôpski, Traplughin đã chú ý nghiên cứu khí cụ bay dẫn tới thời kì các khí cụ bay nặng hơn không khí có cơ sở lý luận khoa học sâu sắc. Năm 1891, một học trò của Giucôpski là Iurép đã nêu ra 1 dự án có lý lẽ vững vàng về trực thăng 1 cánh quay với cánh quạt đuôi cùng những thiết bị điều khiển tự động nghiêng cánh quay.

Sau cánh mạng tháng 10, công nghiệp hàng không của Liên Xô bắt đầu phát triển, các công trình nghiên cứu về trực thăng liên tiếp được tiến hành. Năm 1925, tại trường đại học thủy khí, một nhóm dưới sự lãnh đạo của Iurep đã nghiên cứu hoàn thiện trực thăng. Kết quả là 1930 đã tạo được trực thăng Xôviết đầu tiên. Kĩ sư Treremukhin, người lãnh đạo, đồng thời là người thử nghiệm trực thăng (Hình 1.1) đã lập kỉ lục thế giới về độ cao trực thăng: 605 m.



Hình 1.1. Trực thăng của Treremukhin

Năm 1948, trực thăng Mi1 đã được thử nghiệm cho các số liệu kỹ thuật khá nên đã được sản xuất hàng loạt. Năm 1952, Mi4 cũng đã được chế tạo. Cũng vào năm ấy trực thăng 2 cánh quay K24 của Iacóplép đã được thực hiện (Hình 1.2). Năm 1958, trực thăng hạng nặng Mi6 đã được hoàn thiện với kỉ lục về tốc độ và trọng tải. Đến năm 1961, động cơ tuabin khí đã được lắp vào trực thăng và được thay thế hàng loạt vào vị trí mà trước đây động cơ pittông đảm nhiệm. Năm 1971, tại hội chợ Hàng Không và Vũ Trụ quốc tế lần thứ 29 ở Pari, trực thăng không lò 2 cánh quay Mi12 có thể nâng được trọng tải 40 tấn đã được giới thiệu.



Hình 1.2. Trực thăng K24 của Iacóplép

Khả năng bay lên thẳng đứng của trực thăng, dịch chuyển về các hướng bất kì làm cho Trực Thăng trở thành khí cụ bay rất cơ động, không phụ thuộc vào sân bay cũng như mở rộng thêm giới hạn sử dụng. Ngày nay, trực thăng càng được sử dụng rộng rãi, là phương tiện giao thông chính ở những nơi không thể sử dụng các phương tiện vận tải trên mặt đất, cũng như không có sân bay để đáp.

Mặc dù rất lạc quan về tương lai của trực thăng, nhưng nhìn về khía cạnh lịch sử chúng ta phải thấy rằng hệ khí động lực học của trực thăng rất phức tạp, đòi hỏi nền cơ khí chế tạo cao. Khác với trực thăng, lực nâng của máy bay không trực tiếp tạo ra từ

cánh quạt, mà thông qua hệ thống cánh nâng và thân vỏ. Do đó, có chất lượng khí động cao, lực nâng có thể lớn hơn lực đẩy cánh quạt vài lần (điều đó giải thích tại sao cùng 1 công suất động cơ, máy bay có trọng tải lớn hơn trực thăng vài lần). Nên bù lại trực thăng thường có độ kéo dài cánh rất lớn (dễ tạo dao động sóng dọc cánh, mỏi, gãy cánh), và việc chế tạo đòi hỏi sử dụng chất liệu có cơ tính đặc biệt, đòi hỏi chính xác cao. Đó là lý do giải thích việc ra đời muộn hơn 1/2 thế kỉ của trực thăng so với máy bay cánh cứng, gây trở ngại cho việc sản xuất trực thăng.

Máy bay trực thăng hay máy bay lên thẳng là một loại phương tiện bay có động cơ, hoạt động bay bằng cánh quạt, có thể cất cánh, hạ cánh thẳng đứng, có thể bay đứng trong không khí và thậm chí bay lùi. Trực thăng có rất nhiều công năng cả trong đời sống thường nhật, trong kinh tế quốc dân và trong quân sự.

Nếu so sánh với máy bay phản lực thì máy bay trực thăng có kết cấu, cấu tạo phức tạp hơn rất nhiều, khó điều khiển, hiệu suất khí động học thấp, tốn nhiều nhiên liệu, tốc độ và tầm bay xa kém hơn rất nhiều. Nhưng bù lại những nhược điểm đó, khả năng cơ động linh hoạt, khả năng cất cánh – hạ cánh thẳng đứng không cần sân bay và tính năng bay đứng của nó làm cho loại máy bay này là không thể thay thế được. Thực tế là máy bay trực thăng có thể đến bất cứ nơi nào chỉ cần bãi đáp có kích thước lớn gấp rưỡi đường kính cánh quạt là nó đều có thể hạ cánh và cất cánh được.



Hình 1.3. Máy bay trực thăng EC 225

Vì các đặc tính kỹ thuật đặc biệt mà các máy bay cánh cố định không thể có được như thế, máy bay trực thăng ngày càng phát triển, song hành cùng các loại máy bay cánh cố định thông thường và có ứng dụng ngày càng đa dạng: trong lĩnh vực giao thông vận tải nó cùng với các loại máy bay có cánh cố định lập thành ngành Hàng không dân dụng, trực thăng có vai trò rất lớn trong vận tải hàng không đường ngắn, trong các điều kiện không có đường băng, sân bay và để chở các loại hàng hoá công kênh, siêu trường, siêu trọng vượt quá kích thước khoang hàng bằng cách treo dưới thân. Trong đời sống thường nhật, trực thăng được sử dụng như máy bay cứu thương, cứu nạn, cảnh sát, kiểm soát giao thông, an ninh, thể thao, báo chí và rất nhiều các ứng dụng khác. Đặc biệt trong quân sự nó là một thành phần rất quan trọng của lực lượng không quân và quân đội nói chung: vừa là loại máy bay vận tải thuận tiện vừa là loại máy bay chiến đấu rất hiệu quả, nhất là trong các nhiệm vụ đổ bộ đường không, tấn công cơ động, tấn công mặt đất.

Về mặt phân loại, máy bay trực thăng là khí cụ bay nặng hơn không khí, bay được nhờ lực nâng khí động học được tạo bởi *cánh quạt nâng nằm ngang*. Cũng như đối với máy bay thông thường, lực nâng khí động học được tạo thành khi có chuyển động tương đối của cánh nâng đối với không khí, nhưng khác với máy bay thông thường là cánh nâng gắn cố định với thân máy bay, trực thăng có cánh nâng là loại cánh quạt quay ngang (cánh quạt này còn gọi là cánh quạt nâng) và khi cần chuyển hướng thì trực thăng có cánh quạt ở đuôi (cánh quạt này còn gọi là cánh quạt điều hướng). Với đặc điểm của cánh nâng như vậy, khi cánh quạt nâng quay vẫn bảo đảm được sự chuyển động tương đối của không khí đối với cánh nâng và tạo lực nâng khí động học trong khi bản thân máy bay không cần chuyển động. Vì vậy, máy bay trực thăng có thể bay đứng treo một chỗ và thậm chí bay lùi.

Nhiệm vụ của cánh quạt chính là tạo ra lực nâng để thắng trọng lực của máy bay để nâng nó bay trong không khí. Lực nâng được tạo ra nhờ sự tương tác với không khí. Trong quá trình quay cách quạt tác dụng vào không khí một lực và ngược lại không khí tác dụng lên cánh quạt một phản lực hướng lên trên. Do đó, khi không có không khí lực nâng này sẽ không còn, hay nói cách khác, không thể dùng máy bay trực thăng để bay ra khỏi tầng khí quyển dù công suất của động cơ có lớn đến đâu. Vì ngoài trái đất là chân không.



Hình 1.4. Máy bay lên, xuống nhờ cánh quạt chính

Cánh quạt đuôi hết sức quan trọng vì theo định luật bảo toàn mômen xung lượng khi cánh quạt chính quay theo chiều kim đồng hồ thì phần còn lại của máy bay sẽ có xu hướng quay theo chiều ngược lại.



Hình 1.5. Cánh quạt đuôi sẽ tạo ra một mô men cân bằng với mômen do cánh quạt chính gây lên

Ngoài ra nhờ việc thay đổi công suất của cánh quạt đuôi mà máy bay có thể chuyển hướng sang phải sang trái dễ dàng.

1.2. Cấu tạo hệ Twin Rotor MIMO System (TRMS)

TRMS là mô hình của một máy bay trực thăng nhưng được đơn giản hóa. TRMS được gắn với một trụ tháp và một đặc điểm rất quan trọng của nó là vị trí và vận tốc của máy bay trực thăng được điều khiển qua sự thay đổi vận tốc của rotor. Ở máy bay

trực thăng thực thì vận tốc roto hầu như không thay đổi và lực đẩy được thay đổi thông qua việc điều chỉnh các lá cánh rotor.

Tuy vậy, các đặc tính động học quan trọng nhất ở máy bay trực thăng được thể hiện trong mô hình TRMS. Giống như máy bay trực thăng thực, có một hệ thống liên kết chéo quan trọng giữa hai rotor. Nếu chúng ta kích hoạt rotor ở vị trí dọc, máy bay trực thăng sẽ nghiêng về phía mặt phẳng ngang.

Với hai đầu vào (điện áp cung cấp cho các rotor) và các đầu ra (các góc dọc và ngang, các vận tốc góc). Hệ thống TRMS là một hệ thống được thiết kế dưới dạng mô hình máy bay hai cánh quạt và được sử dụng trong phòng thí nghiệm và có rất nhiều luật điều khiển được áp dụng để điều khiển nó. Do tính phức tạp của quỹ đạo phi tuyến, sự ảnh hưởng của các khớp nối giữa các cánh quạt, sự thay đổi của khí động lực học tác dụng lên cánh quạt do vậy vấn đề nghiên cứu bộ điều khiển cho hệ thống TRMS là một thử thách, một vấn đề mới và phức tạp cho các đề tài nghiên cứu về nó.

Phần cơ khí của TRMS bao gồm hai rotor với một đối trọng cùng được đặt trên một cần. Toàn bộ các bộ phận này được gắn với trụ tháp, cho phép ta thí nghiệm điều khiển một cách an toàn.

Phần điện (đặt dưới trụ tháp) đóng một vai trò rất quan trọng trong việc điều khiển TRMS. Nó cho phép đo các tín hiệu và truyền đến máy tính PC, ứng dụng tín hiệu điều khiển thông qua card I/O. Các bộ phận cơ và điện kết hợp tạo thành một hệ thống điều khiển được thiết lập hoàn chỉnh.

Two Rotor MIMO System (TRMS), là bộ thiết bị được thiết kế để phục vụ cho các thí nghiệm điều khiển. Theo khía cạnh chính là hoạt động của nó giống như một máy bay. Từ quan điểm điều khiển thì nó là ví dụ điển hình cho hệ phi tuyến bậc cao với các sự ghép chéo đáng kể. TRMS bao gồm một dầm chót quay được đặt trên đế sao cho nó có thể quay tự do trong mặt phẳng đứng và mặt phẳng ngang. Ở cả hai đầu của dầm có rotor (rotor chính và rotor phụ) được truyền động bởi động cơ một chiều. Một cần đối trọng với một đối trọng gắn ở cuối được cố định với dầm ở chót quay.

Trạng thái của dầm được mô tả bởi bốn biến: góc đứng và góc bằng được đo bởi sensor vị trí được lắp ở chót, và hai vận tốc góc tương ứng. Thêm vào đó là hai biến trạng thái là vận tốc góc của các rotor, được đo các máy phát tốc tạo thành cặp với động cơ truyền động. Trong mô hình máy bay đơn giản thì sức động lực học được điều khiển bằng sự thay đổi góc tới. Ở bộ thiết bị thí nghiệm được xây dựng sao cho góc tới Số hóa bởi Trung tâm Học liệu – Đại học Thái Nguyên <http://www.lrc-tnu.edu.vn/>

là cố định. Do vậy sức động lực học được điều khiển bởi sự thay đổi tốc độ của các rotor. Bởi vậy, các đầu vào điều khiển là điện áp cấp cho động cơ một chiều. Thay đổi giá trị điện áp dẫn đến tốc độ góc của cánh quạt thay đổi, sự thay đổi này dẫn đến làm thay đổi vị trí tương ứng của dầm. Tuy nhiên, sự ghép chéo được quan sát giữa hoạt động của các rotor, mỗi rotor ảnh hưởng đến cả hai vị trí góc.

1.3. Các khó khăn khi thiết kế bộ điều khiển cho TRMS.

Thiết kế các bộ điều khiển thời gian thực thích ứng và phù hợp đòi hỏi mô hình toán học hệ thống có độ chính xác cao. Tuy nhiên với hệ thống như TRMS có tính phi tuyến bậc cao, tính bất định của mô hình, đặc biệt là hiện tượng xen kênh giữa các đầu vào và các đầu ra thì điều này là hết sức phức tạp khi muốn điều khiển TRMS di chuyển nhanh và chính xác đến các vị trí mong muốn [16].

1.3.1. Tính phi tuyến và hiện tượng xen kênh

Twin Rotor MIMO System (TRMS) là một hệ phi tuyến nhiều đầu vào nhiều đầu ra có hiện tượng xen kênh rõ rệt. Nó hoạt động giống như máy bay trực thăng nhưng góc tác động của các rotors được xác định và các sức động lực học được điều khiển bởi các tốc độ của các động cơ. Hiện tượng xen kênh được quan sát giữa sự hoạt động của các động cơ, mỗi động cơ đều ảnh hưởng đến cả hai vị trí góc ngang và dọc (yaw angle và pitch angle).

1.3.2. Bất định mô hình

Trong thực tế, các hệ thống điều khiển chuyển động luôn luôn hoạt động với bất định mô hình. Tính bất định là không có thông tin, có thể không được mô tả và đo lường. Tính bất định mô hình có thể bao gồm bất định tham số và các động học không mô hình. Như đã giải thích trong [8], bất định tham số có thể do tải biến đổi, các khối lượng và các quán tính ít biết đến, hoặc không rõ và các thông số ma sát biến đổi chậm theo thời gian, vv. Trong lý thuyết điều khiển, bất định mô hình được xem xét từ quan điểm của mô hình hệ thống vật lý. Các động học không mô hình và bất định tham số có ảnh hưởng tiêu cực đến hiệu suất bám và thậm chí có thể dẫn đến không ổn định. Nếu cấu trúc mô hình được giả định là đúng, nhưng hiểu biết chính xác về các thông số đối tượng không rõ, thì điều khiển thích nghi được áp dụng. Trong điều khiển thích nghi, một hoặc nhiều tham số điều khiển và / hoặc các tham số mô hình được điều chỉnh

Số hóa bởi Trung tâm Học liệu – Đại học Thái Nguyên <http://www.lrc-tnu.edu.vn/>