BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO BỘ QUỐC PHÒNG

**HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ**

**NGÔ VĂN TOÀN**

**TỔNG HỢP THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN HẠ CÁNH THEO CHƯƠNG TRÌNH CHO MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI**

**CỠ NHỎ**

**LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT**

**HÀ NỘI - 2021**

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO BỘ QUỐC PHÒNG

**HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ**

**NGÔ VĂN TOÀN**

**TỔNG HỢP THUẬT TOÁN ĐIỀU KHIỂN HẠ CÁNH THEO CHƯƠNG TRÌNH CHO MÁY BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI CỠ NHỎ**

Chuyên ngành: Kỹ thuật điều khiển và Tự động hóa

Mã số: **9.52.02.16**

**LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT**

NGƯỜI HƯỚNG DẪN KHOA HỌC:

**1. TS. Lê Thanh Phong**

**2. TS. Nguyễn Xuân Căn**

**HÀ NỘI – 2021**

1. LỜI CAM ĐOAN

Tôi xin cam đoan đây là công trình nghiên cứu của riêng tôi. Những nội dung, số liệu và kết quả đã trình bày trong Luận án là hoàn toàn trung thực và chưa có tác giả nào công bố trong bất cứ một công trình nào khác.

**TÁC GIẢ LUẬN ÁN**

**Ngô Văn Toàn**

1. LỜI CẢM ƠN

Tác giả xin bày tỏ lòng biết ơn chân thành đến tập thể cán bộ hướng dẫn, các thầy giáo:

***Đại tá, TS Nguyễn Xuân Căn***

***Đại tá, TS Lê Thanh Phong***

đã giúp đỡ và khuyến khích tôi trong suốt thời gian thực hiện Luận án.

Tác giả cũng xin chân thành cảm ơn các nhà khoa học, tập thể cán bộ Bộ môn Tên Lửa / Khoa Kỹ thuật điều khiển đã quan tâm đóng góp ý kiến giúp tôi hoàn thiện nội dung nghiên cứu.

Cuối cùng, tác giả xin cảm ơn gia đình, vợ con, bạn bè và đồng nghiệp đã luôn động viên, khuyến khích giúp tôi có thêm nghị lực để hoàn thành nội dung Luận án.

1. MỤC LỤC

[LỜI CAM ĐOAN i](#_Toc85356189)

[LỜI CẢM ƠN ii](#_Toc85356190)

[MỤC LỤC iii](#_Toc85356191)

[DANH MỤC CÁC CHỮ VIẾT TẮT VÀ KÝ HIỆU vi](#_Toc85356192)

[DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ, ĐỒ THỊ ix](#_Toc85356193)

[DANH MỤC CÁC BẢNG BIỂU xiv](#_Toc85356194)

[MỞ ĐẦU 1](#_Toc85356195)

[Chương 1 TỔNG QUAN VỀ ĐIỀU KHIỂN HẠ CÁNH UAV 5](#_Toc85356196)

[1.1. Khái quát chung về UAV và các hệ tọa độ sử dụng trong kỹ thuật điều khiển UAV 5](#_Toc85356197)

[1.1.1. Khái quát chung về UAV 5](#_Toc85356198)

[1.1.2. Các hệ tọa độ sử dụng trong kỹ thuật điều khiển UAV 8](#_Toc85356199)

[1.1.3. Mối quan hệ giữa các hệ tọa độ 11](#_Toc85356200)

[1.2. Đặc điểm quá trình hạ cánh và các hệ thống điều khiển hạ cánh UAV 15](#_Toc85356201)

[1.2.1. Đặc điểm quá trình hạ cánh 15](#_Toc85356202)

[1.2.2. Các loại hệ thống điều khiển hạ cánh UAV 18](#_Toc85356203)

[1.3. Gió và ảnh hưởng của nhiễu động gió đến quá trình hạ cánh của UAV 21](#_Toc85356204)

[1.4. Tình hình nghiên cứu trong nước và ngoài nước 24](#_Toc85356205)

[1.4.1. Tình hình nghiên cứu ngoài nước 25](#_Toc85356206)

[1.4.2. Tình hình nghiên cứu trong nước 28](#_Toc85356207)

[1.4.3. Hướng tiếp cận của Luận án 30](#_Toc85356208)

[1.5. Kết luận chương 1 34](#_Toc85356209)

[Chương 2 TỐI ƯU QUỸ ĐẠO HẠ CÁNH CHO UAV 35](#_Toc85356210)

[2.1. Cơ sở giải bài toán điều khiển tối ưu quỹ đạo hạ cánh 35](#_Toc85356211)

[2.1.1. Nguyên lý cực đại Pontryagin 35](#_Toc85356212)

[2.1.2. Các chỉ tiêu chất lượng 40](#_Toc85356213)

[2.1.3. Phương pháp giải bài toán biên. 43](#_Toc85356214)

[2.2. Ứng dụng thuật toán tối ưu giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh 47](#_Toc85356215)

[2.2.1. Thiết lập bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh UAV 47](#_Toc85356216)

[2.2.2. Giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV 51](#_Toc85356217)

[2.2.3. Đánh giá bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh 58](#_Toc85356218)

[2.3. Kết luận chương 2 65](#_Toc85356219)

[Chương 3 TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN KÊNH CHUYỂN ĐỘNG DỌC CHO UAV CỠ NHỎ TRONG ĐIỀU KIỆN CÓ GIÓ 67](#_Toc85356220)

[3.1. Mô hình động học chuyển động dọc của UAV 67](#_Toc85356221)

[3.1.1. Hệ phương trình chuyển động dọc độc lập của UAV 67](#_Toc85356222)

[3.1.2. Tuyến tính hoá hệ phương trình chuyển động dọc của UAV 73](#_Toc85356223)

[3.1.3. Xây dựng hàm truyền của UAV 81](#_Toc85356224)

[3.2. Thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh UAV 85](#_Toc85356225)

[3.2.1. Điều khiển tự động ổn định độ cao sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc 87](#_Toc85356226)

[3.2.2. Điều khiển tự động ổn định độ cao sử dụng tín hiệu quá tải đứng 91](#_Toc85356227)

[3.2.3. Điều khiển tự động ổn định độ cao kết hợp 93](#_Toc85356228)

[3.2.4. Xác định các tham số đầu vào trong luật điều khiển 94](#_Toc85356229)

[3.3. Thuật toán điều khiển bám tốc độ của UAV 95](#_Toc85356230)

[3.4. Kết luận chương 3 97](#_Toc85356231)

[Chương 4 MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ 98](#_Toc85356232)

[4.1. Đánh giá bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV khi thay đổi điều kiện biên 98](#_Toc85356233)

[4.1.1. Khi thay đổi điều kiện ban đầu 98](#_Toc85356234)

[4.1.2. Khi thay đổi điều kiện cuối 102](#_Toc85356235)

[4.2. Đánh giá vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV 107](#_Toc85356236)

[4.2.1. Dữ liệu đầu vào mô phỏng 107](#_Toc85356237)

[4.2.2. Lựa chọn các hệ số trong luật điều khiển 108](#_Toc85356238)

[4.2.3. Kết quả mô phỏng trường hợp không có gió 112](#_Toc85356239)

[4.2.4. Kết quả mô phỏng trường hợp có gió dọc 114](#_Toc85356240)

[4.2.5. Kết quả mô phỏng trường hợp có gió đứng 118](#_Toc85356241)

[4.3. Kết luận chương 4 121](#_Toc85356242)

[KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ 123](#_Toc85356243)

[DANH MỤC NHỮNG CÔNG TRÌNH ĐÃ CÔNG BỐ 126](#_Toc85356244)

[TÀI LIỆU THAM KHẢO 127](#_Toc85356245)

1. DANH MỤC CÁC CHỮ VIẾT TẮT VÀ KÝ HIỆU

**1. Chữ viết tắt:**

UAV máy bay không người lái

TBB thiết bị bay

HPTVP hệ phương trình vi phân

ГРМ đài chuẩn hướng hạ cánh

КРМ đài chuẩn tầm hạ cánh

2. **Ký hiệu:**

*Ooxoyozo* hệ tọa độ mặt đất

*Oxgygzg* hệ tọa độ mặt đất di động

*Ox1y1z1* hệ tọa độ liên kết

*Oxryrzr* hệ tọa độ tốc độ

*Oxkykzk* hệ tọa độ quỹ đạo

*ϑ* góc chúc ngóc

𝜓 góc hướng

*γ* góc nghiêng (cren, roll), góc giữa trục *Oz* và mặt phẳng nằm ngang *Oxgzg*

*θ* góc nghiêng quỹ đạo

α góc tấn (của véc tơ địa tốc )

αr góc tấn không tốc (của véc tơ không tốc )

tốc độ góc của thiết bị bay trong hệ tọa độ liên kết

 đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo , với 

 đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo cánh lái độ cao

 đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo tốc độ góc tấn

*Mx, My, Mz* mô men khí động trong hệ tọa độ liên kết

*Jx, Jy, Jz* mô men quán tính của UAV quanh tâm khối

*Yr* lực nâng trong hệ tọa độ tốc độ

*Xr* lực cản trong hệ tọa độ tốc độ

*ρ* khối lượng riêng không khí

*m* khối lượng của UAV

*Vr* không tốc (tốc độ tương đối của UAV so với không khí)

*Vk* địa tốc (tốc độ tuyệt đối của UAV so với mặt đất)

*Vhc* vận tốc hạ cánh của UAV (vận tốc tiếp đất)

*Vmt* vận tốc mục tiêu di động

*W* vận tốc gió

*Wx* vận tốc gió dọc

*Wy* vận tốc gió đứng

*ba* dây cung khí động trung bình

*S* ­ diện tích cánh hiệu dụng của UAV

*T* lực kéo động cơ

*δc* góc lệch cánh lái độ cao

*δh* góc lệch cánh lái hướng

*ny1* quá tải đứng theo hệ tọa độ liên kết

*nx1* quá tải dọc trục theo hệ tọa độ liên kết

*ny* quá tải đứng theo hệ tọa độ tốc độ (quá tải pháp tuyến vận tốc)

*nx* quá tải dọc theo hệ tọa độ tốc độ (quá tải tiếp tuyến vận tốc )

H Độ cao chuyến bay

*Hct* độ cao theo chương trình

*Ho* độ cao bay bằng (bắt đầu vào hạ cánh)

 góc chúc ngóc theo chương trình

 quá tải đứng theo chương trình

 hệ số cản dịu kênh dọc

*u(t)* tín hiệu điều khiển

các biến đồng trạng thái tương ứng các biến 

 thời điểm bắt đầu vào hạ cánh

 thời điểm kết thúc hạ cánh (UAV tiếp đất)

*J*  hàm mục tiêu

  hàm Hamilton 

**  hàm Lagrange

 hàm Terminant

s tham số liên tục

p hàm Laplace

*Lhc* quãng đường hạ cánh

*Lhđc* quãng đường hạ độ cao

*Lkb* quãng đường kéo bằng

*Lhđ* quãng đường hãm đà

*l* chiều dài đường băng

 khoảng cách từ đầu đường băng đến vị trí tiếp mong muốn

 trọng lực của UAV

g gia tốc trọng trường (g = 9,80665 m/s²);

Cx  hệ số lực cản chính diện

 hệ số lực nâng

*hdc* độ cao của động cơ so với trục dọc UAV

1. DANH MỤC CÁC HÌNH VẼ, ĐỒ THỊ

[Hình 1.1. Một phương án ứng dụng của tổ hợp UAV 5](#_Toc59173248)

[Hình 1.2. Hệ tọa độ mặt đất và hệ tọa độ chuẩn 10](#_Toc59173249)

[Hình 1.3. Hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ tốc độ 11](#_Toc59173250)

[Hình 1.4. Hệ tọa độ quỹ đạo và hệ tọa độ chuẩn 12](#_Toc59173251)

[Hình 1.5. Mối liên hệ giữa hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ chuẩn 13](#_Toc59173252)

[Hình 1.6. Sơ đồ hạ cánh hãm đà 18](#_Toc59173253)

[Hình 1.7. Sơ đồ khối vòng điều khiển kín của UAV 20](#_Toc59173254)

[Hình 1.8. Các đài chuẩn hướng và tầm hạ cánh 21](#_Toc59173255)

[Hình 1.9. Ảnh hưởng của gió đứng đến UAV trong mặt phẳng thẳng đứng 25](#_Toc59173256)

[Hình 1.10. Ảnh hưởng của gió dọc đến UAV trong mặt phẳng thẳng đứng 25](#_Toc59173257)

[Hình 1.11. Trạng thái của UAV khi vào hạ cánh 33](#_Toc59173258)

[Hình 2.1. Lưu đồ thuật toán phương pháp giải liên tục theo tham số 57](#_Toc59173259)

[Hình 2.2. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 59](#_Toc59173260)

[Hình 2.3. Vận tốc của UAV 59](#_Toc59173261)

[Hình 2.4. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 59](#_Toc59173262)

[Hình 2.5. Quá tải tiếp tuyến vận tốc 59](#_Toc59173263)

[Hình 2.6. Quá tải pháp tuyến vận tốc 59](#_Toc59173264)

[Hình 2.7. Giá trị hàm Hamilton 59](#_Toc59173265)

[Hình 2.8. Góc tấn của UAV 59](#_Toc59173266)

[Hình 2.9. Góc chúc ngóc của UAV 59](#_Toc59173267)

[Hình 2.10. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 61](#_Toc59173268)

[Hình 2.11. Vận tốc của UAV 61](#_Toc59173269)

[Hình 2.12. Góc nghiêng quỹ đạo UAV 61](#_Toc59173270)

[Hình 2.13. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 61](#_Toc59173271)

[Hình 2.14. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 61](#_Toc59173272)

[Hình 2.15. Góc tấn của UAV 61](#_Toc59173273)

[Hình 2.16. Góc chúc ngóc của UAV 61](#_Toc59173274)

[Hình 2.17. Sự phụ thuốc góc tấn UAV thời điểm tiếp đất vào  61](#_Toc59173275)

[Hình 2.18. Sự phụ thuộc vào  63](#_Toc59173276)

[Hình 2.19. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 63](#_Toc59173277)

[Hình 2.20. Vận tốc của UAV 63](#_Toc59173278)

[Hình 2.21. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 63](#_Toc59173279)

[Hình 2.22. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 63](#_Toc59173280)

[Hình 2.23. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 64](#_Toc59173281)

[Hình 2.24. Giá trị hàm Hamilton 64](#_Toc59173282)

[Hình 2.25. Góc tấn của UAV 64](#_Toc59173283)

[Hình 2.26. Góc chúc ngóc của UAV 64](#_Toc59173284)

[Hình 3.1. Các lực tác dụng lên UAV trong chuyển động dọc khi không có gió 69](#_Toc59173285)

[Hình 3.2. Các lực tác dụng lên UAV trong chuyển động dọc khi có gió 73](#_Toc59173286)

[Hình 3.3. Phân bố nghiệm của hệ phương trình chuyển động dọc trên mặt phẳng phức 79](file:///I:\BVCS%20A-Z\Word%20va%20Powerpoint\Di%20in\Ban%20chuan%20hien%20tai.docx#_Toc59173287)

[Hình 3.4. Đặc tính quá độ theo góc tấn và theo tốc độ 80](file:///I:\BVCS%20A-Z\Word%20va%20Powerpoint\Di%20in\Ban%20chuan%20hien%20tai.docx#_Toc59173288)

[Hình 3.5. Các loại độ cao bay 86](file:///I:\BVCS%20A-Z\Word%20va%20Powerpoint\Di%20in\Ban%20chuan%20hien%20tai.docx#_Toc59173289)

[Hình 3.6. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc 88](#_Toc59173290)

[Hình 3.7. Góc tấn sinh ra do gió 88](#_Toc59173291)

[Hình 3.8. Sự thay đổi độ cao khi bay vào vùng có gió thẳng đứng không đổi 90](#_Toc59173292)

[Hình 3.9. Đặc tính quá độ ổn định độ cao 90](#_Toc59173293)

[Hình 3.10. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao sử dụng tín hiệu quá tải đứng 93](#_Toc59173294)

[Hình 3.11. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao kết hợp 94](#_Toc59173295)

[Hình 3.12. Vòng điều khiển kín của kênh điều khiển theo tốc độ 95](#_Toc59173296)

[Hình 4.1. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 99](#_Toc59173297)

[Hình 4.2. Vận tốc của UAV 99](#_Toc59173298)

[Hình 4.3. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 99](#_Toc59173299)

[Hình 4.4. Giá trị hàm Hamilton 99](#_Toc59173300)

[Hình 4.5. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 99](#_Toc59173301)

[Hình 4.6. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 99](#_Toc59173302)

[Hình 4.7. Góc tấn của UAV 99](#_Toc59173303)

[Hình 4.8. Góc chúc ngóc của UAV 99](#_Toc59173304)

[Hình 4.9. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 100](#_Toc59173305)

[Hình 4.10. Vận tốc của UAV 100](#_Toc59173306)

[Hình 4.11. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 100](#_Toc59173307)

[Hình 4.12. Giá trị hàm Hamilton 100](#_Toc59173308)

[Hình 4.13. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 100](#_Toc59173309)

[Hình 4.14. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 100](#_Toc59173310)

[Hình 4.15. Góc tấn của UAV 101](#_Toc59173311)

[Hình 4.16. Góc chúc ngóc của UAV 101](#_Toc59173312)

[Hình 4.17. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 101](#_Toc59173313)

[Hình 4.18. Vận tốc của UAV 101](#_Toc59173314)

[Hình 4.19. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 101](#_Toc59173315)

[Hình 4.20. Giá trị hàm Hamilton 101](#_Toc59173316)

[Hình 4.21. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 102](#_Toc59173317)

[Hình 4.22. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 102](#_Toc59173318)

[Hình 4.23. Góc tấn của UAV 102](#_Toc59173319)

[Hình 4.24. Góc chúc ngóc của UAV 102](#_Toc59173320)

[Hình 4.25. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 103](#_Toc59173321)

[Hình 4.26. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 103](#_Toc59173322)

[Hình 4.27. Vận tốc của UAV 103](#_Toc59173323)

[Hình 4.28. Giá trị hàm Hamilton 103](#_Toc59173324)

[Hình 4.29. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 103](#_Toc59173325)

[Hình 4.30. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 103](#_Toc59173326)

[Hình 4.31. Góc tấn của UAV 104](#_Toc59173327)

[Hình 4.32. Góc chúc ngóc của UAV 104](#_Toc59173328)

[Hình 4.33. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 104](#_Toc59173329)

[Hình 4.34. Vận tốc của UAV 104](#_Toc59173330)

[Hình 4.35. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 104](#_Toc59173331)

[Hình 4.36. Giá trị hàm Hamilton 104](#_Toc59173332)

[Hình 4.37. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 105](#_Toc59173333)

[Hình 4.38. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 105](#_Toc59173334)

[Hình 4.39. Góc tấn của UAV 105](#_Toc59173335)

[Hình 4.40. Góc chúc ngóc của UAV 105](#_Toc59173336)

[Hình 4.41. Quỹ đạo của UAV với  khác nhau. 106](#_Toc59173337)

[Hình 4.42. Vận tốc của UAV 106](#_Toc59173338)

[Hình 4.43. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV 106](#_Toc59173339)

[Hình 4.44. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV 106](#_Toc59173340)

[Hình 4.45. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV 106](#_Toc59173341)

[Hình 4.46. Góc chúc ngóc của UAV 106](#_Toc59173342)

[Hình 4.47. Sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc hạ cánh theo chương trình của UAV 109](#_Toc59173343)

[Hình 4.48. Sơ đồ mô phỏng khối điều khiển góc chúc góc của UAV 110](#_Toc59173344)

[Hình 4.49. Thư viện công cụ của Simulink và công cụ tối ưu hóa 111](#_Toc59173345)

[Hình 4.50. Bảng "Lookup Tables" trong Simulink 111](#_Toc59173346)

[Hình 4.51. Các hệ số  112](#_Toc59173347)

[Hình 4.52. Sự thay đổi cự ly của UAV theo thời gian 112](#_Toc59173348)

[Hình 4.53**.** Quỹ đạo hạ cánh của UAV 112](#_Toc59173349)

[Hình 4.54**.** Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian 112](#_Toc59173350)

[Hình 4.55. Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian 112](#_Toc59173351)

[Hình 4.56. Sự thay đổi góc lệch cánh lái độ cao của UAV 112](#_Toc59173352)

[Hình 4.57. Sự thay đổi quá tải đứng của UAV theo thời gian 113](#_Toc59173353)

[Hình 4.58. Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian 113](#_Toc59173354)

[Hình 4.59. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 114](#_Toc59173355)

[Hình 4.60. Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian 114](#_Toc59173356)

[Hình 4.61. Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian 114](#_Toc59173357)

[Hình 4.62. Sự thay đổi vận tốc thẳng đứng của UAV theo thời gian 114](#_Toc59173358)

[Hình 4.63. Sự thay đổi quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV theo thời gian 115](#_Toc59173359)

[Hình 4.64. Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian 115](#_Toc59173360)

[Hình 4.65. Quỹ đạo hạ cánh của UAV 118](#_Toc59173361)

[Hình 4.66. Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian 118](#_Toc59173362)

[Hình 4.67. Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian 118](#_Toc59173363)

[Hình 4.68. Sự thay đổi vận tốc thẳng đứng của UAV theo thời gian 118](#_Toc59173364)

[Hình 4.69. Sự thay đổi quá tải đứng của UAV theo thời gian 119](#_Toc59173365)

[Hình 4.70. Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian 119](#_Toc59173366)

1. DANH MỤC CÁC BẢNG BIỂU

[Bảng 3.1. Các hệ số mô hình toán chuyển động dọc của UAV 77](#_Toc58015766)

[Bảng 4.1. Các tham số của UAV ở thời điểm cuối khi có gió dọc thực hiện theo luật điều khiển 116](#_Toc58015767)

[Bảng 4.2. Các tham số của UAV ở thời điểm cuối khi có gió dọc thực hiện theo luật điều khiển 117](#_Toc58015768)

[Bảng 4.3. Các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất khi có gió đứng thực hiện theo luật điều khiển 119](#_Toc58015769)

[Bảng 4.4. Các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất khi có gió đứng thực hiện theo luật điều khiển 120](#_Toc58015770)

2. MỞ ĐẦU

**1. Tính cấp thiết của đề tài**

Ngày nay, máy bay không người lái (UAV- Unmanned Aerial Vehicle) được sử dụng khá rộng rãi trong lĩnh vực quân sự cũng như trong các lĩnh vực khác của đời sống xã hội. Không chỉ các nước có tiềm lực kinh tế, khoa học - công nghệ như Mỹ, Nga, Đức, Pháp, Israel... mà ngay cả các nước đang phát triển như Trung Quốc, Ấn Độ, Iran, Malaixia... cũng quan tâm, đầu tư nghiên cứu và liên tiếp công bố các mẫu UAV thế hệ mới.

Với Việt Nam, là một nước có biên giới trên biển, trên đất liền dài hàng chục ngàn km, 2/3 diện tích là vùng rừng núi, diện tích lãnh hải và vùng đặc quyền kinh tế trên biển khá rộng (trên 1 triệu km2) và thường xuyên bị tranh chấp về chủ quyền. Việc sử dụng UAV để kiểm soát vùng biển, vùng rừng núi và biên giới của Tổ quốc cũng như trong các lĩnh vực khác luôn có vai trò quan trọng và đem lại lợi ích cao. Trong những năm gần đây, việc nghiên cứu, chế tạo UAV ở nước ta đã và đang được nhiều đơn vị đầu tư thực hiện. Tuy nhiên, các công trình nghiên cứu về UAV ở Việt Nam chỉ mới dừng lại ở phạm vi nghiên cứu riêng rẽ từng thành phần của UAV cũng như từng phần tử của hệ thống điều khiển UAV trên cơ sở sử dụng các phần tử điều khiển có sẵn và phụ thuộc nhiều vào công nghệ nước ngoài. Việc nghiên cứu, chế tạo UAV và xây dựng hệ thống tự động điều khiển chưa thực sự hoàn chỉnh. Trong điều kiện hiện tại, nghiên cứu xây dựng từng phần tử của hệ thống điều khiển có chất lượng cao hơn là một hướng đi phù hợp, mang tính độc lập cao, cho phép từng bước hoàn thiện toàn bộ hệ thống điều khiển.

Đối với UAV, hệ thống tự động điều khiển cất hạ cánh luôn giữ một vị trí đặc biệt quan trọng. Giai đoạn cất hạ cánh của các thiết bị bay nói chung, của UAV nói riêng là giai đoạn phức tạp và chịu tác động của nhiều yếu tố, đặc biệt là khi hạ cánh xuống các tàu sân bay, các sân bay dã chiến hoặc khi phải hạ cánh bắt buộc xuống bãi ngoài. Các sự cố và tai nạn xảy ra trong giai đoạn này thường chiếm tỷ lệ cao. Vì vậy, nghiên cứu, xây dựng hệ thống điều khiển hạ cánh cho UAV có khả năng làm việc ổn định và chính xác cao được đặt ra. Xuất pháp từ đòi hỏi thực tiễn đó, nghiên cứu sinh lựa chọn đề tài ***“******Tổng hợp thuật toán điều khiển hạ cánh theo chương trình cho máy bay không người lái cỡ nhỏ”*** cho Luận án tiến sỹ của mình. Đây là một đề tài khoa học mang tính cấp thiết và có ý nghĩa thực tiễn cao.

**2. Mục đích nghiên cứu**

Đề xuất phương pháp xây dựng quỹ đạo hạ cánh của UAV trên cơ sở ứng dụng lý thuyết điều khiển hiện đại nhằm góp phần hoàn thiện cơ sở lý thuyết và áp dụng trong thực tiễn để nâng cao tính an toàn đối với quá trình hạ cánh của UAV. Đồng thời tổng hợp bộ điều khiển bám quỹ hạ cánh đối với UAV cụ thể trong điều kiện có nhiễu động gió.

**3. Đối tượng và phạm vi nghiên cứu**

***- Đối tượng nghiên cứu:*** Hệ thống điều khiển hạ cánh của UAV cỡ nhỏ, có cánh cố định. Luận án không xem xét loại UAV có nhiều cánh quạt (Multirotor, quadrotor...).

***- Phạm vi nghiên cứu:*** Đề tài nghiên cứu thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV cỡ nhỏ. Trong đó, tập trung xem xét chuyển động của UAV trong kênh chuyển động dọc.

**4. Phương pháp nghiên cứu**

Trên cơ sở phương pháp luận duy vật biện chứng, Nghiên cứu sinh sử dụng tổng hợp các phương pháp: Lý thuyết, toán học; mô hình hóa toán học hệ thống, mô phỏng bằng phần mềm Matlab 2015.

***- Về lý thuyết:*** Luận án vận dụng các lý thuyết sau:

+ Lý thuyết động lực học bay;

+ Lý thuyết điều khiển tự động;

+ Lý thuyết điều khiển tối ưu;

+ Lý thuyết về mô hình hóa toán học các quá trình.

***- Phương pháp thực nghiệm:***

Mô hình hóa toán học hệ thống điều khiển hạ cánh của UAV, khảo sát, mô phỏng bằng phần mềm Matlab để kiểm chứng hiệu quả của thuật toán đã tổng hợp.

**5. Ý nghĩa khoa học, thực tiễn và những đóng góp mới của Luận án**

***- Ý nghĩa khoa học:***

Luận án đã đề xuất được phương pháp tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV trên cơ sở sử dụng nguyên lý cực đại Pontryagin. Trọng tâm là việc sử dụng phương pháp liên tục giải theo tham số để giải quyết bài toán biên nhằm tìm ra quỹ đạo hạ cánh tối ưu của UAV. Thuật toán bám quỹ đạo đề xuất đảm bảo UAV hạ cánh an toàn khi có gió trong phạm vi nhất định.

***- Ý nghĩa thực tiễn:*** Kết quả nghiên cứu của Luận án có thể vận dụng vào thực tiễn thiết kế, chế tạo hệ thống điều khiển hạ cánh của UAV cũng như vận dụng trong quá trình điều khiển hạ cánh của UAV trong các trường hợp cụ thể (hạ cánh khẩn cấp, hạ cánh xuống đường băng ngắn, hạ cánh xuống mục tiêu di động) nhằm nâng cao khả năng bảo đảm an toàn bay cho UAV.

***- Những đóng góp mới:***

+ Đã tổng hợp được thuật toán tìm quỹ đạo tối ưu hạ cánh UAV;

+ Đã tổng hợp được bộ điều khiển bám quỹ đạo hạ cánh cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có gió.

**5. Bố cục của Luận án**

Luận án gồm 156 trang in khổ A4; trình bày trong 4 chương với: 129 hình vẽ và đồ thị minh họa; 07 bảng biểu; 63 đầu tài liệu tham khảo trên ba ngôn ngữ: tiếng Việt, tiếng Anh và tiếng Nga. Ngoài phần mở đầu, kết luận, các tài liệu tham khảo và các phụ lục, Luận án được cấu trúc thành 4 chương:

**Chương 1.** **Tổng quan về điều khiển hạ cánh UAV**

Trong chương này, Luận án trình bày khái quát về UAV; các hệ tọa độ dùng trong điều khiển và dẫn đường hàng không; đặc điểm quá trình hạ cánh của máy bay nói chung và UAV nói riêng; các phương pháp điều khiển hạ cánh của UAV; gió và ảnh hưởng của gió đến quá trình hạ cánh của UAV; tình hình nghiên cứu về UAV của các nước trên thế giới và ở Việt Nam. Từ đó, đặt ra các bài toán cần giải quyết.

**Chương 2.** **Tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV**

Trong chương này, Luận án tập trung nghiên cứu các phương pháp giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV. Trong đó, đề xuất phương pháp hạn chế quá tải đứng để hạn chế góc tấn của UAV khi hạ cánh.

**Chương 3.** **Tổng hợp bộ điều khiển kênh chuyển động dọc cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có gió**

Trong chương này, Luận án tập trung trình bày mô hình động học chuyển động dọc của UAV; xây dựng hàm truyền chuyển động dọc của UAV. Đồng thời, phân tích các luật điều khiển để thực hiện điều khiển UAV bám theo quỹ đạo hạ cánh; đánh giá được ảnh hưởng của gió đến mạch vòng bám theo quỹ đạo hạ cánh. Từ đó, đưa ra giải pháp để hạn chế ảnh hưởng của gió đến quá trình hạ cánh của UAV.

**Chương 4.** **Mô phỏng và đánh giá kết quả**

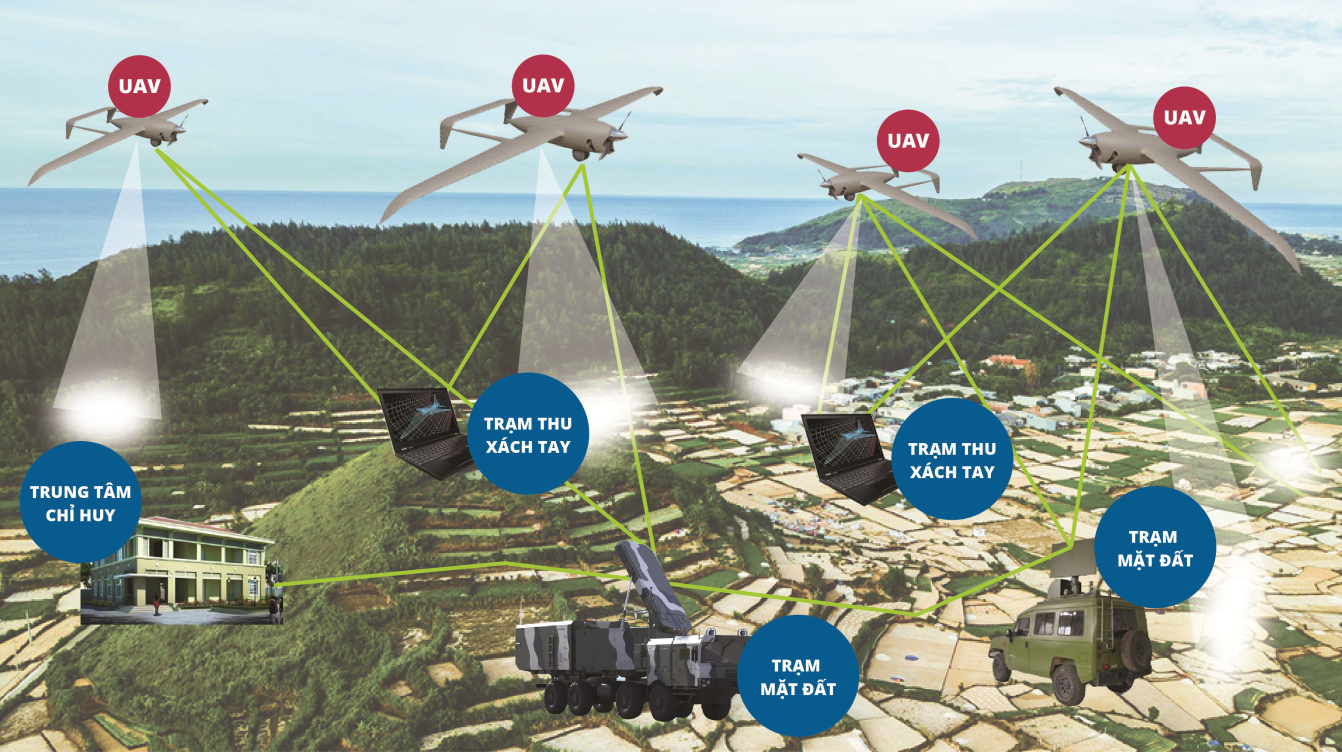
Trong chương này, Luận án tiến hành mô phỏng chương trình tối ưu quỹ đạo cánh của UAV bằng phần mềm Matlab. Đồng thời, tiến hành thử nghiệm bằng phương pháp số trên máy tính thông qua phần mềm Matlab- Simulink đối với một lớp UAV cụ thể. Trong đó: tập trung xây dựng vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV; mô phỏng vòng điều khiển kín bám theo góc chúc ngóc, quá tải đứng và bám theo tốc độ để kiểm chứng tính đúng đắn và hiệu quả của thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh.

# TỔNG QUAN VỀ ĐIỀU KHIỂN HẠ CÁNH UAV

Khái quát chung về UAV và các hệ tọa độ sử dụng trong kỹ thuật điều khiển UAV

### Khái quát chung về UAV

UAV là khí cụ bay có điều khiển, có động cơ, bay trong khí quyển nhờ cánh nâng nhưng không có người trực tiếp ngồi trên UAV để điều khiển. UAV có thể được điều khiển tự động nhờ các thiết bị có trên UAV và các thiết bị bổ trợ bên ngoài.



Hình 1.1. Một phương án ứng dụng của tổ hợp UAV

UAV thường ứng dụng dưới dạng một hệ thống hoặc tổ hợp. Một tổ hợp UAV thường bao gồm: Một số UAV, một trạm điều khiển mặt đất (Hình 1.1). Ngoài trạm điều khiển mặt đất, còn có thể bao gồm một số trạm thu xách tay để thu thông tin từ UAV truyền về.

So với máy bay có người lái, UAV có những ưu điểm sau:

- Chi phí thấp cho nghiên cứu phát triển, chế tạo, vận hành, bảo đảm kỹ thuật;

- Không cần phi công điều khiển trực tiếp, do đó giảm thiểu thương vong, chi phí đào tạo, có thể bay liên tục trong nhiều giờ và trong các trường hợp khẩn cấp. Không bị hạn chế bởi các yếu tố tâm sinh lý của phi công;

- UAV dễ dàng thay đổi đường bay, do đó khó bị đánh chặn, đồng thời có thể hoạt động ở các địa hình phức tạp;

- Với kích thước nhỏ, khó bị phát hiện, UAV có khả năng hoàn thành nhiệm vụ nguy hiển trong môi trường độc hại mà máy bay có ngưởi lái không thể thực hiện được. Đặc biệt trong quân sự, UAV có thể xâm nhập vào không phận đối phương để trinh sát và theo dõi đối phương, thậm chí có thể trực tiếp tấn công các mục tiêu khi cần thiết.

Do có nhiều ưu điểm nổi bật như trên, cùng với sự tiến bộ nhanh chóng của khoa học và công nghệ, trong những năm gần đây, trên thế giới đang diễn ra sự phát triển bùng nổ về UAV. Cho đến nay, UAV rất đa dạng về chủng loại (xét cả về góc độ trọng lượng cất cánh, thời gian, độ cao và vận tốc bay).

UAV có thể được điều khiển trực tiếp, gián tiếp hoặc theo chương trình.

Phương pháp điều khiển trực tiếp thường được áp dụng đối với UAV hoạt động trong phạm vi hẹp. Khi đó, người điều khiển có thể điều khiển từ xa hoạt động của UAV bằng bàn phím điều khiển chuyên dụng.

Phương pháp điều khiển gián tiếp thường được áp dụng đối với UAV hoạt động trong phạm vi rộng. Khi đó, người điều khiển thực hiện ra lệnh điều khiển từ máy tính đưa đến các trạm điều khiển. Tín hiệu từ các trạm điều khiển đưa đến UAV để điều khiển theo mong muốn. Việc truyền thông tin giữa UAV và các trạm điều khiển được thực hiện qua kênh vô tuyến.

Điều khiển theo chương trình có thể áp dụng cho cả quá trình hoặc từng giai đoạn hoạt động của UAV. Khi đó các chương trình điều khiển ở trên bộ nhớ của UAV được đưa ra và UAV sẽ thực hiện bay theo các chương trình cài đặt sẵn theo mục đích sử dụng.

Về hệ thống cất cánh, UAV có thể cất cánh bằng phương pháp chạy đà trên đường băng; cất cánh thẳng đứng hoặc thông qua các thiết bị phóng. Về hệ thống hạ cánh, UAV có thể hạ cánh xuống đường băng, hạ cánh thẳng đứng hoặc có thể dùng thiết bị thu hồi bằng dù hoặc lưới.

Trong tương lai gần, UAV có thể được sử dụng rộng rãi cho đa dạng khách hàng trong và ngoài quân đội. Ví như Bộ đội biên phòng (tuần tra biên giới trên bộ và trên biển), Quân chủng Hải quân (tuần thám biển, phát hiện và chỉ thị mục tiêu), Binh chủng Pháo binh (phục vụ hiệu chỉnh bắn), các quân khu, quân đoàn (phục vụ trinh sát chiến dịch và chiến thuật), Cảnh sát biển (giám sát thực thi pháp luật trên biển), Hải quan, Công an (chống buôn lậu, chống tội phạm, giám sát giao thông trên bộ), Ủy ban Quốc gia tìm kiếm-cứu nạn (nhất là tìm kiếm trên biển hoặc ở những vùng hiểm trở), Ủy ban phòng chống lụt bão Trung ương (quan sát trực tiếp các vùng bị thiên tai, đánh giá thiệt hại để có kế hoạch kịp thời trợ giúp), Bộ Nông nghiệp và Phát triển Nông thôn (phục vụ lực lượng kiểm lâm, phòng chống phá rừng, cháy rừng, kiểm tra các rừng cà phê, rừng cao su ...), Bộ Tài nguyên và Môi trường (điều tra, quy hoạch sử dụng đất, kiểm tra khách quan thực trạng sử dụng đất, tìm kiếm tài nguyên trên đất liền và trên biển), Bộ Giao thông Vận tải (trợ giúp lập dự án làm cầu đường, nhất là ở vùng núi)...

Với định hướng phát triển công nghiệp UAV ở Việt Nam như vậy, việc phân loại UAV thường dựa trên tiêu chí về trọng lượng cất cánh. Theo đó, sẽ có các loại UAV sau: UAV mini; UAV cỡ nhỏ; UAV cỡ trung bình và UAV cỡ lớn.

UAV mini, khối lượng cất cánh khoảng dưới 10kg, điều khiển bằng vô tuyến trong tầm nhìn bằng mắt thường, thường dùng trong các câu lạc bộ hàng không và làm mục tiêu bay tốc độ nhỏ. Cũng có thể dùng cho nhiệm vụ trinh sát chiến thuật (cự ly gần, thời gian ngắn).

UAV cỡ nhỏ, khối lượng cất cánh từ 10kg đến khoảng 100kg, điều khiển bằng vô tuyến kết hợp với bay tự động theo chương trình, ngoài tầm nhìn bằng mắt thường, có thời gian hoạt động liên tục trên không khoảng 5-10giờ, thường dùng để giám sát từ xa.

UAV cỡ trung bình (như Shadow, Hermes), khối lượng cất cánh khoảng vài trăm kg, có thể mang được nhiều tải có ích, điều khiển bằng vô tuyến kết hợp với bay tự động theo chương trình, ngoài tầm nhìn bằng mắt thường, có thời gian hoạt động liên tục trên không khoảng trên dưới 10 giờ, thường dùng để giám sát từ xa, có thể trang bị vũ khí tấn công loại nhẹ.

UAV cỡ lớn (như Predator và Global Hawk), khối lượng cất cánh khoảng vài tấn đến trên 10tấn, thường có tải có ích lớn, thời gian bay rất lâu, trần bay cao, có đường truyền qua vệ tinh, có thể trang bị vũ khí tấn công.

Trong phạm vi nghiên cứu của mình, Luận án sẽ tập trung nghiên cứu UAV cỡ nhỏ sử dụng cho nhu cầu giám sát trên không từ xa.

### Các hệ tọa độ sử dụng trong kỹ thuật điều khiển UAV

Trong kỹ thuật hàng không nói chung và trong điều khiển UAV nói riêng, người ta thường sử dụng các hệ tọa độ sau [[4](#_ENREF_4), [5](#_ENREF_5)], [[7](#_ENREF_7)]:

#### Hệ tọa độ mặt đất



Hình 1.2. Hệ tọa độ mặt đất và hệ tọa độ chuẩn

Hệ tọa độ mặt đất (hay hệ tọa độ cố định) ký hiệu là O0x0y0z0 (Hình 1.2). Hệ tọa độ mặt đất có:

- Gốc tọa độ O0 nằm ở một điểm cố định trên mặt đất (thường lấy trùng với điểm cất hoặc hạ cánh của UAV);

- Trục O­0x0 nằm trong mặt phẳng nằm ngang theo hướng tự chọn (thường lấy hướng theo hướng Đông);

- Trục O0y0 vuông góc với mặt phẳng ngang và hướng lên trên;

- Trục O0z0 tạo với O0x0 và O0y0 1 tam diện thuận

Hệ tọa độ mặt đất di động

Hệ tọa độ mặt đất di động (hệ tọa độ chuẩn) ký hiệu là  (Hình 1.2), là hệ tọa độ có:

- Gốc tọa độ O đặt tại tâm khối UAV;

- Các trục  lần lượt song song với các trục O0x0, O0y0, O0z0 của hệ tọa độ mặt đất.

Đặc điểm của hệ tọa độ chuẩn là khi UAV chuyển động thì gốc O của hệ tọa độ chuẩn  vẫn đứng yên tương đối so với UAV, do vậy việc phân tích chuyển động của UAV theo hệ tọa độ chuẩn sẽ thuận tiện hơn so với hệ tọa độ mặt đất.

#### Hệ tọa độ liên kết

Hệ tọa độ liên kết (Hình 1.3) ký hiệu là Ox1y1z1, là hệ tọa độ luôn gắn liền với UAV. Hệ tọa độ liên kết có:

- Gốc tọa độ O đặt tại tâm khối UAV;

- Trục Ox1 trùng với trục dọc của UAV (hướng từ đuôi đến đầu UAV);

- Trục Oy1 vuông góc với Ox1 và nằm trong mặt phẳng đối xứng của UAV (hướng từ bụng lên lưng UAV);

- Trục Oz1 tạo với trục Ox1 và Oy1 1 tam diện thuận (hướng theo chiều cánh phải của UAV).

#### Hệ tọa độ tốc độ



Hình 1.3. Hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ tốc độ

Hệ tọa độ tốc độ (Hình 1.3) ký hiệu là Oxryrzr, là hệ tọa độ di động có:

- Gốc tọa độ O đặt tại tâm khối UAV;

- Trục Oxr trùng với véc tơ tốc độ đối không (tốc độ của UAV so với không khí);

- Trục Oyr vuông góc với Oxr và nằm trong mặt phẳng đối xứng của UAV;

- Trục Ozr tạo với trục Oxr và Oyr 1 tam diện thuận.

Ngoài ra, trong kỹ thuật điều khiển UAV, người ta còn sử dụng hệ tọa độ quỹ đạo (Hình 1.4). Hệ tọa độ quỹ đạo ký hiệu là Oxkykzk, là hệ tọa độ có:

- Gốc tọa độ O đặt tại tâm khối UAV;

- Trục Oxk trùng với véc tơ địa tốc  (tốc độ của UAV so với mặt đất);

- Mặt phẳng Oxkyk vuông góc với mặt phẳng nằm ngang cục bộ;

- Trục Ozk vuông góc với mặt phẳng Oxkyk và tạo thành tam diện thuận.



Hình 1.4. Hệ tọa độ quỹ đạo và hệ tọa độ chuẩn

### Mối quan hệ giữa các hệ tọa độ

#### Mối quan hệ giữa hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ chuẩn

Liên hệ giữa hệ tọa độ liên kết Ox1y1z1 và hệ tọa độ chuẩn  cho phép ta xác định được góc chúc ngóc, góc nghiêng và góc lệch hướng UAV. Trong đó:

- Góc chúc ngóc ký hiệu là ϑ, là góc giữa trục dọc UAV Ox1 và hình chiếu của nó lên mặt phẳng nằm ngang ;

- Góc nghiêng ký hiệu là γ, là góc giữa trục Oz1 và hình chiếu của nó lên mặt phẳng nằm ngang ;

- Góc lệch hướng ký hiệu là ψ, là góc giữa hình chiếu của trục dọc UAV lên mặt phẳng nằm ngang  và hướng cho trước (thường chọn là ).



Hình 1.5. Mối liên hệ giữa hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ chuẩn

Trên (Hình 1.5) biểu diễn các véc tơ tốc độ góc  được xác định như sau:

- Khi quay xung quanh trục  1 góc ϑ (quay ngược chiều kim đồng hồ) thì trục → Ox1 mà  ta xác định được ;

- Khi quay xung quanh Ox1 1 góc γ (quay ngược chiều kim đồng hồ) thì trục → Oz1 mà  ta xác định được ;

- Khi quay xung quanh trục  1 góc ψ (quay ngược chiều kim đồng hồ) thì trục →  mà  ta xác định được .

Chiếu các véc tơ tốc độ góc  lên các trục Ox1, Oy1, Oz1 của hệ tọa độ liên kết ta được các thành phần tốc độ góc ωx, ωy, ωz với:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: ωx, ωy, ωz - tốc độ góc làm UAV quay quanh trục Ox1, Oy1, Oz1 của hệ tọa độ liên kết.

Ta nhận thấy hệ phương trình biểu diễn sự phụ thuộc của tốc độ góc ωx, ωy, ωz vào các góc ϑ, γ, ψ và tốc độ góc . Để biểu diễn sự phụ thuộc của tốc độ góc  vào các góc ϑ, γ, ψ và tốc độ góc ωx, ωy, ωz ta biến đổi hệ phương trình như sau:

Từ hệ phương trình , nhân phương trình thứ 2 với sinγ và phương trình thứ 3 với cosγ rồi cộng lại ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Thay vào phương trình thứ 2 của hệ ta được:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Thay vào phương trình thứ 1 của hệ ta được:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Từ các phương trình (1.2), (1.3) và (1.4) ta có hệ mới là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Xét trong trường hợp các góc ϑ, γ, ψ nhỏ thì sin ≈ 0, cos ≈ 1, lúc đó hệ phương trình trở thành:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Khi đó có thể coi:

- Tốc độ góc chúc ngóc  là tốc độ ωz làm UAV quay quanh trục Oz1;

- Tốc độ góc nghiêng  là tốc độ ωx làm UAV quay quanh trục Ox1;

- Tốc độ góc lệch hướng  là tốc độ ωy làm UAV quay quanh trục Oy1.

Ma trận chuyển từ hệ tọa độ chuẩn () sang hệ tọa độ liên kết (Ox1y1z1):



#### Mối quan hệ giữa hệ tọa độ tốc độ và hệ tọa độ liên kết

Liên hệ giữa hệ tọa độ tốc độ Oxryrzr và hệ tọa độ liên kết Ox1y1z1 cho ta xác định được góc tấn và góc trượt (Hình 1.3). Trong đó:

- Góc tấn không tốc ký hiệu là , là góc giữa hình chiếu của véc tơ tốc độ đối không lên mặt phẳng đối xứng của UAV (Ox1y1) và trục dọc Ox1 của UAV, vậy α=∠x'Ox1;

- Góc trượt không tốc ký hiệu là , là góc giữa hình chiếu véc tơ tốc độ đối không  (trùng với Oxr) xuống mặt phẳng nằm ngang Oxgzg với mặt phẳng đối xứng của UAV (Ox1y1).

- Góc tấn α, góc giữa trục dọc Ox1 của TBB với hình chiếu của véc tơ địa tốc xuống mặt đối xứng Ox1y1 của TBB;

- Góc trượt β, góc giữa hình chiếu véc tơ địa tốc xuống mặt phẳng nằm ngang Oxgzg với mặt phẳng Ox1y1 của hệ tọa độ liên kết;

Ma trận chuyển từ hệ tọa độ (Oxryrzr) sang hệ tọa độ liên kết (Ox1y1z1):



#### Mối quan hệ giữa hệ tọa độ quỹ đạo và hệ tọa độ chuẩn

Liên hệ giữa hệ tọa độ quỹ đạo Oxkykzk so với hệ tọa độ chuẩn  cho phép ta xác định góc nghiêng quỹ đạo và góc hướng quỹ đạo (Hình 1.4).

- Góc nghiêng quỹ đạo ký hiệu là θ, là góc giữa véc tơ địa tốc  (trục Oxk) và hình chiếu của nó lên mặt phẳng nằm ngang , vậy θ=∠

- Góc hướng quỹ đạo ký hiệu là , là góc giữa hình chiếu của véc tơ địa tốc lên mặt phẳng nằm ngang  và hướng cho trước (thường là trục của hệ tọa độ chuẩn ), vậy  =∠.

Hệ tọa độ quỹ đạo thường sử dụng để giải các bài toán liên quan đến chuyển động tịnh tiến của tâm khối UAV theo các trục của hệ tọa độ chuẩn

Trên Hình 1.4 biểu diễn các véc tơ tốc độ góc được xác định như sau:

Khi quay quanh trục Ozk 1 góc θ (quay ngược chiều kim đồng hồ) thì trục → Oxk mà θ=∠ ta xác định được ;

Khi quay quanh trục  1 góc  (quay ngược chiều kim đồng hồ) thì trục →  mà  =∠ ta xác định được .

Từ Hình 1.4 chiếu thành phần véc tơ địa tốc  lên các trục của hệ tọa độ chuẩn ta có hệ phương trình sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Ma trận chuyển từ hệ tọa độ chuẩn () sang hệ tọa độ quỹ đạo (Oxkykzk)



Đặc điểm quá trình hạ cánh và các hệ thống điều khiển hạ cánh UAV

### Đặc điểm quá trình hạ cánh

Hạ cánh là giai đoạn chuyển động chậm dần của UAV từ độ cao quy định tới khi dừng hẳn trên đường băng. Giai đoạn hạ cánh của thiết bị bay nói chung, của UAV nói riêng là giai đoạn phức tạp, chịu tác động của nhiều yếu tố. Khi UAV hạ cánh trên đường băng, còn phải chuyển động về bãi đỗ nên khi UAV đạt tốc độ lăn (khoảng 5km/h) được coi là kết thúc quá trình hạ cánh [[3](#_ENREF_3)], [[15](#_ENREF_15)].

Căn cứ vào phương pháp hạ độ cao, phương pháp tiếp đất, độ dài quãng đường hãm đà, người ta chia hạ cánh thành các dạng: Hạ cánh hãm đà; hạ cánh rút ngắn; hạ cánh thẳng đứng. Hạ cánh hãm đà là hạ cánh có quãng đường hãm đà từ vài trăm mét trở lên. Thông thường, hạ cánh hãm đà gồm 4 giai đoạn: Hạ độ cao, kéo bằng, giữ bằng, tiếp đất và hãm đà. Trên một số thiết bị bay, có thể liên kết hai giai đoạn kéo bằng và giữ bằng vào làm một.

*Hạ độ cao*

*Kéo bằng*

*Giữ bằng*

*Tiếp đất, hãm đà*

*Lhđ*

*Lhđc*

*Hhc*

*Lkb*

*Lgb*

*Lhc*

*V=Vtđ*

*V=0*

Hình 1.6. Sơ đồ hạ cánh hãm đà

- Giai đoạn hạ độ cao: Là giai đoạn chuyển động thẳng của UAV với độ cao giảm dần (hay góc nghiêng quỹ đạo *θ <0*). Để đảm bảo cho giai đoạn kéo bằng và giữ bằng thực hiện tốt cũng như phù hợp với khả năng hấp thụ và tiêu tán năng lượng của hệ thống giảm chấn càng máy bay khi tiếp đất, yêu cầu tốc độ thẳng đứng Vy phải không vượt quá giá trị quy định (thông thường *Vy ≤ 8 m/s*). Tốc độ bay có thể giảm dần hoặc không đổi tùy thuộc và loại UAV và phương pháp hạ cánh. Chế độ làm việc của động cơ lúc này còn phụ thuộc vào hình dạng và phối trí khí động của từng loại UAV cụ thể. Thông thường lúc này động cơ làm việc ở chế độ ga nhỏ nên lực kéo không đáng kể coi như bằng không. Lúc này chế độ bay trở về chế độ bay là.

- Giai đoạn kéo bằng: Là giai đoạn được bắt đầu sau khi kết thúc hạ độ cao (khi *H= 7 ÷ 15m*). Khi này cần phải tăng góc tấn để uốn cong quỹ đạo bay đi lên. Giai đoạn này cần thiết để giảm tốc độ xuống thẳng và chuyển UAV sang chế độ gần như bay bằng (giữ bằng) ở độ cao *H= 0,5 ÷ 1m*.

Để triệt tiêu dần tốc độ xuống thẳng, cần phải tăng góc tấn của UAV làm cho lực nâng *Y* lớn hơn thành phần *Gcosθ* điều khiển UAV uốn dần quỹ đạo bay cong lên. Trước hoặc trong khi kéo bằng cần giảm lực kéo động cơ về chế độ vòng quay nhỏ. Khi kéo bằng, việc điều khiển hạ cánh cần phải ước lượng khoảng cách từ UAV và đường bằng để điều khiển góc tấn phù hợp với quá trình tiếp đất.

Trong giai đoạn này, càng và cánh tà đều thả nên lực cản của UAV rất lớn, thắng cả thành phần trọng lực *Gsinθ* và lực kéo động cơ T (đã được giảm) do đó tốc độ khi kéo bằng sẽ giảm.

- Giai đoạn giữ bằng: Giai đoạn này tư thế của UAV giống như bay bằng, nhưng thực chất là độ cao bay từ từ giảm xuống. Thông thường khi kéo bằng, góc tấn của UAV được tăng lên và sử dụng chế độ ga nhỏ để giảm lực kéo (lực kéo gần như bằng 0). Dưới tác dụng của lực cản, gia tốc chuyển động là âm nên tốc độ bay giảm dần làm cho lực nâng giảm xuống, như vậy muốn giữ lực nâng thì phải luôn luôn tăng góc tấn. Giữ bằng là giai đoạn chuyển động của UAV từ độ cao *H= 0,5 ÷ 1m* tới khi tiếp đất. Quỹ đạo lúc này gần như bay bằng vì độ cao giảm dần với góc *θ* rất nhỏ *(θ< 10).*

- Giai đoạn tiếp đất và hãm đà: Là giai đoạn ngừng tăng góc tấn nhưng do tốc độ vẫn tiếp tục giảm nên lực nâng không đủ để cân bằng trọng lực UAV và UAV thực hiện tiếp đất.

Khi tiếp đất có thể xảy ra hiện tượng tiếp đất thô và nhảy cóc, nếu UAV không giữ được cân bằng dễ bị lật hoặc hướng sang hướng khác, rất nguy hiểm. Sau khi chạm đất, UAV bắt đầu giai đoạn hãm đà. Giai đoạn hãm đà được xác định từ khi UAV chạm 2 bánh chính xuống đường băng tới khi UAV dừng hẳn hoặc đạt tốc độ lăn (*Vlăn= 5km/h*). Khi hãm đà cần sử dụng các biện pháp giảm quãng đường hãm đà của UAV như dù giảm tốc, cản khí động, lực kéo âm...

### Các loại hệ thống điều khiển hạ cánh UAV

#### Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV theo chương trình

Sơ đồ vòng điều khiển kín của UAV được trình bày như Hình 1.7

Trong đó:

 - tọa độ của UAV trong hệ tọa độ mặt đất *Ooxoyozo*;

 - quá tải theo các trục hệ tọa độ liên kết*;*

 - tốc độ góc quay quanh trục hệ tọa độ liên kết;

 - tọa độ của UAV được đo bởi khối dẫn đường quán tính;

 - quá tải được đo bởi khối dẫn đường quán tính*;*

 - tốc độ góc quay quanh trục hệ tọa độ liên kết được đo bởi khối dẫn đường quán tính;

 - tín hiệu điều khiển cánh lái độ cao, cánh lái hướng, cánh liệng và tay ga;

 - góc lệch cánh lái độ cao, cánh lái hướng, cánh liệng, tay ga;

 - véc tơ tốc độ gió nhiễu động.



Hình 1.7. Sơ đồ khối vòng điều khiển kín của UAV

Khối đo quán tính (DĐQT) để đo và xử lý các tham số chuyển động của UAV, bao gồm: các tham số về vị trí (tọa độ tức thời UAV ); quá tải  và tư thế UAV (3 góc , các tốc độ góc ).

Khối máy tính trên khoang dùng để tiếp nhận, lưu trữ chương trình bay và xử lý các tín hiệu được đưa tới từ khối dẫn đường quán tính. Trên cơ sở đó, sẽ tổng hợp các thuật toán điều khiển UAV theo các kênh điều khiển khác nhau (kênh chuyển động dọc, kênh chuyển động cạnh và kênh tốc độ) để đưa ra tín hiệu điều khiển đến các cơ cấu chấp hành.

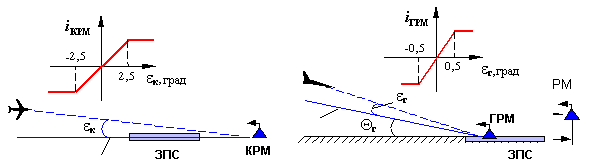
Cơ cấu chấp hành được hiểu là cụm thiết bị bao gồm động cơ, bộ giảm tốc, cơ cấu truyền và cánh lái (hoặc tay ga), có tác dụng tạo góc cánh lái (hoặc tay ga) cần thiết để điều khiển UAV theo các kênh điều khiển.

Như vậy, UAV được điều khiển bởi các chương trình định sẵn theo quỹ đạo, tốc độ. Khi đó, cần phải có các kênh điều khiển như sau: kênh điều khiển độ cao, kênh điều khiển hướng và kênh điều khiển tốc độ.

#### Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng vô tuyến

Ưu điểm của hệ thống này là có độ chính xác cao, bán kính hoạt động rộng, ít bị ảnh hưởng của điều kiện thời tiết.

Thành phần hệ thống: Gồm 2 đài phát vô tuyến để tạo mặt phẳng cân bằng sóng tầm và sóng hướng hạ cánh.



Mặt phẳng cân bằng sóng hướng

Mặt phẳng cân bằng sóng tầm

Hình 1.8. Các đài chuẩn hướng và tầm hạ cánh

Đài chuẩn hướng hạ cánh (KPM) và đài chuẩn tầm hạ cánh (ГPM): Phát ra 2 cánh sóng vô tuyến điều biên. Giao của hai búp sóng này là mặt phẳng cân bằng sóng (vùng cân bằng tín hiệu).

Các đài chuẩn phát ra 2 cánh sóng vô tuyến điều biên có tần số sóng mang f1, f2 tạo thành 2 trường vô tuyến có tần số Ω1=2Δf1 và Ω2=2Δf2. Giao của hai búp sóng này là mặt phẳng cân bằng sóng tầm và sóng hướng (vùng cân bằng tín hiệu). Khi UAV lệch khỏi vùng cân bằng sóng tầm (sóng hướng) thì xuất hiện các góc εΓ (εk)≠ 0. Góc mặt phẳng cân bằng sóng tầm là 2,5 ÷30, còn mặt phẳng cân bằng sóng hướng vuông góc với đường băng và trùng với trục đường băng.

Độ chính xác chuyển động của UAV trong vùng cân bằng tín hiệu của các đài chuẩn hạ cánh phải được theo dõi chặt chẽ và liên tục.

Quá trình chuyển động phải “êm”, không được dao động theo chu kỳ mà phải có dạng quán tính.

Tùy theo loại UAV cụ thể mà việc hạn chế góc, hạn chế vận tốc có giá trị khác nhau.

#### Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng quang học.

Hệ thống đảm bảo hạ cánh quang học cho phép UAV nhận được các thông tin bằng hình ảnh tương ứng là vị trí của UAV so với đường băng hạ cánh, đặc biệt ở các giai đoạn lấy thăng bằng và tiếp đất. Thành phần chính của hệ thống bao gồm các camera, các bộ biến đổi tín hiệu quang - điện, thiết bị xử lý tín hiệu, nhận dạng và hiển thị thông tin cùng với nhiều thiết bị hỗ trợ khác. Để đảm bảo độ chính xác, trên đường băng phải được trang bị hệ thống các đèn tín hiệu, hoặc các chỉ thị khác giúp cho hệ thống nhận dạng thông tin. Thông thường, camera sẽ quan sát theo hướng bên dưới phía trước UAV. Ở cấp độ cao hơn, hệ thống có thể được thiết kế với khối xử lý tín hiệu để nhận dạng các vị trí và cấp tín hiệu đến khối tính toán hiển thị thông tin hạ cánh chính xác cho UAV. Tính chính xác và độ tin cậy của thông tin nhận được bởi hệ thống này phục thuộc lớn vào điều kiên thời tiết (như sương mù, mưa tuyết…). Ngày nay, hệ thống điều khiển hạ cánh bằng quang học đang được sử dụng rộng rãi.

Gió và ảnh hưởng của nhiễu động gió đến quá trình hạ cánh của UAV

Gió là sự chuyển động tương đối của không khí so với mặt đất, khi gió có các tham số thay đổi theo không gian hoặc thời gian hoặc cả hai thì được gọi là nhiễu động gió. Gió có ảnh hưởng lớn đến chuyển động của UAV. Vì vậy ta cần tính đến sự ảnh hưởng của nó ngay từ khi thiết kế, tính độ bền của UAV cũng như tổng hợp hệ thống điều khiển hạ cánh cho UAV. Chuyển động của không khí so với mặt đất nói chung mang tính ngẫu nhiên. Tuy nhiên, đối với vùng khí quyển trong phạm vị hẹp và trong thời gian nhất định thì coi gió đều đặn và không đổi.

Véc tơ tốc độ gió trong trường hợp tổng quát có hướng và cường độ ngẫu nhiên trong không gian và thời gian:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Véc tơ tốc độ gió gồm ba thành phần: thành phần hướng theo hướng bay (gọi là gió dọc), thành phần vuông góc với hướng bay (gọi là gió ngang) và thành phần thổi từ dưới lên (gọi là gió đứng). Bản thân các thành phần này cũng phụ thuộc theo không gian và thời gian:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Véc tơ tốc độ gió đầy đủ  bao gồm thành phần không đổi và thành phần thay đổi .

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Chiếu véc tơ tốc độ gió lên các trục của hệ tọa độ mặt đất ta có:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Qua kết quả nghiên cứu thực nghiệm thấy rằng, thành phần tốc độ gió không đổi  thay đổi theo khoảng thời gian trong ngày, tốc độ gió ở độ cao nhỏ (100-200m) giảm mạnh khi độ cao giảm. Thành phần tốc độ gió không đổi ở độ cao thấp có thể sẽ được mô tả bởi hàm mũ [[38](#_ENREF_38)], [[48](#_ENREF_48)]:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó: *W0* – giá trị trung bình của thành phần tốc độ gió ở độ cao *yo*; *W01* – tốc độ gió ở độ cao *yo1*, chỉ số “1” thể hiện giá trị tốc độ và độ cao lựa chọn để xây dựng đường đặc tính; *n -* số mũ, phụ thuộc điều kiện khí quyển. Giá trị *n* nằm trong giới hạn 0.145 – 0.77 [[48](#_ENREF_48)]. Ở độ cao *yo1=10m* lấy giá trị gió trung bình *W01=3-4m/s*.

Thành phần thay đổi  là thành phần gió có tốc độ thay đổi và có quy mô nhỏ, thành phần này đặc trưng cho tính nhiễu động của gió. Trong phạm vi Luận án này tác giả chỉ xem xét thành phần gió không đổi.

Đặc điểm chuyển động của UAV khi có gió là tốc độ của nó so với mặt đất và so với khí quyển là khác nhau. Tốc độ của UAV so với mặt đất được gọi là địa tốc , còn tốc độ của nó so với khí quyển được gọi là không tốc . Gió ảnh hưởng đến không tốc, góc tấn không tốc, do đó ảnh hưởng đến lực khí động và mô men khí động. Khi có gió, tại một thời điểm xác định thành phần không tốc được tính như sau:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Khi đó, véc tơ không tốc  lệch so với véc tơ địa tốc  góc .

Cụ thể, khi xem xét chuyển động dọc của UAV, chúng ta quan tâm đến thành phần gió trong mặt phẳng thẳng đứng ().

- Trường hợp có gió đứng  thể hiện trên Hình 1.9.

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 1.9. Ảnh hưởng của gió đứng đến UAV trong mặt phẳng thẳng đứng | Hình 1.10. Ảnh hưởng của gió dọc đến UAV trong mặt phẳng thẳng đứng |

Độ lớn của véc tơ không tốc được tính như sau:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Véc tơ  bị lệch so với  một góc . Khi đó góc tấn không tốc của UAV thay đổi 1 lượng bằng góc  và được xác định như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| với |  |

Trong đó: dấu “+” tương ứng với UAV hạ cánh khi có gió đứng thổi từ dưới lên, dấu “-” tương ứng với UAV hạ cánh có gió đứng thổi từ trên xuống.

- Trường hợp có gió dọc  thể hiện trên Hình 1.10.

Độ lớn của véc tơ không tốc được tính như sau:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó: dấu “+” tương ứng với UAV hạ cánh ngược gió, dấu “-” tương ứng với UAV hạ cánh xuôi gió.

Véc tơ  bị lệch so với  một góc . Khi đó góc tấn không tốc của UAV thay đổi 1 lượng bằng góc  và được xác định như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| , với |  |

Do đối tượng được nghiên cứu trong luận án là UAV cỡ nhỏ, đặc điểm của các loại UAV cỡ nhỏ thường bay với tốc độ nhỏ và có tải trọng riêng trên một m2 cánh nhỏ nên phải bay với góc tấn khá lớn. Vì vậy, nhiễu động gió có ảnh hưởng lớn đến quá trình hạ cánh của UAV.

***Tóm lại,*** khi có nhiễu động gió tác động làm cho góc tấn không tốc, góc trượt không tốc của UAV thay đổi dẫn tới các lực khí động và mô men khí động thay đổi, điều này ảnh hưởng lớn đến quá trình điều khiển hạ cánh của UAV. Do góc tấn không tốc, góc trượt không tốc và quá tải phụ thuộc vào quy mô nhiễu động và biên độ nhiễu động gió, cho nên nếu tiếp tục duy trì quỹ đạo hạ cánh đã xác định của UAV thì có thể dẫn tới góc tấn không tốc, góc trượt không tốc và quá tải vượt quá giá trị cho phép. Khi góc tấn không tốc, góc trượt không tốc vượt quá giá trị cho phép làm UAV mất điều khiển, còn khi quá tải vượt quá giá trị cho phép theo dẫn tới UAV có thể bị phá hủy dẫn đến mất an toàn bay. Vì vậy, để đảm bảo hạ cánh UAV an toàn cần phải điều khiển theo quá tải hoặc điều khiển theo góc tấn không tốc, góc trượt không tốc để duy trì góc tấn không tốc, góc trượt không tốc và quá tải trong giới hạn cho phép.

Tình hình nghiên cứu trong nước và ngoài nước

Cho đến nay, vấn đề điều khiển tự động UAV nói chung và điều khiển hạ cánh UAV nói riêng đã được xem xét trong nhiều công trình ở các nước cũng như ở Việt Nam.

### Tình hình nghiên cứu ngoài nước

Trên thế giới, vấn đề điều khiển hạ cánh UAV đã được xem xét bởi nhiều phương pháp khác nhau. Tuy nhiên, do bí mật quân sự, bí mật công nghệ hoặc bí mật thương mại nên các công trình của nước ngoài đã công bố thường rất khiêm tốn về thông tin. Nghiên cứu một số tài liệu thấy rằng, các công trình nghiên cứu của các nước tập trung đề xuất việc ứng dụng các thuật toán khác nhau để giải quyết bài toán điều khiển máy bay nói chung và điều khiển UAV nói riêng. Cụ thể như:

Về sử dụng phương pháp ước lượng vị trí [[31](#_ENREF_31)]. Trong đó, Tác giả trình bày 1 hệ thống mà chỉ sử dụng quan sát để hạ cánh 1 UAV xuống đường băng. Trong đó sử dụng phương pháp ước lượng vị trí tương đối của đường băng dựa vào hình ảnh thu được và dữ liệu ảnh để tìm ra sai lệch vị trí. Sai lệch vị trí được sử dụng làm đầu vào cho vòng điều khiển phản hồi tuyến tính để duy trì đường bay chính xác.

Hạ cánh UAV xuống tàu sân bay [[24](#_ENREF_24)]. Trong đó, Tác giả đã giải quyết vấn đề hạ cánh UAV xuống tàu sân bay trong điều kiện có sóng biển. Trong đó mô hình toán học phi tuyến đầy đủ của UAV được đưa ra trong hệ tọa độ quán tính. Phương pháp dựa trên biến đổi Fourier sau đó được sử dụng để mô tả thực tế chuyển động của biển và động lực học của tàu. Cuối cùng, một thuật toán điều khiển hạ cánh được phát triển dựa trên động lực học của UAV so với tàu.

Sử dụng điều khiển mờ hạ cánh UAV [[17](#_ENREF_17)]. Trong đó, Tác giả trình bày ứng dụng điều khiển Fuzzy cho nhiệm vụ hạ cánh của UAV, sử dụng ước lượng vị trí 3D dựa vào theo dõi trực quan của các đối tượng 2 chiều mẫu. Điều khiển Fuzzy phân tích thông tin quan sát để đưa lệnh điều khiển độ cao cho UAV hạ cánh.

Trình bày giải pháp đơn giản thu hồi UAV giá thấp, sử dụng các cảm biến hàng không (đo cao siêu âm và GPS) [[17](#_ENREF_17)].

Sử dụng thuật toán xây dựng quỹ đạo mới cho UAV dưới các ràng buộc của hệ thống vị trí chính xác [[40](#_ENREF_40)]. Do giới hạn về cấu trúc của hệ thống, 1 UAV không thể xác định vị trí chính xác của nó. Khi sai số vị trí tích lũy đến mức nhất định, nhiệm vụ có thể bị lỗi. Phương pháp này tập trung vào sửa sai số trong suốt quá trình bay của UAV. Thuật toán di truyền cải tiến (improved genetic algorithm-GA) và thuật toán A\* được sử dụng trong xây dựng quỹ đạo bảo đảm UAV có đường quỹ đạo ngắn nhất từ điểm ban đầu đến điểm cuối dưới nhiều ràng buộc và số lần hiệu sửa sai số ít nhất.

Về điều khiển tối uu quỹ đạo của UAV theo tiêu chí nhiên liệu tiêu hao tối thiểu [[49](#_ENREF_49)]; điều khiển PID [[20](#_ENREF_20)]; logic mờ [[22](#_ENREF_22)], [[33](#_ENREF_33)], [[29](#_ENREF_29)]; [[53](#_ENREF_53)], [[51](#_ENREF_51)]; điều khiển thích nghi [[16](#_ENREF_16)] và điều khiển thích nghi phi tuyến [[19](#_ENREF_19)], [[13](#_ENREF_13)], điều khiển sử dụng mạng nơ ron [[23](#_ENREF_23)], [[30](#_ENREF_30)], điều khiển sử dụng thuật toán di truyền [[14](#_ENREF_14)], sử dụng nguyên lý cực đại [[52](#_ENREF_52)], sử dụng lý thuyết Lyapunov [[34](#_ENREF_34)], và điều khiển hạ cánh UAV xuống tàu sân bay [[44](#_ENREF_44)]. Nhìn chung, các công trình nêu trên chủ yếu tập trung vào việc đề xuất các mẫu thiết kế bộ điều khiển hạ cánh thế hệ mới trên cơ sở vận dụng các thuật toán phù hợp nhằm nâng cao độ ổn định theo quỹ đạo bay của UAV.

Công trình nghiên cứu của các nước đã chứng minh tính ưu việt vượt trội của hệ thống thông tin đảm bảo hạ cánh bằng quang học so với các hệ thống thông tin đảm bảo hạ cánh khác. Hệ thống thông tin bảo đảm hạ cánh bằng quang học có tính độc lập cao; cung cấp chính xác các tham số theo thời gian thực mà không tồn tại sai số tích lũy theo thời gian; giá thành thấp, kích thước và trọng lượng nhỏ gọn [[43](#_ENREF_43)], [[41](#_ENREF_41)]. Đối với hệ thống thông tin đảm bảo hạ cánh bằng quang học, các nghiên cứu tập trung vào một số hướng chủ yếu, ví dụ như: Xác định góc lệch hướng và cự ly của UAV tới đường băng để thiết lập lệnh điều khiển hạ cánh [[31](#_ENREF_31)], [[58](#_ENREF_58)]; sử dụng hệ thống định vị toàn cầu (Global Positioning System - GPS), hệ thống dẫn đường quán tính (Inertial Navigation System - INS) để xác định các tham số góc và vị trí của UAV [[37](#_ENREF_37)]; thực hiện xử lý ảnh xác định các vạch biên đường băng hỗ trợ hạ cánh [[59](#_ENREF_59)]; Sử dụng thiết bị quang điện tử phục vụ hạ cánh của UAV [[50](#_ENREF_50)]. Ngoài ra, một số công trình nghiên cứu về phương pháp nâng cao độ chính xác thông tin; phương pháp xử lý ảnh để xác định một vài các tham số hạ cánh cụ thể; phương pháp tính toán quỹ đạo bay tối ưu để đảm bảo thời gian bay và tiêu hao nhiên liệu nhỏ nhất cho UAV khi có dữ liệu thống kê về gió trong vùng bay UAV hoạt động.

Các nghiên cứu về xây dựng quỹ đạo được ghi lại trong nhiều công trình về hệ thống điều khiển cánh tay và rô bốt mặt đất. Tuy nhiên, lĩnh vực rô bốt đã được mở rộng vào các thiết bị bay, cụ thể là các UAV. Có một số công trình nghiên cứu về luật dẫn cho UAV được công bố [[27](#_ENREF_27)], một hệ thống dẫn đường được thiết kế để bám theo đường thẳng giữa các điểm [[32](#_ENREF_32)], một phát minh gần đây là sử dụng trường véc tơ, ở đây một trường véc tơ vận tốc được xác định qua không gian và phương tiện nhận lệnh để theo các véc tơ vận tốc này [[35](#_ENREF_35)].

Tóm lại, việc nghiên cứu hệ thống điều khiển hạ cánh UAV luôn được các nhà khoa học tập trung nghiên cứu, ứng dụng nhiều, song lại không được công bố rộng rãi. Các công trình nghiên cứu chủ yếu là xây dựng các thuật toán phù hợp để thiết kế, chế tạo hệ thống điều khiển hạ cánh cho UAV. Tuy nhiên các công trình nghiên cứu về tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV còn hạn chế và đặc biệt là chưa có công trình nào nghiên cứu về tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV cụ thể có xét đến hạn chế quá tải đứng.

### Tình hình nghiên cứu trong nước

Ở Việt Nam đã có khá nhiều cơ quan, đơn vị, học viện, nhà trường nghiên cứu sâu về UAV và đã có nhiều kết quả ứng dụng. Ví như:

Viện Kỹ thuật Phòng không - Không quân đã nghiên cứu, sản xuất các loại UAV đa năng bay tự động theo chương trình phục vụ cho huấn luyện, bắn đạn thật hàng năm của các lực lượng PK-KQ và phát triển ứng dụng cho các nhiệm vụ quốc phòng- an ninh khác. Các loại UAV-01, UAV-02, UAV-03 với nhiều tính năng vượt trội về tốc độ, độ cao bay, cự ly điều khiển, thời gian bay trên không và có khả năng cất hạ cánh trên các địa hình khác nhau. Trong năm 2018, Viện Kỹ thuật PK-KQ đã chế tạo và thử nghiệm xong máy bay không người lái tốc độ cao UAV-02 tặng Cuba, hiện đã nghiệm thu và bàn giao cho phía bạn.

Tập đoàn Công nghiệp Viễn thông quân đội Viettel đã nghiên cứu nhiều năm về UAV sử dụng cho mục đích trinh sát, thu thập dữ liệu xây dựng bản đồ số. Trong năm 2018, tại triển lãm Indo Defence, Viettel đã mang đi trưng bày mẫu UAV cỡ nhỏ có tên gọi Shikra với trọng lượng 26kg và sải cánh 3,5m. Ngoài ra, Viettel còn đang nghiên cứu, chế tạo UAV cỡ lớn, trước mắt là phiên bản có sải cánh 5-6m và hoạt động được 10giờ trên không (tăng gấp 5 lần so với Shikra). Trong kế hoạch dài hạn, Viettel sẽ nghiên cứu và sản xuất loại UAV cỡ lớn với sải cánh 20m, có tầm hoạt động 150km và thời gian bay trên không là 20giờ.

Trong năm 2016 nhóm sinh viên cùng các giảng viên bộ môn Kỹ thuật Hàng không và Vũ trụ, Viện Cơ khí động lực, trường đại học Bách khoa Hà Nội đã chế tạo và bay thử thành công UAV sử dụng pin năng lượng mặt trời (Solar UAV). UAV có sải cánh 2,5m; dài 1,5m; tải trọng 1,5kg với vận tốc hành trình 15m/s và trần bay 300m ứng dụng trong khảo sát, giám sát trồng rừng, phục vụ cứu hộ, cứu nạn.

Trong năm 2020, một nhóm nghiên cứu của trường Đại học Bách khoa thành phố Hồ Chí Minh đã chế tạo thành công UAV phun thuốc trừ sâu. Đây là UAV điều khiển từ xa có trọng tải 10kg, sải cánh 4m, bay ở độ cao 100-150m với vận tốc 70-140km/giờ. UAV mang được camera phục vụ tuần tra, kiểm soát giao thông, chuyên chở thuốc men để cứu trợ trong trường hợp khẩn cấp. Ngoài ra, một số trường đại học khác như Đại học công nghiệp thành phố Hồ Chí Minh, Đại học Đà Nẵng... cũng đã công bố khá nhiều công trình nghiên cứu về UAV.

Trong những năm gần đây, việc nghiên cứu, chế tạo UAV ở nước ta đã và đang được nhiều đơn vị đầu tư thực hiện. Tuy nhiên số lượng các công trình nghiên cứu về điều khiển UAV nói chung và điều khiển cất hạ cánh của UAV nói riêng còn khá khiêm tốn và chưa hệ thống, toàn diện. Chủ yếu là nghiên cứu riêng rẽ từng giai đoạn của quá trình bay đối với UAV hoặc từng thiết bị của toàn bộ hệ thống. Ví như: Xây dựng phương pháp dẫn, điều khiển tự động hạ cánh UAV-MIG-21 [[6](#_ENREF_6)]. Trong đó, quỹ đạo hạ cánh tìm được dựa trên xây dựng các đường cong tròn liên tiếp. Nghiên cứu xây dựng bộ điều khiển thích nghi điều khiển UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có nhiễu động gió [[12](#_ENREF_12)]; điều khiển mờ cải biên [[1](#_ENREF_1)]; nghiên cứu tổng hợp hệ thống điều khiển chuyển động cạnh trên khoang cho máy bay không người lái [[10](#_ENREF_10)].Trong tài liệu này, tác giả đãtổng hợp được hệ thống điều khiển tự động chuyển động cạnh của UAV đảm bảo cho UAV bay theo một chương trình định sẵn với sai số quỹ đạo nhỏ nhất và thời gian bay ngắn nhất; nghiên cứu, xây dựng thuật toán xác định thông tin đảm bảo hạ cánh cho UAV bằng hệ thống quang học (bài báo số 1). Trong tài liệu này, tác giả trình bày khá cụ thể phương pháp xác định các tham số chủ yếu như góc nghiêng, góc chúc ngóc, góc hướng, cự ly đến sân bay, góc lệch so với đường băng và độ cao của UAV và đề ra cơ chế hiệu chỉnh trạng thái camera để xử lý ảnh theo mục đích phục vụ hạ cánh; Khảo sát vòng điều khiển để đề ra giải pháp tối ưu hóa các thông số của luật điều khiển sao cho chỉ tiêu về sai số của độ dạt ngang quỹ đạo đạt được là nhỏ nhất trong trường hợp UAV bị dạt ngang do xuất hiện gió cạnh [[11](#_ENREF_11)].

Qua nghiên cứu nhận thấy, ở trong nước đã có nhiều cơ quan, đơn vị, cá nhân nghiên cứu, chế tạo và ứng dụng vào nhiều lĩnh vực của đời sống xã hội. Trong đó, đa số tập trung vào các giải pháp nâng cao chất lượng điều khiển và giải pháp kỹ thuật để nâng cao ổn định và khả năng cơ động của UAV cũng như các giải pháp để nâng cao hệ thống thông tin bảo đảm hạ cánh cho UAV. Ngoài ra, còn một số công trình nghiên cứu về xây dựng luật dẫn cho UAV, tuy nhiên còn chưa nhiều và chủ yếu xây dựng quỹ đạo bám đơn giản (theo các đường tròn). Vì vậy, hướng nghiên cứu tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV thực sự có ý nghĩa khoa học và thực tiễn cao.

### Hướng tiếp cận của Luận án

Qua nghiên cứu tổng quan về hệ thống điều khiển hạ cánh UAV (loại cánh cố định), tình hình nghiên cứu trong nước và ngoài nước có thể rút ra một vài kết luận sau:

Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV giữ vị trí vô cùng quan trọng, nguy cơ mất an toàn bay trong giai đoạn hạ cánh luôn chiếm tỉ lệ cao. Vì vậy, nghiên cứu, chế tạo và tìm các giải pháp nâng cao chất lượng của hệ thống điều khiển hạ cánh UAV là vấn đề thời sự được rất nhiều tổ chức và cá nhân quan tâm.

Có nhiều công trình nghiên cứu về điều khiển hạ cánh của UAV ở nước ngoài, tuy nhiên, đa phần tập trung vào các hệ thống điều khiển bằng quang học (camera) hoặc hệ thống điều khiển hạ cánh bằng vô tuyến. Các công trình nghiên cứu về điều khiển hạ cánh theo chương trình còn nhiều hạn chế.

Ở Việt Nam, có nhiều cơ quan nghiên cứu, chế tạo UAV. Tuy nhiên, các hệ thống điều khiển hạ cánh đa phần sử dụng điều khiển bằng tay (vô tuyến) hoặc bằng dù....Việc nghiên cứu, chế tạo UAV hạ cánh tự động xuống đường băng còn nhiều hạn chế.

Vì vậy, giải quyết vấn đề tổng hợp thuật toán điều khiển hạ cánh theo chương trình cho máy bay không người lái, thì luận án tập trung vào 2 bài toán chính sau:

*Bài toán 1: Tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV khi có hạn chế quá tải đứng;*

*Bài toán 2: Tổng hợp thuật toán điều khiển bám quỹ đạo cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có gió.*

Trong bài toán 1, tối ưu quỹ đạo hạ cánh là một phương pháp hiện đại để xây dựng quỹ đạo hạ cánh cho UAV và thường bị ràng buộc bởi nhiều yếu tố, các phương trình chuyển động của UAV là các phương trình phi tuyến với các tham số phức tạp. Vì vậy, cần phải có cách tiếp cận đúng đắn và khoa học mới có thể đạt được kết quả mong muốn. Trong điều kiện kỹ thuật tính toán phát triển, với công cụ tính toán hiện đại cho phép giải quyết bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh với độ chính xác cao. Luận án sử dụng nguyên lý cực đại của Pontryagin và vận dụng phương pháp liên tục giải theo tham số để giải quyết bài toán tối ưu hạ cánh của UAV.

Trong bài toán 2, trên cơ sở quỹ đạo hạ cánh tối ưu xây dựng được. Luận án tập trung vào xây dựng mô hình động lực học chuyển động dọc của UAV, lựa chọn thuật toán điều khiển bám quỹ đạo phù hợp, mô phỏng và đánh giá hệ thống điều khiển hạ cánh xây dựng được trong điều kiện không có gió và trong điều kiện có gió. Từ đó đề ra các giải pháp để hạn chế ảnh hưởng của gió.

***Để giải quyết 2 bài toán trên, Luận án đưa ra một số giả thiết như sau:***

- Đối tượng UAV nghiên cứu, mô phỏng và đánh giá là UAV-70V, đây là loại UAV cỡ nhỏ có cánh cố định (theo báo cáo đề tài cấp quốc gia: “Nghiên cứu, thiết kế chế tạo máy bay không người lái cỡ nhỏ để giám sát từ xa phục vụ các nhu cầu kinh tế- xã hội” của Hội hàng không vũ trụ Việt Nam năm 2015). Khi đó các điều kiện cần đảm bảo cho UAV tiếp đất như sau:

+ Sai số về độ cao ở thời điểm tiếp đất  ;

+ Sai số cự ly: ;

+ Tốc độ hạ cánh của UAV ký hiệu  (tốc độ tiếp đất) là tốc độ của UAV tại thời điểm UAV bắt đầu chạm hai bánh chính xuống đường băng. Tốc độ hạ cánh là một trong tham số quan trọng, nó quyết định tới độ dài hãm đà cũng tức là độ dài đường cất hạ cánh để từ đó cung cấp số liệu cho việc lựa chọn kích thước sân bay cần thiết sử dụng cho UAV đó.

Biểu thức xác định tốc độ hạ cánh được rút ra từ điều kiện cân bằng trọng lực của UAV với lực nâng khi hạ cánh (thời điểm ngay trước khi tiếp đất khi cho xuất hiện phản lực của mặt đất lên UAV).

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
| Suy ra: |  | |

Trong đó: *CyHC*- hệ số lực nâng tại thời điểm tiếp đất; *ρ*- mật độ không khí ở mặt đất; G- trọng lực của UAV; S- diện tích cánh hiệu dụng của UAV.

Tính toán với mô hình UAV-70, chúng ta có thể xác định được tốc độ hạ cánh của UAV như sau:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
|  |  |

Như vậy, xây dựng hệ thống điều khiển hạ cánh cần bảo đảm tốc độ hạ cánh gần với giá trị tốc độ hạ cánh tính toán theo công thức .

+ Vận tốc thẳng đứng khi tiếp đất: ;

+ Góc chúc ngóc của UAV khi tiếp đất . Điều kiện này nhằm bảo đảm UAV không bị đâm đầu xuống và không bị chạm đuôi khi hạ cánh. Theo thông số kích thước của UAV (bao gồm kích thước thân, kích thước càng) thì để UAV không bị chạm đuôi khi tiếp đất là góc chúc ngóc của UAV không được vượt quá ;

+ Quá tải đứng của UAV trong quá trình bay nói chung và trong quá trình hạ cánh nói riêng cần bảo đảm trong phạm vi  (để đảm bảo UAV không bị phá hủy kết cấu), đặc biệt khi tiếp đất, quá tải đứng của UAV phải xấp xỉ giá trị 1.

- Giả sử trạng thái của UAV ban đầu khi vào hạ cánh ở vị trí điểm A như trên Hình 1.11. UAV bay bằng với vận tốc , góc nghiêng quỹ đạo ban đầu , vị trí của UAV ban đầu vào hạ cánh là: ; .



Hình 1.11. Trạng thái của UAV khi vào hạ cánh

Trong đó: l- chiều dài đường băng;  - khoảng cách từ đầu đường băng đến vị trí hạ cánh mong muốn ().

- Trạng thái cuối mong muốn của UAV ở vị trí điểm B:  ; .

Theo tính toán kích thước UAV, khi UAV tiếp đất, bánh càng sau của UAV tiếp đất trước, nếu góc chúc ngóc của UAV khi tiếp đất bằng  thì khoảng cách từ trọng tâm UAV đến vị trí thấp nhất bánh càng sau khoảng 0,7m. Vì vậy, khi tính toán coi UAV tiếp đất khi độ cao của UAV bằng 0,7m.

Kết luận chương 1

Trong chương này, để dẫn đến vấn đề cần nghiên cứu, Luận án đã làm sáng tỏ những vấn đề chung về UAV; về điều khiển hạ cánh UAV cũng như các hệ tọa độ sử dụng trong điều khiển và dẫn đường hàng không. Đây là cơ sở quan trọng để nghiên cứu về điều khiển hạ cánh UAV. Từ kết quả nghiên cứu về các hệ thống điều khiển hạ cánh UAV nhận thấy, hệ thống điều khiển hạ cánh theo chương trình có nhiều ưu điểm vượt trội: có khả năng làm việc độc lập cao và trong điều kiện khí tượng phức tạp (ban đêm, có gió...).

Khảo cứu các công trình nghiên cứu trong và ngoài nước về điều khiển hạ cánh của UAV thấy rằng: Có nhiều phương pháp để giải quyết vấn đề hạ cánh cho UAV. Tuy nhiên, các công trình chủ yếu tập trung vào các giải pháp điều khiển và giải pháp kỹ thuật nhằm cải thiện chất lượng điều khiển hạ cánh. Cho đến nay, các công trình nghiên cứu về điều khiển hạ cánh theo chương trình chưa đề cập đến tối ưu quỹ đạo hạ cánh có hạn chế quá tải đứng. Vì vậy, hướng tiếp cận của Luận án là xây dựng quỹ đạo dựa trên lý thuyết điều khiển tối ưu. Đây là hướng đi mới và có khả năng ứng dụng trên các loại UAV hiện đại.

Những kết quả nghiên cứu nêu trên là cơ sở quan trọng, giúp Luận án xác định được 2 bài toán cần phải giải nhằm làm rõ phương pháp tối ưu quỹ đạo hạ cánh; xây dựng được mô hình động học của UAV và thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh UAV. Đồng thời, Phân tích đánh giá chất lượng của hệ thống cũng như các yếu tố ảnh hưởng đến chất lượng hệ thống. Và đó cũng là kết quả tổng quan nhất của chương này. Chương tiếp theo, Luận án sẽ lần lượt giải các bài toán đã xác định và khái quát trong Chương 1.

# TỐI ƯU QUỸ ĐẠO HẠ CÁNH CHO UAV

Cơ sở giải bài toán điều khiển tối ưu quỹ đạo hạ cánh

Để giải bài toán điều khiển tối ưu quỹ đạo hạ cánh, người ta sử dụng nhiều phương pháp khác nhau. Ví như phương pháp biến phân cổ điển Euler- Lagrange, phương pháp quy hoạch động Belman, phương pháp nguyên lý cực đại Pontryagin … Trong phạm vi nghiên cứu của mình, Luận án sẽ sử dụng nguyên lý cực đại Pontryagin để giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh.

### Nguyên lý cực đại Pontryagin

Nguyên lý cực đại Pontryagin là phương pháp toán học được xây dựng bởi Pontryagin và các cộng sự để giải bài toán tối ưu. Trong đó, trọng tâm là đề xuất phương pháp mô hình toán học của quá trình và xây dựng kết quả ngắn gọn về điều kiện cần thiết tối ưu mạnh. Nguyên lý Pontryagin được sử dụng rộng rãi để giải quyết nhiều bài tối ưu khác nhau. Năm 1961 Pontryagin đưa ra chuyên đề "Lý thuyết toán quá trình tối ưu". Đây là một cẩm nang, một công cụ quan trọng để xác định và giải quyết bài điều khiển tối ưu.

Khi xem xét bài toán điều khiển tối ưu, theo nguyên lý Pontryagin sẽ giới hạn định trước véc tơ điều khiển. Điều này phù hợp với lớp nguyên tắc biến phân cực đại. Và do đó, nguyên lý này thường được sử dụng trong thực tế. Nguyên lý cực đại Pontryagin đã trình bày hàng loạt điều kiện tối ưu, đây là cơ sở để xác định điều khiển tối ưu và quỹ đạo tối ưu.

Nói cách khác, nguyên lý cực đại Pontryagin là cơ sở để xác định chương trình điều khiển tối ưu, cấu trúc điều khiển tối ưu và dạng quỹ đạo tối ưu, từ đó có thể đưa ra toàn bộ quỹ đạo tối ưu tổng hợp.

Nguyên lý cực đại Pontryagin tập trung vào việc giải bài toán tối ưu với các biên, thời gian cố định hoặc không cố định với tín hiệu điều khiển bị hạn chế [[55](#_ENREF_55)], [[56](#_ENREF_56)], [[2](#_ENREF_2)], [[8](#_ENREF_8)], [[9](#_ENREF_9)].

#### Bài toán với các biên và thời gian cố định

Khi không có các hạn chế trạng thái, bài toán điều khiển tối ưu với các biên cố định và thời gian cố định có thể được phát biểu giống như bài toán Lagrange. Cụ thể gồm: các phương trình chuyển động, các điều kiện biên và chỉ tiêu chất lượng. Điều này được thể hiện trên các phương trình ÷

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  |  |  | |
|  |  |  | |
|  |  |  |

Trong đó: Các hàm số  liên tục đối với tập hợp các biến  và khả vi liên tục đối với các biến . Bài toán này khác bài toán điều khiển tối ưu dạng cổ điển ở chỗ chỉ có hạn chế đối với tín hiệu điều khiển dưới dạng , với *U* là tập hợp các giá trị cho phép của tín hiệu điều khiển. Ở đây không yêu cầu các hàm số  khả vi liên tục theo **u.**

Trong bài toán này tín hiệu điều khiển cho phép là **u**(*t*) thuộc lớp các hàm số liên tục từng đoạn và nhận các giá trị từ tập hợp *U*. Quỹ đạo trạng thái **x**(*t*) được gọi là cho phép nếu như nó trơn từng đoạn. Với tín hiệu điều khiển cho phép, quỹ đạo trạng thái của bài toán ÷ là trơn từng đoạn. Nghĩa là, các tọa độ  liên tục trên toàn bộ đoạn , các đạo hàm của nó có thể có gián đoạn loại một tại những điểm gián đoạn của tín hiệu điều khiển. Cặp đôi được gọi là cặp cho phép đối với bài toán ÷ nếu như chúng là tín hiệu điều khiển và quỹ đạo cho phép. Khi đó  và  sẽ thỏa mãn phương trình đối tượng và các điều kiện biên của bài toán.

Pontryagin đã sử dụng nguyên lý Lagrange cho bài toán ÷ . Theo đó, có thể thiết lập hàm số:



|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Trong đó: |  |

Ở đây** và  là hàm số Lagrange và hàm Hamilton. Tuy nhiên, hai hàm số ** và  trong bài toán này khác các hàm số ** và  trong bài toán biến phân cổ điển ở chỗ chúng không có các hạn chế đối với tín hiệu điều khiển mà trong trường hợp này tồn tại ở dạng . Trong những bài toán cụ thể có thể có những hạn chế ở dạng đẳng thức hoặc bất đẳng thức đối với tín hiệu điều khiển. Trong hàm Hamilton có bao hàm các hạn chế đối với tín hiệu điều khiển và được gọi là hàm số Pontryagin.

Theo nguyên lý Lagrange, bài toán ÷ được viết dưới dạng sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Trong , phiếm hàm  được cực đại hóa (mặc dù phiếm hàm *J* trong các phương trình ÷ được yêu cầu cực tiểu hóa), bởi vì hệ số  trong trường hợp không đặc biệt nhận giá trị âm (). Trong trường hợp đặc biệt (), phiếm hàm  không phụ thuộc vào *J.*

Giả sử  là các nghiệm của bài toán , . Khi đó, bài toán , tương đương với hai bài toán sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |
|  |  |  |
|  | hay: |  |
|  |  |  |
|  |  |  |

Các bài toán , và bài toán *÷*  cũng giống như bài toán ban đầu  *÷*  được xét trong lớp các hàm số cho phép. Trong đó hàm số  được gọi là cho phép nếu nó trơn từng đoạn.

Bài toán chính là bài toán biến phân đơn giản nhất. Đối với bài toán này, điều kiện cực đại cần (phương trình Euler) có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Trong bài toán , tích phân sẽ nhận giá trị cực đại tại những giá trị tín hiệu điều khiển mà ở đó biểu thức dưới dấu tích phân đạt giá trị cực đại. Bởi vậy, tín hiệu điều khiển  sẽ là nghiệm của bài toán nếu như nó làm cho hàm Hamilton đạt cực đại hoặc khi trên toàn bộ đoạn  trừ những điểm gián đoạn nó thỏa mãn đẳng thức sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Điều kiện cần , cùng với quan hệ tạo thành điều kiện tối ưu cần của bài toán ban đầu *÷*  và được gọi là nguyên lý cực đại hay nguyên lý cực đại Pontryagin. Phương trình trùng với phương trình đối tượng và do đó có thể không cần xét đến. Các phương trình được gọi là các phương trình đồng trạng thái.

**Như vậy:** *Theo nguyên lý cực đại Pontryagin, bài toán với các biên và thời gian cố đinh được phát biểu như sau: Để cặp đôi cho phép (**) là nghiệm của bài toán* *÷ thì cần thiết phải tồn tại và không đồng thời bằng 0 các hằng số*  *và nghiệm*  *của hệ liên hợp tại*  *và* *, để sao cho với mỗi*  *trừ những điểm gián đoạn của*  *hàm số*  *khi*  *đạt cực đại, nghĩa là thỏa mãn quan hệ .*

#### Bài toán với các biên và thời gian không cố định

Để xem bài toán với các biên và thời gian không cố định, trước hết chúng xem xét bài toán Bolza:

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  |  |  | |
|  |  |  | |
|  |  |  |

Khi sử dụng nguyên lý Lagrange, bài toán có thể được chuyển thành bài toán biến phân đơn giản như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: 

Cũng giống như trường hợp bài toán với các biên cố định, bài toán thành 2 bài toán. Sau đó, theo nguyên lý cực đại chúng ta nhận được các điều kiện cần. Cặp đôi cho phép (**x**(*t*), **u**(*t*)) đối với bài toán *÷*  cũng được xác định giống như trong bài toán *÷* .

**Như vậy:** *Theo nguyên lý cực đại Pontryagin, bài toán với các biên và thời gian không cố đinh được phát biểu như sau:* *Để cặp đôi cho phép*  *là nghiệm của bài toán ÷ thì cần thiết phải:*

*1) Tồn tại và không đồng thời bằng 0 các hằng số*  *và nghiệm*  *của hệ liên hợp tại*  *và* *, để sao cho với mỗi* *, trừ những điểm gián đoạn của* *, hàm số*  *khi*  *đạt cực đại, nghĩa là thỏa mãn quan hệ :* 

*2) Thỏa mãn điều kiện chuyển đổi:*



**Nhận xét:** *Khi sử dụng nguyên lý cực đại Pontryagin cho phép giải bài toán điều khiển tối ưu với tín hiệu điều khiển bị hạn chế, trong các trường hợp các điều kiện biên và thời gian cố định cũng như không cố định. Áp dụng nguyên lý cực đại Pontryagin cho phép chuyển bài toán điều khiển tối ưu sang bài toán biên.*

### Các chỉ tiêu chất lượng

Để giải quyết bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV, cần thiết phải xác định và lựa chọn các chỉ tiêu chất lượng một cách phù hợp. Chỉ tiêu chất lượng chính là một chỉ số chất lượng của hệ thống điều khiển, được cho ở dạng:



Việc lựa chọn chỉ tiêu chất lượng nhằm đảm bảo cho UAV chuyển động một cách tối ưu theo nhiệm vụ cụ thể. Theo chỉ tiêu chất lượng, người ta phân ra 3 bài toán: bài toán Bolza; bài toán Lagrange; bài toán Mayer. Trong đó:

Bài toán Bolza có dạng: 

Bài toán Lagrange có dạng: 

Bài toán Mayer có dạng: 

Cụ thể đối với bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV, tùy theo trường hợp xem xét chuyển động của UAV trong không gian hay trong mặt phẳng thẳng đứng mà có thể lựa chọn các dạng bài toán khác nhau.

- Trường hợp phương trình chuyển động của UAV như chất điểm trong không gian, có thể lựa chọn các dạng bài toán:

+ Bài toán Bolza:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó: - các trọng số; - quá tải dọc, quá tải đứng, quá tải cạnh; - hệ số; - giá trị véc tơ trạng thái mong muốn của UAV đưa ra tại thời điểm cuối ; - giá trị véc tơ trạng thái của UAV đưa ra tại thời điểm cuối ;  và  - thời điểm ban đầu và thời điểm cuối của quá trình điều khiển.

+ Bài toán Mayer:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

+ Bài toán Lagrange:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: - quá tải dọc, quá tải đứng, quá tải cạnh;

- Trong trường hợp phương trình chuyển động của thiết bị bay như chất điểm trong mặt phẳng thẳng đứng, có thể các dạng bài toán:

+ Bài toán Bolza:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

+ Bài toán Mayer:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

+ Bài toán Lagrange:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

**Nhận xét:** *Quá trình giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV, tùy theo yêu cầu về chất lượng mà có thể lựa chọn bài toán cụ thể. Đối với quá trình hạ cánh của UAV, yêu cầu về điều khiển hạ cánh chính xác luôn được đặt ra. Ngoài ra, tiêu chí năng lượng tối thiểu cũng cần được quan tâm. Vì vậy, luận án lựa chọn bài toán Bolza có hàm chỉ tiêu chất lượng theo để xây dựng quỹ đạo hạ cánh tối ưu cho UAV.*

### Phương pháp giải bài toán biên.

Để giải bài toán biên có thể sử dụng phương pháp Newton- Raphson, phương pháp liên tục giải theo tham số… Trong Luận án sử dụng phương pháp liên tục giải theo tham số để giải quyết bài toán biên.

Phương pháp liên tục giải theo tham số do E. I. Grigolyuk và V. I. Shalashilin [[45](#_ENREF_45)] đề xuất. Hiện nay, phương pháp liên tục giải theo tham số được sử dụng hiệu quả trong việc xây dựng bất kỳ bộ tham số nào. Bản chất của phương pháp này là phát triển các bài toán khác nhau. Cụ thể là: bài toán Cauchy đối với các phương trình vi phân thường; bài toán nội suy và xấp xỉ đường cong… Các nghiên cứu theo hướng này đã đem lại nhiều kết quả khả quan, có thể vận dụng để giải hệ phương trình phi tuyến chứa tham số, tích phân đường cong của bài toán Cauchy đối với HPTVP thường, nội suy hoặc xấp xỉ đường cong...

Nguyên tắc của phương pháp liên tục giải là sử dụng thông tin từ bước trước để nhận được thông tin trong từng bước. Từ quan điểm này, có thể thực hiện các bước của quá trình theo tham số với áp dụng quá trình lặp khác nhau. D.F Davidenko [[46](#_ENREF_46)], [[47](#_ENREF_47)] coi quá trình giải liên tục như quá trình chuyển động và áp dụng với thiết bị có phương trình vi phân thích hợp.

Có thể tóm tắt phương pháp liên tục giải theo tham số như sau:

Xem xét hệ gồm n phương trình đại số phi tuyến với n biến , chứa tham số s. Trong không gian Euclid n chiều  hệ này có thể ở dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

 - véc tơ trạng thái;

- véc tơ hàm trong không gian .

Vấn đề cần quan tâm là việc giải hệ khi thay đổi tham số s. Giả sử với giá trị , giải hệ phương trình sẽ cho nghiệm . Có nghĩa là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Thực hiện trong không gian , bổ sung trong không gian  tham số s. Xem xét vùng lân cận  của điểm  ở dạng vùng khối với tâm ở điểm . Các tính chất giải hệ trong vùng lân cận này được chứng minh trong định lý đã biết về hàm ẩn [[63](#_ENREF_63)]. Theo đó, để giải hệ cần thực hiện các điều kiện sau:

1. Véc tơ hàm  (có nghĩa trên toàn bộ phần tử của nó ) xác định và liên tục trong ;

2. Trong  tồn tại đạo hàm riêng liên tục của  theo tất cả các biến  và tham số s*;*

3. Phương trình thỏa mãn ở điểm , có nghĩa là thực hiện được phương trình ;

4. Ở điểm  định thức ma trận Jacobi của véc tơ hàm , ma trận của nó là ma trận Jacobi có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Khi thực hiện các điều kiện này trong giải hệ ở vùng lân cận điểm , ta nhận được nghiệm  là hàm đơn trị theo biến s:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Như vậy,  và đạo hàm  cũng liên tục trong vùng lân cận này.

Nghĩa là, khi thực hiện điều kiện 1 *÷* 4 giải hệ trong vùng lân cận của điểm  sẽ tạo ra đường cong K duy nhất. Đường cong K có dạng và đi qua điểm .

Để nhận được nghiệm  tức thời của hệ khi giá trị của *s*1 tiến gần đến giá trị *s0*, chúng ta có thể dịch chuyển dọc theo đường cong K. Khi đó, điểm  cần phải được tìm thấy trong vùng lân cận . Nói cách khác, chúng ra có thể giải liên tục một vài lần trong vùng lân cận  để tìm được nghiệm . Nếu điều kiện 1 *÷* 4 được thực hiện trong vùng lân cận điểm  thì giải một lần nữa và cứ tiếp tục như vậy. Vì thế, điều kiện 1 *÷* 4 đủ để giải hệ được tạo ra trong không gian  của đường cong trơn liên tục K. Điều này cho phép giải hệ  chuyển động dọc theo đường cong này từ việc biết trước nghiệm  .

Điều kiện 1 *÷* 3 không chỉ là hạn chế và được thực hiện trong đa số các bài toán thực tế. Những điểm trong đó được thực hiện như điều kiện 4. Có nghĩa là , gọi là điểm bình thường, còn những điểm mà trong đó, gọi là điểm bất thường. Do vậy, ở những điểm bất thường, khả năng giải liên tục vẫn được thực hiện, nhưng có thể gặp phải không đơn trị. Nghĩa là, có thể sinh ra phân nhánh đường cong K các nghiệm của hệ .

Sử dụng ý tưởng liên tục để giải phương trình , M. Laeu đã đưa thêm tham số s vào trong phương trình này. Khi đó, phương trình này sẽ có dạng như . Khi , có thể dễ dàng nhận được nghiệm. Khi , biến của phương trình ở dạng ban đầu. Dịch chuyển giá trị tham số s trong khoảng , M. Laeu đã đề xuất phương pháp giải cho từng  theo phương pháp Newton-Raphson, sử dụng giá trị của nghiệm trong lần giải trước  nhờ xấp xỉ ban đầu.

Vấn đề lựa chọn xấp xỉ ban đầu cần phải lựa chọn đủ gần với nghiệm bài toán ban đầu. Nó có hiệu quả nếu trên đường cong K các nghiệm của phương trình không là điểm đặc biệt. Khi đó, có thể lựa chọn bước dịch chuyển ban đầu theo tham số *s* đủ nhỏ để ở bước giải thứ i,  xấp xỉ  . Nghĩa là  và  đủ gần với nhau. Như vậy, điều kiện hội tụ của phương pháp Newton-Raphson theo lựa chọn gần đúng ban đầu được bảo đảm.

Đề xuất của M. Laeu được áp dụng với phương trình chứa tham số. Mở rộng vấn đề này, cho phép giới hạn bước của quá trình theo tham số. Để xây dựng các nghiệm, cần quan tâm giá trị của tham số s trong khoảng . Kí hiệu qua  là nghiệm của lần giải thứ j của quá trình lặp theo phương pháp Newton-Raphson khi , với giá trị xấp xỉ bằng giá trị  của lần giải ban đầu. Khi đó M. Laeu đề xuất quá trình xây dựng giải phương trình khi đi từ  đến điểm  có thể viết ở dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

chừng nào 

Trong đó: - sai số định trước theo tiêu chuẩn giải ban đầu;  - chuẩn của véc tơ x;  - ma trận Jacobi của Véc tơ hàm F khi  và .

Ứng dụng thuật toán tối ưu giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh

### Thiết lập bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh UAV

Trước tiên, chúng ta xem xét trường hợp chuyển động của UAV trong mặt phẳng thẳng đứng. Khi đó hệ phương trình mô tả chuyển động của UAV có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong hệ phương trình , hai phương trình đầu được viết trong hệ tọa độ quỹ đạo, hai phương trình sau được viết trong hệ tọa độ chuẩn (hệ tọa độ mặt đất di động). Vận tốc V ở đây chính là giá trị của véc tơ địa tốc Vk.

Trong đó: - vận tốc của UAV;  - góc nghiêng quỹ đạo; - cự ly; - độ cao;  - gia tốc trọng trường (g = 9,80665 m/s²); - véc tơ trạng thái của UAV.

- quá tải tiếp tuyến vận tốc, và được tính theo công thức [[3](#_ENREF_3)]:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: T- lực kéo của động cơ;  - hệ số lực cản của UAV.

 - quá tải pháp tuyến vận tốc, và được tính theo công thức:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:  - hệ số lực nâng của UAV.

Hệ số lực nâng của UAV có thể tính gần đúng . Góc tấn của UAV nhỏ nên có thể coi . Khi đó biểu thức viết lại dưới dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Chọn tín hiệu điều khiển  Hàm chỉ tiêu (chỉ tiêu chất lượng) lựa chọn theo bài toán Bolza [[55](#_ENREF_55)], [[2](#_ENREF_2)] có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: - các trọng số; - hệ số;  và  - thời điểm ban đầu và thời điểm cuối của quá trình điều khiển; - giá trị véc tơ trạng thái mong muốn của UAV đưa ra tại thời điểm cuối ;- giá trị véc tơ trạng thái của UAV đưa ra tại thời điểm cuối .

Theo nguyên lý cực đại Pontryagin, hàm Hamilton tương ứng có dạng:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó:  - các biến đồng trạng thái tương ứng theo biến .

Khi đó, hệ phương trình cho biến đồng trạng thái có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong trường hợp tín hiệu điều khiển không bị hạn chế, chúng ta tìm được quá tải tối ưu  tại mỗi thời điểm làm cho hàm Hamilton  đạt cực đại. Tức là . Từ điều kiện tối ưu  chúng ta nhận được quá tải tối ưu: .

Trong trường hợp tín hiệu điều khiển bị hạn chế (quá tải đứng  bị hạn chế). Lý do chỉ chọn hạn chế quá tải đứng  vì nó có phạm vi thay đổi lớn và có ảnh hưởng trực tiếp đến góc tấn của UAV. Góc tấn của UAV luôn phải bảo đảm không được vượt quá giá trị tới hạn vì nếu vượt quá giá trị góc tấn tới hạn sẽ gây ra hiện tượng thất tốc gây mất an toàn bay. Như vậy, hạn chế quá tải đứng cũng sẽ giúp hạn chế được góc tấn của UAV. Chúng ta tìm được quá tải  tại mỗi thời điểm làm cho hàm Hamilton  đạt cực đại trong vùng  (vùng hạn chế quá tải đứng ). Tức là .

Khi UAV hạ cánh, tốc độ UAV tiến đến giá trị nhỏ nhất , theo biểu thức thì  đạt cực đại khi  đạt cực đại

Như vậy, nếu chúng ta giới hạn giá trị cực đại góc tấn thì sẽ xác định được giá trị quá tải hạn chế theo công thức:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Ngoài ra, theo giả thiết ở mục 1.4.1 trong chương 1. Thì quả tải đứng của UAV phải thỏa mãn điều kiện . Do vậy, chúng ta phải tìm giá trị cực đại của Hàm  đối với biến  (trong đó  phải thảo mãn điều kiện ). Theo biểu thức hàm Hamilton , thì  là hàm số bậc 2 đối với biến . Do vậy, tìm cực đại hàm  khi đó không khó khăn. Điều này thể hiện chi tiết trong chương trình tính toán ở phụ lục 2.

Khi đó, hệ phương trình mô tả đầy đủ chuyển động của UAV sẽ là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Vấn đề cần thiết đặt ra là phải tìm điều kiện ban đầu , , , ,  thỏa mãn điều kiện biên , , , , . Thực chất đây là việc giải bài toán biên, việc giải bài toán này sẽ gặp nhiều khó khăn bởi sự liên quan đến thời gian tính toán, sự lựa chọn các thông số gần đúng ban đầu và sự hội tụ của phương pháp. Một số nghiên cứu đã gợi ý sử dụng phương pháp Newton- Raphson [[26](#_ENREF_26)], [[18](#_ENREF_18)]. Song, khi các tín hiệu điều khiển bị hạn chế, sử dụng phương pháp Newton- Raphson sẽ rất phức tạp. Các nghiên cứu khác đã đề xuất phương pháp liên tục giải theo tham số [[21](#_ENREF_21)], [[36](#_ENREF_36)], phương pháp này đã thể hiện được tính ưu việt vượt trội. Như vậy, phương pháp liên tục giải theo tham số sẽ tìm bộ điều kiện ban đầu thỏa mãn điều kiện biện.

### Giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV

Trên cơ sở xem xét các phương pháp giải bài toán biên. Luận án lựa chọn phương pháp liên tục giải theo tham số để thực hiện giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV.

Khi sử dụng phương pháp liên tục giải theo tham số vào bài toán tối ưu quỹ đạo của UAV, thì trường hợp trong mặt phẳng thẳng đứng hay trong không gian bản chất là như nhau, chỉ khác số lượng phương trình mô tả chuyển động của UAV cũng như số phương trình đồng trạng thái tương ứng. Ngoài ra, số lượng tín hiệu điều khiển trong 2 trường hợp này cũng khác nhau. Vì vậy, sử dụng phương pháp liên tục giải theo tham số chỉ cần xem xét trường hợp trong mặt phẳng thẳng đứng, còn trong trường hợp trong không gian hoàn toàn tương tự.

Bản chất của phương pháp liên tục giải theo tham số là rút gọn về xem xét bài toán biên theo bài toán Cauchy [[28](#_ENREF_28), [36](#_ENREF_36), [39](#_ENREF_39)]. Bài toán biên cho hệ thống động học được mô tả bởi hệ phương trình với điều kiện biên có thể diễn tả bởi phương trình sai số kép tại điểm cuối bên phải quỹ đạo:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:  - véc tơ tham số chưa biết của bài toán biên;

Véc tơ sai số kép có dạng:



Với giá trị ban đầu bất kỳ của véc tơ tham số cần tìm là , chúng ta tính được giá trị của véc tơ sai số kép :

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Ta xem xét phương trình như 1 họ phương trình:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: - tham số liên tục và chúng ta biểu diễn véc tơ như một hàm của tham số này: . Hơn nữa,  như phương trình . Chúng ta yêu cầu phương trình ở bất kỳ . Dĩ nhiên, khi , phương trình trùng với phương trình . Khi , thì phương trình trùng với phương trình .

Vi phân phương trình với tham số liên tục  và thực hiện một số biến đổi chúng ta tìm được biểu thức theo bài toán Cauchy:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Tích phân theo  từ 0 đến 1, chúng ta có thể tìm được véc tơ tham số của bài toán biên yêu cầu như dạng .

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Như vậy, việc xác định giá trị của véc tơ tham số ban đầu  đã được giải quyết.

Tóm lại, việc sử dụng phương pháp liên tục giải theo tham số vào bài toán tối ưu ban quỹ đạo của UAV trong mặt phẳng thẳng đứng sẽ thực hiện theo các bước sau:

*Bước 1:* Đặt giá trị ban đầu bất kỳ (gần đúng) của các biến đồng trạng thái (cần thiết để chúng không đồng thời bằng 0), các biến đồng trạng thái bắt đầu thực hiện bài toán ở thời điểm ban đầu . Theo [[57](#_ENREF_57)], [[60](#_ENREF_60)], [[62](#_ENREF_62)] các biến đồng trạng thái tại thời điểm  có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:  ở thời điểm ;  ở thời điểm ;  ở thời điểm ;  ở thời điểm .

Với  - vận tốc, góc nghiêng quỹ đạo, cự ly, độ cao mong muốn ở thời điểm cuối . Điều này có nghĩa là vận tốc, tọa độ và góc chuyển động mong muốn ở thời điểm cuối là biết trước, chúng ta điều khiển UAV đến điểm cuối bên phải của quỹ đạo;

 - số nguyên dương (số lần lặp).

Trong đó:  - tổng số biến đồng trạng thái và biến  (số biến đồng trạng thái bằng số phương trình, miêu tả chuyển động của đối tượng).

*Bước 2:* Giải bài toán điều khiển chuyển động của UAV (theo biểu thức trước đó về điều khiển tối ưu) từ  đến .

*Bước 3:* Theo quỹ đạo tính toán chuyển động của UAV nhận được véc tơ sai số kép:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

*Bước 4:* Đưa ra số gia đạo hàm  đối với biến đồng trạng thái thứ . Có thể lấy  bằng 0,1 từ  với dấu bất kỳ () nếu . Hay có thể lựa chọn số gia đồng nhất của các biến đồng trạng thái là 0.001.

Từ đó tính được: 

Chẳng hạn, nếu  thì nhận được:

 , còn 

*Bước 5:* Giải bài toán điều khiển chuyển động của UAV (theo biểu thức trước đó về điều khiển tối ưu) từ  đến .

*Bước 6:* Theo quỹ đạo tính toán chuyển động của UAV sẽ nhận được Véc tơ sai số kép:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

 ;

*Bước 7:* Tạo ra cột thứ  của ma trận (ma trận Jacobi), nếu , thì:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Trong đó:  ()

*Bước 8:* Nếu  thì  và tính toán được thực hiện bắt đầu với bước 4; còn nếu  thì tính được ma trận Jacobi đầy đủ () và tiếp tục thực hiện với bước 9.

*Bước 9:* Giá trị của biến đồng trạng thái ban đầu mới được viết ở dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong trường hợp ma trận  không tồn tại, để tính toán khi định thức tiến gần đến 0, thì ma trận  hay được thay thế bằng xấp xỉ của nó. Ma trận  có thể thay thế bằng  là ma trận giả nghịch đảo. Ma trận giả nghịch đảo có thể tìm bằng phương pháp Greville [[61](#_ENREF_61)] hay phương pháp Moore-Penrose (Sử dụng hàm Pinv trong Matlab).

Bắt đầu bài toán với điều kiện ban đầu mới , tính toán chuyển động của UAV từ  đến  và tính sai số kép.

*Bước 10:* Nếu thực hiện được điều kiện , thì nhận được kết quả bộ biến đồng trạng thái ban đầu.

Trong đó: - mô đun véc tơ sai số kép, được xác định:

  - hằng số lựa chọn trước, đặc trưng cho giải gần đúng mong muốn nhận được.

Nếu không thực hiện được, thì , và tiếp tục giải bắt đầu từ bước 2.

Lưu đồ thuật toán phương pháp liên tục giải theo tham số Hình 2.1.

Như vậy: Bằng cách giải theo các bước như đã trình bày ở trên, kết quả chúng ta sẽ tìm được bộ biến trạng thái ở thời điểm ban đầu (bao gồm: ). Từ đó chúng ta cũng xác định được quỹ đạo chương trình (bao gồm: )) và các tín hiệu điều khiển (). Chương trình tính toán cụ thể được viết bằng phần mềm Matlab-2015 trong phụ lục 2.



Hình 2.1. Lưu đồ thuật toán phương pháp giải liên tục theo tham số

### Đánh giá bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh

Trên cơ sở nội dung ứng dụng thuật toán tối ưu giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh. Trong đó, để đảm bảo UAV hạ cánh an toàn, góc tấn và góc chúc ngóc của UAV không vượt quá . Trong phần tối ưu quỹ đạo hạ cánh, lựa chọn góc tấn và góc chúc ngóc của UAV ở thời điểm cuối không vượt quá  để đảm bảo dự trữ an toàn. Ngoài ra, theo phân tích kích thước của UAV, coi UAV chạm đất khi độ cao đạt .

#### Trường hợp không hạn chế quá tải đứng

Xét trạng thái ban đầu của UAV với :   . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ; .

*Coi rằng:* Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình theo phụ lục 2, cho ra các kết quả như sau:

Hình 2.2 thể hiện quỹ đạo hạ cánh của UAV, nhận thấy quỹ đạo hạ cánh trơn và chính xác xuống vị trí mong muốn. Trên Hình 2.3 thể hiện sự thay đổi vận tốc hạ cánh của UAV, nhận thậy vận tốc hạ cánh của UAV giảm dần về giá trị vận tốc hạ cánh mong muốn. Hình 2.4 thể hiện sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV luôn âm và tiến về giá trị 0 khi UAV tiếp đất. Hình 2.5, Hình 2.6 thể hiện sự thay đổi quá tải và giá trí quá tải này nằm trong giới hạn cho phép của UAV. Hình 2.7 thể hiện sự thay đổi giá trị của hàm Hamilton, nhận thấy giá trị hàm Hamilton ở thời điểm cuối  tiến gần về giá trị 0. Hình 2.8, Hình 2.9 thể hiện sự thay đổi góc tấn và góc chúc ngóc của UAV.

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 2.2. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 2.3. Vận tốc của UAV |
| Hình 2.4. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 2.5. Quá tải tiếp tuyến vận tốc |
| Hình 2.6. Quá tải pháp tuyến vận tốc | Hình 2.7. Giá trị hàm Hamilton |
| Hình 2.8. Góc tấn của UAV | Hình 2.9. Góc chúc ngóc của UAV |

**Nhận xét:***Như vậy, với bộ trạng thái ban đầu và cuối mong muốn của UAV* *chương trình tính toán đã tìm ra được quỹ đạo chương trình hạ cánh của UAV cũng như quá tải*  *tương ứng. Tuy nhiên, trong trường hợp này xét vận tốc hạ cánh mong muốn (**) thì nhận thấy góc tấn và góc chúc góc của UAV vượt quá phạm vi cho phép (**). Vì vậy, tiếp theo chúng ta sẽ thay đổi vận tốc hạ cánh mong muốn (**) để từ đó đánh giá được ảnh hưởng của vận tốc hạ cánh mong muốn đến các tham số trạng thái của UAV khi hạ cánh.*

Xét trạng thái ban đầu của UAV với :   . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ; . *Coi rằng:*Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp vận tốc mong muốn ở thời điểm cuối khác nhau (; ;) theo phụ lục 2, cho ra các kết quả như sau:

Hình 2.10. Quỹ đạo hạ cánh của UAV thể hiện quỹ đạo của UAV ứng với các vận tốc mong muốn ở thời điểm cuối khác nhau ().

Hình 2.12 thể hiện sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian ứng với với các  khác nhau.

Hình 2.13, Hình 2.14 thể hiện sự thay đổi quá tải tiếp tuyến vận tốc và quá tải pháp tuyến vận tốc theo thời gian.

Hình 2.15, Hình 2.16 thể hiện sự thay đổi góc tấn và góc chúc ngóc của UAV. Trên Hình 2.18 thể hiện sự phụ thuộc góc tấn của UAV thời điểm tiếp đất vào vận tốc hạ cánh mong muốn , qua đó nhận thấy  càng nhỏ thì góc tấn của UAV ở thời điểm cuối càng lớn.

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 2.10. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 2.11. Vận tốc của UAV |
| Hình 2.12. Góc nghiêng quỹ đạo UAV | Hình 2.13. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV |
| Hình 2.14. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV | Hình 2.15. Góc tấn của UAV |
| Hình 2.16. Góc chúc ngóc của UAV | Hình 2.17. Sự phụ thuốc góc tấn UAV thời điểm tiếp đất vào |

**Nhận xét:** *Như vậy góc tấn và góc chúc ngóc của UAV ở thời điểm cuối phụ thuộc vào* *. Qua khảo sát nhận thấy, để đảm bảo điều kiện hạ cánh an toàn thì chỉ cho phép giảm*  *xuống đến*  *(vì nếu giảm nhỏ hơn thì góc tấn và góc chúc ngóc của UAV vượt quá giá trị cho phép). Với vận tốc*  *như vậy, thì còn khá lớn so với vận tốc hạ cánh nhỏ nhất* *. điều này dẫn đến quãng đường lăn của UAV sẽ lớn đáng kể, và UAV khó có khả năng hạ cánh xuống đường băng ngắn. Một giải pháp được đưa ra là hạn chế quá tải đứng.*

#### Trường hợp hạn chế quá tải đứng

Khái niệm hạn chế quá tải đứng ở đây là duy trì quá tải đứng không vượt quá giá trị cho phép. Từ công thức xác định quá tải pháp tuyến vận tốc [[54](#_ENREF_54)]:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

 - lực nâng của UAV;

T - lực kéo động cơ;

 - góc tấn của UAV.

Biến đổi công thức , ta được:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |

Trong đó các tham số khí động của UAV được lấy trong phụ lục 1.

Với mỗi vận tốc  chúng ta sẽ xác định được quá tải pháp tuyến vận tốc hạn chế () bảo đảm góc tấn không vượt quá giá trị cho phép (Hình 2.18). Tuy nhiên, khi  giảm nhỏ thì  cũng giảm nhỏ. Và khi  giảm quá giá trị nhất đình thì chương trình sẽ không tìm được nghiệm tối ưu.

|  |  |
| --- | --- |
|  | Hình 2.18. Sự phụ thuộc vào |

Xét trạng thái ban đầu của UAV với :   . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ; . Trong trường hợp hạn chế quá tải đứng , kết quả chương trình cho ra như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 2.19. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 2.20. Vận tốc của UAV |
| Hình 2.21. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 2.22. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 2.23. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV | Hình 2.24. Giá trị hàm Hamilton |
| Hình 2.25. Góc tấn của UAV | Hình 2.26. Góc chúc ngóc của UAV |

**Nhận xét:** *Như vậy, khi hạn chế quá tải đứng thì đã cho phép UAV hạ cánh với tốc độ nhỏ đáng kể (**) mà vẫn bảo đảm góc tấn và góc chúc ngóc của UAV trong giới hạn cho phép. Điều này sẽ làm giảm đáng kể quãng đường lăn của UAV trong trường hợp cần điều khiển UAV hạ cánh xuống đường băng ngắn.*

Bây giờ, chúng ta khảo sát đánh giá mức quãng đường lăn giảm được khi thực hiện hạn chế ny. Tính toán quãng đường lăn của UAV [[54](#_ENREF_54)] trong 2 trường hợp: Trường hợp thứ nhất khi không hạn chế quá tải đứng và trường hợp khi có hạn chế quá tải đứng.

Các phương trình chuyển động của UAV khi lăn trên đường băng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  |  |  |
|  |  |  |
|  |  |  |

Giả sử hệ số ma sát của đường băng bê tông . UAV có sử dụng dù hãm, lực cản khi có dù hãm được tính như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

 - hệ số cản của dù, ;

 - diện tích dù,  (S- diện tích cánh của UAV)

Khi đó viết chương trình tính toán quãng đường lăn của UAV (phần phụ lục 2), với các dữ liệu đầu vào như trên sẽ cho kết quả như sau: Trường hợp 1 nếu không hạn chế quá tải đứng, khi đó vận tốc tiếp đất nhỏ nhất có thể là m/s để bảo đảm góc tấn không vượt quá góc tấn tới hạn. Khi đó, quãng đường lăn sẽ là: m. Trường hợp 2, khi có hạn chế quá tải đứng, khi đó quãng đường lăn của UAV là: m.

**Như vậy:** *Thông qua việc hạn chế quá tải đứng, đã giúp cho góc tấn của UAV không vượt quá giá trị tới hạn và giảm vận tốc tiếp đất xuống. Điều này làm giảm đáng kể quãng đường lăn của UAV và thực sự có ý nghĩa khi thực hiện hạ cánh UAV xuống đường băng ngắn hoặc khi cần hạ cánh khẩn cấp UAV xuống bãi ngoài.*

Kết luận chương 2

Chương 2 của Luận án đã tập trung nghiên cứu nguyên lý cực đại của Pontryagin và áp dụng vào bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV. Qua đó nhận thấy, sử dụng nguyên lý cực đại Pontryagin sẽ giúp chuyển bài toán điều khiển tối ưu sang bài toán biên. Để giải bài toán biên này, có thể sử dụng phương pháp Newton-Raphson. Tuy nhiên, khi hạn chế tín hiệu điều khiển, phương pháp Newton-Raphson sẽ gặp nhiều khó khăn. Vì vậy, để giải bài toán này, Luận án đề xuất phương pháp liên tục giải theo tham số. Đây là phương pháp mới, kết quả đưa ra được quỹ đạo chương trình và các tín hiệu điều khiển tương ứng. Đặc biệt, khi hạn chế quá tải đứng, chương trình đã đưa ra quỹ đạo hạ cánh và các quá tải tương ứng đảm bảo UAV hạ cánh chính xác và an toàn.

Kết quả của việc hạn chế quá tải đứng là giảm được vận tốc hạ cánh (vận tốc tiếp đất) mà vẫn bảo đảm góc tấn và góc chúc ngóc của UAV nằm trong giới hạn cho phép. Đây là vấn đề quan trọng trong việc nâng cao khả năng bảo đảm an toàn khi xử lý UAV hạ cánh xuống đường băng ngắn. Kết luận trên đã được kiểm chứng thông qua chương trình mô phỏng trên phần mềm Matlab.

Như vậy, chương trình quỹ đạo hạ cánh đã được tìm thấy. Vấn đề còn lại là xây dựng được mô hình động học và thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh UAV, đặc biệt là trong điều kiện có tác động của gió. Các nội dung này sẽ được giải quyết trong Chương tiếp theo.

# TỔNG HỢP BỘ ĐIỀU KHIỂN KÊNH CHUYỂN ĐỘNG DỌC CHO UAV CỠ NHỎ TRONG ĐIỀU KIỆN CÓ GIÓ

Để xây dựng hệ thống điều khiển hạ cánh UAV theo chương trình, trước hết cần phải xây dựng quỹ đạo hạ cánh. Đây là bước có vị trí vô cùng quan trọng. Tuy nhiên, để xây dựng hệ thống điều khiển hạ cánh theo chương trình hoàn chỉnh, cần xây dựng hệ thống điều khiển bám theo các chương trình quỹ đạo tối ưu đã tìm thấy trong chương 2. Bản chất của hệ thống điều khiển bám là triệt tiêu sai lệch giữa quỹ đạo hiện thời và quỹ đạo chương trình. Để giải quyết vấn đề này, Chương 3 của luận án sẽ tập trung nghiên cứu các nội dung cốt lõi sau: Thứ nhất: Xây dựng mô hình động học chuyển động dọc của UAV; Thứ hai: Thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh UAV; Thứ ba: Thuật toán điều khiển bám tốc độ UAV.

Mô hình động học chuyển động dọc của UAV

### Hệ phương trình chuyển động dọc độc lập của UAV

- Đối với chuyển động tịnh tiến ta chọn hệ tọa độ quỹ đạo Oxkykzk, vì khi chiếu thành phần véc tơ địa tốc lên hệ tọa độ quỹ đạo sẽ đơn giản hơn;

- Đối với chuyển động quay ta vẫn chọn hệ tọa độ liên kết Ox1y1z1, vì chỉ có hệ tọa độ này gắn liền với trục đối xứng của UAV.

Khi đó ta thu được hệ phương trình chuyển động dọc của UAV là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

m - khối lượng của UAV;

 - giá trị đại số của véc tơ địa tốc trên các trục của hệ tọa độ tốc độ quỹ đạo;

- giá trị đại số của véc tơ tốc độ góc quay quanh các trục của hệ tọa quỹ đạo;

- giá trị đại số của tổng véc tơ lực tác dụng lên UAV chiếu trên các trục của hệ tọa độ quỹ đạo;

- giá trị đại số của véc tơ tốc độ góc quay quanh các trục của hệ tọa độ liên kết;

- mô men quán tính của UAV theo các trục của hệ tọa độ liên kết;

- tổng mô men tác động làm máy quay quanh các trục Oz1 của hệ tọa độ liên kết.

Ta xét chuyển động dọc là độc lập với chuyển động cạnh khi đó ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Đồng thời chiếu véc tơ địa tốc lên các trục của hệ tọa độ quỹ đạo ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Mặt khác ta có: .

Khi đó ta có HPTVP chuyển động dọc độc lập là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong trường hợp không có gió, véc tơ không tốc  và véc tơ địa tốc  trùng nhau và khi đó góc tấn không tốc trùng với góc tấn địa tốc (), Ta có hình vẽ biểu diễn các lực tác dụng lên UAV như sau:



Hình 3.1. Các lực tác dụng lên UAV trong chuyển động dọc khi không có gió

Trong đó: T - lực kéo động cơ, có phương, chiều trùng với trục dọc của UAV; X - lực cản chính diện, có phương trùng với trục Ox (ngược chiều); Y - lực nâng, có phương vuông góc với lực cản chính diện, hướng lên trên; G - trọng lực của UAV, có phương thẳng đứng, hướng xuống.

Chiếu các lực lên hệ tọa độ quỹ đạo (Hình 3.1), khi đó hệ có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

- Trong trường hợp UAV bay với góc nghiêng bằng 0 () ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

- Ngoài ra ta có phương trình liên hệ như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Theo Hình 3.1 ta có phương trình liên hệ góc như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Từ , , , ta có hệ phương trình chuyển động dọc độc lập đầy đủ của UAV như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong hệ ta cần xét các yếu tố phụ thuộc vào lực và mô men tác động vào UAV, cụ thể như sau:

- Lực kéo động cơ T là đại lượng phụ thuộc vào tay ga động cơ , độ cao và tốc độ bay.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

- Lực cản chính diện X được xác định theo biểu thức:



Trong đó: Cx - hệ số lực cản chính diện; ρ - mật độ không khí;  - không tốc của UAV ; S - diện tích cánh hiệu dụng của UAV.

Ta có: 

Trong đó :



 - hệ số lực nâng khi ;

- đạo hàm của hệ số lực nâng theo góc tấn;

- đạo hàm hệ số lực nâng theo góc lệch cánh lái lên xuống δc.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Vậy ta có: |  |

- Lực nâng Y được xác định theo biểu thức: 

Trong đó:  - hệ số lực nâng. Hệ số lực nâng được tính như sau:

 Với:  - hệ số lực nâng theo góc tấn; - đạo hàm hệ số lực nâng theo tốc độ góc  với ; - đạo hàm hệ số lực nâng theo góc lệch cánh lái độ cao;  - hệ số lực nâng của đuôi ngang; *ba* - dây cung khí động trung bình.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Vậy ta có: |  |

- Trọng lực G được xác định theo biểu thức: 

Trong biểu thức trên khối lượng UAV hầu như không thay đổi. Còn gia tốc trọng trường phụ thuộc vào độ cao H. Tuy nhiên, với trần bay của UAV thi coi g không đổi. Do vậy ta có thể coi: G = Const

- Mô men Mz được xác định theo biểu thức:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: mz - hệ số mô men chúc ngóc; *hdc* – độ cao của động cơ so với trục dọc UAV;

Hệ số mô men khí động *mz* được tính như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:  - đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo góc lệch cánh lái độ cao;  - đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo ;  - hệ số mô men ban đầu do hình dạng UAV không đối xứng so với mặt phẳng nằm ngang;  - hệ số mô men theo góc tấn: ;  - khoảng cách tương đối (so với dây cung khí động *ba*) từ mũi cánh đến trọng tâm UAV;  - khoảng cách tương đối (so với dây cung khí động *ba*) từ mũi cánh đến tâm áp UAV do góc tấn gây ra; - đạo hàm hệ số mô men chúc ngóc theo tốc độ góc tấn; - hệ số mô men theo độ lệch đuôi ngang.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Vậy ta có: |  |

Khi đó hệ phương trình chuyển động dọc độc lập đầy đủ của UAV như được viết lại như sau:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trường hợp có gió, ở đây xét ảnh hưởng của gió đứng, ta có hình vẽ biểu diễn các lực tác dụng lên UAV như sau:



Hình 3.2. Các lực tác dụng lên UAV trong chuyển động dọc khi có gió

Trong trường hợp có nhiễu động gió tác động, véc tơ không tốc  lệch so với véc tơ địa tốc  góc , HPTVP chuyển động dọc của UAV giống như hệ chỉ khác trong các biểu thức liên quan đến lực nâng, lực cản và mô men khí động thay các thành phần  và  được tính toán theo các công thức  trong chương 1.

Rõ ràng hệ không tuyến tính vì có các hàm lượng giác, đồng thời các phương trình tính các lực và mô men cũng phụ thuộc vào các thông số bay không tuyến tính. Do vậy, việc phân tích là rất phức tạp và gặp nhiều khó khăn. Để dễ dàng phân tích ta tiến hành tuyến tính hóa hệ phương trình này.

### Tuyến tính hoá hệ phương trình chuyển động dọc của UAV

Với các phân tích trên ta thấy hệ là rất phức tạp. Mặc dù vậy, với công cụ tính toán hiện đại sẽ giúp ta phân tích được các phương trình này. Theo đó, người ta đưa ra phương pháp tuyến tính hóa hệ phương trình chuyển động dọc của UAV. Phương pháp này giúp cho việc phân tích các hệ phương trình chuyển động của UAV được thuận lợi hơn.

Phương pháp tuyến tính hóa chuyển động của UAV được sử dụng là phương pháp tuyến tính hóa theo sai lệch nhỏ, cụ thể, phương pháp này được hiểu như sau:

Giả sử hàm  (với x, y là 2 biến số), có đạo hàm riêng đến cấp n liên tục trong 1 lân cận nào đó của điểm . Nếu điểm  với ( là các sai lệch nhỏ) cùng nằm trong lân cận đó thì ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Ta có nhận xét rằng: Khi lấy các sai lệch  nhỏ thì các thành phần có đạo hàm bậc cao sẽ vô cùng nhỏ vì vậy ta có thể bỏ qua các thành phần có đạo hàm bậc cao này, lúc đó ta có thể viết rằng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Đặt: 

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Khi đó ta có: |  |

Ta sẽ áp dụng phương pháp tuyến tính hóa này để tuyến tính hóa hệ phương trình chuyển động của UAV. Trước khi tuyến tính hóa ta coi các giả thiết như sau:

Khối lượng của UAV không đổi m = Const;

Mô men quán tính của UAV theo trục Oz1 không đổi Jz = Const;

Gia tốc trọng trường g coi như không đổi g = Const;

Xét UAV là bay không nghiêng ;

Coi UAV bay không bị gió tác động (ta thay );

Diện tích cánh hiệu dụng của UAV khi bay là không đổi.

Với các giả thiết trên, đồng thời để thuận lợi trong việc tuyến tính ta sẽ thực hiện tuyến tính hóa hệ 3 phương trình đầu của hệ  (các phương trình khác là phương trình liên hệ ta sẽ xét sau).

Khi đó ta có hệ phương trình cần tuyến tính là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Ta thực hiện lấy số gia (hay sai lệch) 2 vế của các phương trình trong hệ ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Ta tính các thành phần gia số trong hệ như sau:

















; 



Thay các giá trị lấy số gia vào hệ phương trình ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Hệ phương trình là mô hình tuyến tính đầy đủ chuyển động dọc của UAV. Trong phương trình thứ ba dấu (–) trước  thể hiện rõ chiều của cách lái độ cao và chiều mô men quay  quanh trục Oz1 sinh ra do việc lệch cánh lái độ cao là ngược nhau. Các giá trị hệ số mô hình toán được tính trong Bảng 3.1.

Bảng 3.1. Các hệ số mô hình toán chuyển động dọc của UAV

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| **Phương trình**  **Thông số bay** | **Phương trình các**  **đại lượng trên trục Ox** | **Phương trình các**  **đại lượng trên trục Oy** | **Phương trình**  **mô-men quanh Oz** |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |
|  |  |  |  |

**Nhận xét :** *Hệ phương trình tuyến hóa đầy đủ chuyển độc dọc độc lập của máy bay vẫn là hệ phương trình phức tạp. Để đơn giản hơn nữa hệ phương trình này chúng ta chia chuyển động dọc UAV thành chuyển động quay quanh tâm khối và chuyển động tịnh tiến của tâm khối.*

Xét UAV chuyển động không nhiễu (ở đây ta xét chuyển động của UAV là không có gió tác động). UAV bay bằng thẳng đều (hoặc nếu là chuyển động cong thì độ cong không đáng kể). Tốc độ và độ cao bay thay đổi chậm khi đó các hệ số trong mô hình toán phụ thuộc vào động áp coi như không thay đổi, mô hình tuyến tính hóa có thể coi như mô hình dừng. Với mô hình dừng, có các điều kiện ban đầu bằng không cho phép ta biến đổi hệ phương trình tuyến tính chuyển động dọc sang dạng toán tử Laplace, từ đó để phân tích chuyển động dọc của UAV.

Với cách phân tích như trên, hệ phương trình tuyến tính chuyển động dọc của UAV viết dưới dạng toán tử có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Từ mô hình toán ta xác định được phương trình đặc trưng theo véc tơ trạng thái XT như sau: 

Ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| *.* |  |  |

Khai triển định thức trên ta thu được phương trình đặc trưng có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

;







Giải phương trình đặc trưng Δ(p) = 0 ta xác định được các giá trị của toán tử Laplace p, tương ứng là 2 cặp nghiệm liên hợp λ1 và λ2, λ3 và λ4. Phân bố trên mặt phẳng phức chúng có dạng:

O

+1

+j

λ3

λ1

λ2

λ4

Hình 3.3. Phân bố nghiệm của hệ phương trình chuyển động dọc trên mặt phẳng phức

Theo lý thuyết tự động điều khiển thì mỗi cặp nghiệm ứng với một khâu dao động.

Quá trình quá độ của khâu dao động có tần số dao động và thời gian quá độ tỉ lệ nghịch với giá trị phần thực của nghiệm phức.

Khi đó phương trình đặc trưng có thể biểu diễn được như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: ξV, ξα - hệ số tắt dần của khâu dao động; ωV, ωα - tần số dao động.

Để phân chia chuyển động của UAV thành chuyển động quay quanh tâm khối và chuyển động tịnh tiến của tâm khối, ta cần xét đặc tính quá độ theo góc tấn và theo tốc độ. Khi cho cánh lái độ cao  lệch đi và duy trì góc lệch đó không đổi. Ta thu được thời gian quá độ của sự thay đổi góc tấn Δα: tqđ = 2 ÷ 4s, còn thời gian quá độ theo tốc độ ΔV có thể kéo dài hơn rất nhiều. Điều này được thể hiện thông qua Hình 3.4 .

Δδc, Δα, ΔV

O

t

Hình 3.4. Đặc tính quá độ theo góc tấn và theo tốc độ

Δα

ΔV

Δδc

ΔαXL

ΔVXL

tqđ

**Như vậy:** M*ô hình tuyến tính chuyển động dọc của UAV có thể phân thành hai chuyển động độc lập gồm: Chuyển động quay quanh tâm khối của UAV là chuyển động theo vị trí góc của UAV ứng với cặp nghiệm λ1 và λ2; Chuyển động tịnh tiến của tâm khối là chuyển động theo tốc độ bay ứng với cặp nghiệm λ3 và λ4.*

Nhận xét: Chuyển động tịnh tiến của tâm khối thay đổi từ từ do vậy ít ảnh hưởng đến tính ổn định và điều khiển UAV còn chuyển động quay quanh tâm khối của UAV ảnh hưởng lớn đến tính ổn định và điều khiển của UAV.

Khi xét chuyển động quay quanh tâm khối ta sẽ sử dụng theo mô hình toán trong đó:

- Phương trình đầu là phương trình gây ra sự thay đổi vận tốc V, do vậy có thể bỏ qua phương trình này.

- Bỏ qua các thành phần có chứa ΔV ở các phương trình còn lại.

- Khi xét chuyển động quay quanh tâm khối sẽ không xét đến thành phần V, nên ta coi như vị trí tay ga động cơ cũng không đổi hay ta bỏ qua thành phần có chứa Δδg.

Khi đó ta nhận được hệ phương trình tuyến tính chuyển động quay quanh tâm khối là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong hệ trên các hệ số  có giá trị tương đối nhỏ so với các hệ số khác, cho nên ta có thể bỏ qua. Đồng thời khi xét thêm phương trình liên hệ, do xét bay bằng và coi như vận tốc không đổi vì vậy ta có: . Khi đó ta nhận được hệ phương trình tuyến tính chuyển động dọc quay quanh tâm khối rút gọn như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

### Xây dựng hàm truyền của UAV

Để đơn giản ta sẽ xét 3 phương trình đầu của hệ như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Viết hệ phương trình trên dưới dạng toán tử Laplace, ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Véc tơ trạng thái của hệ với 3 phương trình đầu là:



Ta có phương trình đặc trưng:



Thực hiện khai triển phương trình đặc trưng theo cột 3 ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: 

* *Hàm số truyền theo góc tấn:*

Góc tấn là góc giữa hình chiếu của véc tơ không tốc lên mặt phẳng đối xứng của UAV và trục dọc UAV. Để tính hàm truyền theo góc tấn ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

 - hàm số truyền của góc tấn theo cánh lái độ cao;

 - sai lệch góc tấn;

 - sai lệch của cánh lái độ cao;

 - phần bù đại số của định thức của phương trình đặc trưng khi thay tương ứng cột hệ số của  bằng cột hệ số của  vế phải của hệ phương trình.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Thay phương trình và vào phương trình ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Đặt: 

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Nhận xét: Phản ứng của góc tấn UAV khi thay đổi cánh lái độ cao là phản ứng của một khâu dao động.

* *Hàm số truyền theo quá tải đứng:*

Quá tải đứng của UAV là tỉ số giữa tổng các lực tác dụng lên UAV theo trục thẳng đứng (không tính đến lực trọng trường) so với trọng lực của UAV.

Vậy ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: ay - gia tốc thẳng đứng.

Lấy gia số 2 vế của phương trình ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Theo phương trình 4 của hệ phương trình  ta có:



|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Theo phương trình đầu của hệ phương trình ta lại có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Từ phương trình và ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Đặt: 

Thay phương trình vào ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Vậy: 

Đặt: 

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Ta có: |  |

Nhận xét: Phản ứng của quá tải đứng UAV so với sự thay đổi của cánh lái độ cao là phản ứng của khâu dao động.

* *Hàm truyền đối với góc chúc ngóc và tốc độ góc chúc ngóc:*

Góc chúc ngóc là góc giữa trục dọc UAV và hình chiếu của nó lên mặt phẳng nằm ngang. Để tính hàm truyền theo góc chúc ngóc ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Tương tự ta tính được:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: 

Như vậy, hàm truyền đối với tốc độ góc chúc ngóc là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Nhận xét: Như vậy phản ứng của góc chúc ngóc UAV theo sự thay đổi của cánh lái độ cao gồm tích của khâu tích phân, khâu dao động và khâu vi phân bậc nhất. Còn phản ứng của tốc độ góc chúc ngóc UAV theo sự thay đổi của cánh lái độ cao gồm tích khâu dao động và khâu vi phân bậc nhất.

* *Hàm truyền đối với góc nghiêng quỹ đạo:*

Góc nghiêng quỹ đạo là góc giữa véc tơ địa tốc và hình chiếu của nó lên mặt phẳng nằm ngang.

Theo phương trình đầu của hệ phương tình ta có:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |
|  | Vậy ta có: |  |

Nhận xét: Phản ứng của góc nghiêng quỹ đạo UAV theo sự thay đổi của cánh lái độ cao là phản ứng của khâu tích phân và khâu dao động.

Thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh UAV

Để thực hiện điều khiển UAV bám theo quỹ đạo tối ưu đã biết có nhiều phương pháp. Một trong những phương pháp là sử dụng mạch vòng điều khiển tự động ổn định độ cao.

Độ cao của quỹ đạo bay bao gồm có độ cao tuyệt đối - độ cao so với mặt nước biển; độ cao thực - độ cao của UAV so với địa hình phía dưới; độ cao tương đối - độ cao so với sân bay cất, hạ cánh.

Mặt biển

Hình 3.5. Các loại độ cao bay

Quỹ đạo bay

Hthực

Htương đối

Sân bay

Htuyệt đối

Khi bay hành trình (trừ các chuyến bay tầm thấp và tầm thấp tới hạn) thường được thực hiện điều khiển theo độ cao khí áp (độ cao tương đối). Với độ cao khí áp không phản ánh chính xác độ cao chuyến bay qua địa hình khác nhau do đó chỉ được sử dụng khi bay ở độ cao lớn để đảm bảo an toàn.

Khi bay ở độ cao thấp, UAV thường điều khiển theo độ cao thực để bám theo địa hình. Độ cao thực của chuyến bay do thiết bị đo độ cao vô tuyến xác định sẽ cho ta độ chính xác cao khi bay tầm thấp. Còn ở độ cao lớn thì thiết bị đo độ cao vô tuyến có sai số phương pháp.

Vì vậy tùy thuộc vào nhiệm vụ chuyến bay mà chọn tín hiệu điều khiển theo độ cao nào. Thông thường để nâng cao độ chính xác và an toàn, trong chuyến bay có thể được sử dụng kết hợp cả độ cao khí áp và độ cao thực.

Mối quan hệ giữa độ cao và góc nghiêng quỹ đạo của UAV:



Mặt khác :  suy ra: khi thay đổi lực N sẽ làm thay đổi quá tải đứng  và qua đó cũng thay đổi độ cao chuyến bay.

Trong đó:

N = P + Y - lực điều khiển được;

G = mg - trọng lực UAV.

**Nhận xét:** *Do đó việc điều khiển độ cao chuyến bay có thể được thực hiện qua mạch vòng điều khiển góc chúc ngóc (điều khiển góc nghiêng quỹ đạo* *) và mạch vòng điều khiển quá tải đứng*  *của UAV.*

### Điều khiển tự động ổn định độ cao sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc

Ta có quy luật điều khiển góc chúc ngóc:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Để điều khiển ổn định độ cao cho trước , ta phải tạo tín hiệu điều khiển góc chúc ngóc cho trước  theo độ cao:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Thay vào ta có quy luật điều khiển độ cao qua điều khiển góc chúc ngóc:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó :

 - thành phần tín hiệu cản dịu;

 - thành phần tín hiệu điều chỉnh góc chúc ngóc;

 - thành phần hiệu chỉnh độ cao.

Từ đó xây dựng sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển ổn định độ cao cho trước như sau:.



Hình 3.6. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc

Xét ảnh hưởng của gió thẳng đứng không đổi 

Khác với mạch vòng ổn định góc chúc ngóc, mạch vòng ổn định độ cao có hai điểm đặt tác động của gió thẳng đứng () vào mạch vòng.



Hình 3.7. Góc tấn sinh ra do gió

Đối với điểm đặt 1, thành phần gió thẳng đứng không ảnh hưởng tới góc tấn và tốc độ góc chúc ngóc ở chế độ xác lập () vì thành phần gió thẳng đứng không đổi không đi qua được toán tử vi phân p, nó chỉ gây ảnh hưởng đến mạch vòng trong thời gian quá độ.

Ta chỉ khảo sát sự ảnh hưởng của gió đặt tại điểm đặt 2: khi có gió thẳng đứng tác động, góc chúc ngóc của UAV bị thay đổi, làm thay đổi góc nghiêng quỹ đạo kết quả độ cao UAV thay đổi theo quy luật tích phân. Yêu cầu đặt ra đối với mạch vòng ổn định độ cao là góc nghiêng quỹ đạo ở chế độ xác lập phải bằng không thì UAV sẽ được duy trì trên quỹ đạo bay không đổi.

Yêu cầu này được thỏa mãn khi góc chúc ngóc xác lập bằng chính góc tấn do gió sinh ra :

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Để xác định sai số tĩnh , ta phân tích quy luật điều khiển độ cao ở chế độ xác lập (), có dạng:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |
| Suy ra : |  |

Thay giá trị góc chúc ngóc xác lập vào ta có:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Như vậy, khi có gió thẳng đứng không đổi tác động đặt vào mạch vòng tại điểm 2, mạch vòng điều khiển ổn định độ cao luôn luôn tồn tại sai số xác lập (sai số tĩnh ).

Tiếp theo ta nghiên cứu quá trình vật lý chuyển động tâm khối UAV theo độ cao khi có tác động của gió đứng không đổi tác động**:**

Giả sử, khi chưa bay vào vùng có gió (thời điểm t<t0) UAV đang bay bằng đều () các thành phần véc tơ địa tốc và không tốc bằng nhau và trùng với trục dọc UAV (trong trường hợp ) (Hình 3.8).

Khi bay vào vùng gió thẳng đứng không đổi ( ), trục dọc UAV Ox1 quay ngược chiều gió với góc ϑXL=αb và UAV sẽ ổn định ở độ cao mới.

Nguyên nhân có  là do khi gió thẳng đứng tác động, UAV quay trục dọc một góc chúc ngóc theo chiều gió (do góc lệch cánh lái độ cao luôn giữ ở vị trí). Sau thời gian nhất định do đặc tính ổn định của UAV và mạch vòng ổn định độ cao làm việc UAV ổn định ở độ cao mới.



Hình 3.8. Sự thay đổi độ cao khi bay vào vùng có gió thẳng đứng không đổi

Quá trình quá độ thay đổi góc chúc ngóc và độ cao được biểu diễn trên Hình 3.9

t

Hct

H

ΔHXL



ϑ0

ϑ

ϑ H

t

Hình 3.9. Đặc tính quá độ ổn định độ cao

Với mạch vòng điều khiển độ cao, khi có gió thẳng đứng tác động luôn luôn có sai số xác lập làm cho UAV bay lệch quỹ đạo bay cho trước gây khó khăn cho quá trình hạ cánh, thậm chí có thể mất an toàn. Do đó trong thiết kế cũng như trong sử dụng, khai thác hệ thống ta phải chú trọng các giải pháp khắc phục, nâng cao độ chính xác điều khiển ổn định độ cao. Thông thường, người ta sử dụng hai giải pháp cơ bản sau:

Giải pháp thứ nhất: Sử dụng định luật điều khiển tích phân:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Khi ta sử dụng quy luật mạch vòng sẽ phiếm tĩnh đối với các tác động của mô men nhiễu, gió, và các sai số đo lường (truyền cảm) ωz, ϑ.

Giải pháp thứ hai: Sử dụng định luật điều khiển có khâu phản hồi quân bằng:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Chúng ta biết rằng, nguyên nhân chính gây ra sai số điều khiển độ cao ở chế độ xác lập là do sai số góc chúc ngóc . Vì vậy, ta cần phải loại trừ sai số do  tác động lên hệ thống bằng cách dùng bộ lọc quân bằng trong mạch vòng điều khiển góc . Nghĩa là đảm bảo  để duy trì được 

### Điều khiển tự động ổn định độ cao sử dụng tín hiệu quá tải đứng

Trong chuyến bay, luôn có lực kéo động cơ *(**),* lực nâng khí động () và trọng lực () tác động lên UAV. Để điều khiển độ cao trong chuyển động quỹ đạo bay, ta cần phải thay đổi các lực này cả về giá trị và hướng. Trong chuyến bay, trọng lực  hầu như không đổi chỉ có hai lực  và  thay đổi. Tổng của hai véc tơ  gọi là lực điều khiển. Quá tải đứng được xác định:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Mặt khác ta có quan hệ:  và 

Từ đó suy ra:  và .

Mối quan hệ giữa góc nghiêng quỹ đạo và độ cao: 

|  |  |
| --- | --- |
| Từ đó suy ra: |  |

Theo hàm truyền của UAV theo tốc độ góc chúc ngóc:



Như vậy: 

|  |  |
| --- | --- |
| Từ đó suy ra: |  |

Trong đó: 

Quy luật điều khiển tự động độ cao chuyến bay qua mạch vòng điều khiển quá tải đứng có dạng:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó: 

Từ đó suy ra :

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó: 

Từ đó xây dựng sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển ổn định độ cao cho trước như sau:.



Hình 3.10. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao sử dụng tín hiệu quá tải đứng

**Nhận xét :** *Mối liên hệ giữa quá tải đứng ny và độ cao H không phụ thuộc vào các thông số của đối tượng điều khiển (như vị trí góc, tốc độ hành trình*  *, tốc độ đối không V của máy bay). Khi quá tải đứng thay đổi sẽ trực tiếp thay đổi độ cao hầu như tức thì. Vì vậy hiệu quả điều khiển UAV cơ động trong mặt phẳng đứng rất lớn.*

### Điều khiển tự động ổn định độ cao kết hợp

Như vậy, để xây dựng mạch vòng điều khiển tự động ổn định độ cao UAV có thể được xây dựng theo hai phương pháp. Tuy nhiên, trong thực tế thì việc điều khiển tự động ổn định độ cao trên các UAV hiện đại được xây dựng trên cơ sở tổng hợp tất cả các tín hiệu để nâng cao độ chính xác trong điều khiển.

Quy luật điều khiển tự động ổn định độ cao có dạng:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Từ đó, sơ đồ cấu trúc tương ứng có dạng sau:



Hình 3.11. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định độ cao kết hợp

Khi bay theo quỹ đạo chương trình, quy luật điều khiển có thể viết dưới dạng khi có bổ sung thêm khâu tích phân:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó :  - thành phần tín hiệu cản dịu;  - thành phần hiệu chỉnh góc chúc ngóc;  - thành phần hiệu chỉnh quá tải đứng;  - thành phần hiệu chỉnh độ cao.

*Nhận xét: Quá trình hạ cánh yêu cầu độ chính xác cao, do vậy trong luận án sẽ sử dụng luật điều khiển . Các giá trị góc chúc ngóc chương trình  , quá tải đứng chương trình  , độ cao chương trình  được xác định trong chương 2.*

### Xác định các tham số đầu vào trong luật điều khiển

Căn cứ vào các luật điều khiển đã đưa ra thì các giá trị góc chúc ngóc chương trình (), quá tải đứng chương trình () và độ cao chương trình () đã được xác định trong chương 2 khi giải quyết bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh UAV.

Giả thiết rằng, trên UAV được trang bị khối đo quán tính sử dụng công nghệ vi cơ điện tử kết hợp với GP|S cho phép xác định đồng thời các tham số vận tốc góc, gia tốc thẳng, kinh độ, vĩ độ, độ cao. Như vậy, trong các luật điều khiển trên vấn đề đặt ra là xác định tham số .

Trên UAV được trang bị các cảm biến gia tốc, khi đó đo được các gia tốc biểu kiến theo các trục của hệ tọa độ liên kết  (gia tốc biểu kiến khi tính theo đơn vị  thì chính là quá tải). Từ đó xác định quá tải pháp tuyến vận tốc (quá tải trong hệ tọa độ tốc độ) như sau:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Trong đó:  và  tương ứng là giá trị quá tải theo các trục  và của hệ tọa độ liên kết. Các giá trị quá tải này được cung cấp từ hệ thống dẫn đường kết hợp. - góc tấn của UAV, giá trị góc tấn của UAV cũng dễ dàng đo được nhờ thiết bị đo góc tấn trên UAV.

Thuật toán điều khiển bám tốc độ của UAV

Để đảm bảo duy trì tốc độ bay cho UAV, đặc biệt là khi UAV thay đổi độ cao cần thiết phải có bộ điều khiển tốc độ. Về nguyên tắc, vòng điều khiển kín theo tốc độ của UAV được thực hiện theo sơ đồ khối Hình 3.12



Hình 3.12. Vòng điều khiển kín của kênh điều khiển theo tốc độ

Do trên UAV sử dụng động cơ đốt trong, động cơ đốt trong phản ứng rất nhạy với cửa ga nên có thể bỏ qua quán tính của động cơ và cánh quạt nên có thể coi sự thay đổi lực kéo *T* xảy ra tức thời với sự thay đổi vị trí cửa ga (không có giữ chậm theo thời gian). Mặt khác, cửa ga thay đổi tức thời với sự thay đổi sai số tốc độ bay. Vì vậy, sự thay đổi tốc độ bay liên quan trực tiếp và tức thời với sự thay đổi lực kéo *T*. Vấn đề điều khiển tốc độ bay theo điều khiển lực kéo *T* của cánh quạt hay điều khiển vị trí cửa ga đã được trình bày trong các tài liệu [[43](#_ENREF_43)].

Thuật toán điều khiển tốc độ được tổng hợp như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó: Hệ số , thỏa mãn: ; *Ko* – hệ số lực kéo cần thiết để UAV bay bằng; *KV* - hệ số lực kéo khi có sai lệch về tốc độ của UAV so với tốc độ của UAV theo chương trình; *Vct*- tốc độ của UAV theo chương trình; *Tmax* - lực kéo lớn nhất của UAV, thành phần lực kéo này phụ thuộc vào độ cao và tốc độ bay (Phụ lục 1). Các hệ số *Ko, KV* được lựa chọn bằng cách sử dụng công cụ tối ưu hóa Simulink Response Optimization trong Simulink.

Kết luận chương 3

Trong chương này, Luận án đã giải quyết chọn vẹn bài toán thứ 2 đã được đặt ra trong Chương 1. Trong đó, tập trung chủ yếu vào việc xây dựng mô hình động học của UAV, làm cơ sở để xây dựng hệ các phương trình mô tả chuyển động của UAV. Những mô tả, phân tích toán học bằng hệ các phương trình vi phân cho phép xác định các hàm truyền theo phản ứng đầu ra hệ thống điều khiển hạ cánh UAV.

Phân tích các thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh của UAV cho thấy, có nhiều giải pháp để điều khiển UAV bám theo quỹ đạo hạ cánh. Luận án lựa chọn giải pháp sử dụng bộ điều khiển bám PI. Đây là giải pháp quan trọng, cần thiết và có hiệu quả. Kết quả sử dụng bộ điều khiển bám PI đã giúp quá trình điều khiển UAV bám chính xác theo quỹ đạo hạ cánh tối ưu đã được xây dựng trong chương 2.

Phân tích ảnh hưởng của gió đến quá trình chuyển động của UAV thấy rằng, quỹ đạo hạ cánh của UAV chịu ảnh hưởng rất lớn bởi nhiễu động gió. Trên cơ sở phân tích, đánh giá mức độ ảnh hưởng của gió tới quỹ đạo hạ cánh của UAV, Luận án đã đề xuất một số giải pháp nhằm hạn chế sự ảnh hưởng này. Các giải pháp đề xuất của Luận án đều hướng tới việc nâng cao khả năng bảo đảm an toàn cho UAV khi hạ cánh trong điều kiện có gió. Đây là những giải pháp quan trọng, cần thiết. Tính đúng đắn của giải pháp sẽ được khảo sát, đánh giá thông qua phần mềm Matlab Simulink ở Chương 4.

# MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

Do không có điều kiện tiến hành thử nghiệm trên thực tế, Luận án sử dụng phương pháp mô phỏng bằng phần mềm Matlab Simulink để kiểm nghiệm, đánh giá các kết quả đã nghiên cứu. Trọng tâm là, mô phỏng, đánh giá kết quả chương trình thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV trong các điều kiện khác nhau và mô phỏng hệ thống điều khiển bám quỹ đạo hạ cánh của UAV trong kiện không có gió và có gió.

Đánh giá bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV khi thay đổi điều kiện biên

Trong chương trình tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV được viết bằng phần mềm Matlab (phụ lục 2). Kết quả đã đưa ra được các quỹ đạo chương trình cũng như các tín hiệu điều khiển được thể hiện trong chương 2. Tuy nhiên, để đánh giá hiệu quả của thuật toán, trong phần này sẽ xem xét sự thay đổi điều kiện biên (điều kiện ban đầu khi vào hạ cánh, điều kiện cuối mong muốn). Trong đó điều kiện ban đầu thay đổi bao gồm: thay đổi độ cao ban đầu, thay đổi góc nghiêng quỹ đạo ban đầu, thay đổi vận tốc ban đầu. Thay đổi điều kiện cuối mong muốn: vận tốc hạ cánh mong muốn, cự ly hạ cánh mong muốn.

### Khi thay đổi điều kiện ban đầu

**Trường hợp 1:** Thay đổi độ cao ban đầu 

Xét trạng thái ban đầu của UAV với : ; ; . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ; ; ; . *Coi rằng:*Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp khi UAV ban đầu vào hạ cánh ở các độ cao khác nhau: ; ; (theo phụ lục 2), cho ra các kết quả như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.1. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 4.2. Vận tốc của UAV |
| Hình 4.3. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 4.4. Giá trị hàm Hamilton |
| Hình 4.5. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV | Hình 4.6. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV |
| Hình 4.7. Góc tấn của UAV | Hình 4.8. Góc chúc ngóc của UAV |

**Trường hợp 2:**Thay đổi góc nghiêng quỹ đạo ban đầu

Xét trạng thái ban đầu của UAV với : ; ; . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ;; ; . *Coi rằng:* Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp khi UAV ban đầu vào hạ cánh với các góc nghiêng quỹ đạo ban đầu khác nhau: ; ;  (theo phụ lục 2), cho ra các kết quả như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.9. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 4.10. Vận tốc của UAV |
| Hình 4.11. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 4.12. Giá trị hàm Hamilton |
| Hình 4.13. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV | Hình 4.14. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.15. Góc tấn của UAV | Hình 4.16. Góc chúc ngóc của UAV |

**Trường hợp 3:**Thay đổi vận tốc ban đầu của UAV

Xét trạng thái ban đầu của UAV với : ; ; . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ;; ; . *Coi rằng:* Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp khi UAV ban đầu vào hạ cánh vận tốc ban đầu khác nhau: ;;  (theo phụ lục 2), cho ra các kết quả như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.17. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 4.18. Vận tốc của UAV |
| Hình 4.19. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 4.20. Giá trị hàm Hamilton |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.21. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV | Hình 4.22. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV |
| Hình 4.23. Góc tấn của UAV | Hình 4.24. Góc chúc ngóc của UAV |

**Nhận xét:***Như vậy, khi thay đổi điều kiện ban đầu khi UAV vào hạ cánh (bao gồm Vận tốc, độ cao, góc nghiêng quỹ đạo) thì chương trình cũng đưa ra được quỹ đạo tối ưu, cũng như quá tải* *. Kết quả cũng cho thấy hàm Hamilton tiến dần đến 0, việc hạn chế quá tải đứng đã bảo đảm góc tấn và góc chúc ngóc của UAV trong giới hạn cho phép.*

### Khi thay đổi điều kiện cuối

**Trường hợp 1:**Thay đổi vận tốc hạ cánh mong muốn 

Xét trạng thái ban đầu của UAV với: ; ; ; . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ; ; . *Coi rằng:* . Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp thay đổi vận tốc hạ cánh mong muốn khác nhau: ;; (theo phụ lục 2), cho ra các kết quả như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.25. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 4.26. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.27. Vận tốc của UAV | Hình 4.28. Giá trị hàm Hamilton |

Hình 4.25 thể hiện quỹ đạo của UAV ứng với các vận tốc  khác nhau. Hình 4.26 thể hiện sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian ứng với các vận tốc  khác nhau. Nhận thấy, ứng với vận tốc  lớn thì tốc

độ thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV ở thời điểm cuối rất nhanh.

Hình 4.29 và Hình 4.30 thể hiện sự thay đổi quá tải  ứng với tốc độ  khác nhau.

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.29. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV | Hình 4.30. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV |

Hình 4.31 thể hiện sự thay đổi góc tấn theo thời gian. Từ đó nhận thấy rằng, khi giảm tốc độ tiếp đất sẽ làm tăng góc tấn.

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.31. Góc tấn của UAV | Hình 4.32. Góc chúc ngóc của UAV |

**Trường hợp 2:**Thay đổi cự ly hạ cánh mong muốn 

Xét trạng thái ban đầu của UAV với : ; ; ; . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ;; . *Coi rằng:* . Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp thay đổi cự ly hạ cánh mong muốn khác nhau: ; ;  (theo phụ lục 2), cho ra các kết quả như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.33. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 4.34. Vận tốc của UAV |
| Hình 4.35. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 4.36. Giá trị hàm Hamilton |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.37. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV | Hình 4.38. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV |
| Hình 4.39. Góc tấn của UAV | Hình 4.40. Góc chúc ngóc của UAV |

**Trường hợp 3:**Cự ly hạ cánh mong muốn thay đổi liên tục (trường hợp UAV hạ cánh xuống mục tiêu di dộng).

Giả thiết mục tiêu di động (chẳng hạn tàu sân bay, phương tiện chạy trên mặt đất...) chuyển động thẳng đều và cùng hướng với chuyển động của UAV. Khi đó, cự ly hạ cánh mong muốn sẽ được tính như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  |  |

Trong đó:

 - cự ly từ UAV đến vị trí hạ cánh mong muốn khi bắt đầu vào hạ cánh (giả thiết ).

 - thời gian tối ưu;

- vận tốc mục tiêu di động (giả thiết vận tốc mục tiêu khảo sát trong 3 trường hợp ; ; ).

Xét trạng thái ban đầu của UAV với : ; ; ; . Trạng thái cuối mong muốn của UAV: ;; . *Coi rằng:* . Sử dụng phần mềm Matlab 2015 viết và chạy chương trình trong từng trường hợp thay đổi cự ly hạ cánh thay đổi liên tục theo biểu thức với các vận tốc mục tiêu khác nhau: ; ;  (theo phụ lục 2), cho ra các kết quả như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.41. Quỹ đạo của UAV với  khác nhau. | Hình 4.42. Vận tốc của UAV |
| Hình 4.43. Góc nghiêng quỹ đạo của UAV | Hình 4.44. Quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV |
| Hình 4.45. Quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV | Hình 4.46. Góc chúc ngóc của UAV |

**Nhận xét:** *Như vậy, khi thay đổi vận tốc mong muốn khi tiếp đất, cự ly mong muốn thì chương trình cũng đưa ra được quỹ đạo tối ưu, cũng như quá tải* *. Kết quả cũng cho thấy hàm Hamilton tiến dần đến 0, hạn chế quá tải đứng đã bảo đảm góc tấn và góc chúc ngóc của UAV trong giới hạn cho phép. Đặc biệt, có thể áp dụng chương trình tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho trường hợp hạ cánh xuống các mục tiêu di động.*

**Kết luận:** Chương trình tối ưu quỹ đạo đã đưa ra được quỹ đạo hạ cánh cũng như tín hiệu điều khiển trong các trường hợp khi thay đổi điều kiện ban đầu (điều kiện khi UAV vào hạ cánh) và điều kiện cuối (khi UAV tiếp đất). Đặc biệt nhờ việc hạn chế quá tải đứng đã góp phần giảm được vận tốc hạ cánh điều này đặc biệt có ý nghĩa khi UAV cần hạ cánh xuống đường băng ngắn. Ngoài ra, việc hạn chế quá tải đứng góp phần khống chế được góc tấn và góc chúc ngóc của UAV khi tiếp đất.

Đánh giá vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV

Trên cơ sở mô hình toán và các tham số của đối tượng "UAV-70V". Trong phần này sẽ trình bày xây dựng mô hình mô phỏng bằng phần mềm Matlab Simulink. Trong đó luật điều khiển bám quỹ đạo được sử dụng để mô phỏng theo biểu thức , chương trình hạ cánh (góc chúc ngóc chương trình , quá tải đứng chương trình  và độ cao chương trình ) được lấy từ phần tối ưu quỹ đạo trong chương 2. Mục đích đánh giá khả năng áp dụng chương trình hạ cánh tối ưu và thuật toán bám quỹ đạo vào đối tượng UAV cụ thể. Trong đó có xem xét ảnh hưởng của gió trong mặt phẳng thẳng đứng và biện pháp để hạn chế ảnh hưởng của gió.

### Dữ liệu đầu vào mô phỏng

Mô hình mô phỏng chuyển động của UAV là thành phần quan trọng trong quá trình bay thử nghiệm UAV. Kết quả của quá trình bay thử nghiệm phần lớn được xác định bởi độ tin cậy của mô hình mô phỏng. Độ tin cậy của mô hình mô phỏng phụ thuộc vào độ tin cậy của dữ liệu ban đầu cho mô hình.

Loại UAV cỡ nhỏ được sử dụng nghiên cứu trong Luận án dựa trên mô hình UAV cỡ nhỏ, cụ thể là loại “UAV-70V”.

- Đặc trưng hình học và đặc trưng khối lượng – quán tính – định tâm:

Các đặc trưng hình học và đặc trưng khối lượng – quán tính – định tâm của UAV được xác định trực tiếp từ hình vẽ ba chiều của UAV bằng phần mềm INVENTOR.

- Đặc trưng khí động:

Các hệ số khí động được xác định bằng phần mềm ANSYS CFX, dựa trên giải số hệ phương trình Navier-Stock bằng phương pháp thể tích hữu hạn [[25](#_ENREF_25)]. Các hệ số hiệu quả của cánh lái (,,) và các đạo hàm khí động khác (,,,,…) được tính bằng phương pháp xoáy rời rạc tuyến tính [[42](#_ENREF_42)].

- Các thông số của UAV-70V:

Đặc trưng hình học; đặc trưng khối lượng – quán tính – định tâm và đặc trưng khí động được trình bày trong phụ lục 1.

### Lựa chọn các hệ số trong luật điều khiển

Để giải HPTVP phi tuyến không dừng chuyển động của UAV (hệ phương trình ), không thể giải bằng phương pháp giải tích được mà phải lựa chọn phương pháp số. Hệ phương trình này bao gồm phần lớn là các phương trình vi phân thường, tức là không phải là phương trình vi phân đạo hàm riêng. Ngoài các phương trình vi phân còn có các biểu thức đại số, lượng giác, các bất đẳng thức biểu diễn các ràng buộc, vùng không nhạy, vùng bão hòa... Luận án đã chọn phương pháp số Runge-Kutta có chọn bước tính tự động thay đổi (variable step) để giải HPTVP nói trên. Công cụ toán học này đã được cài đặt sẵn trong Simulink/simulation/simulation parameters. Độ chính xác tương đối được chọn là 10-3. Việc chọn bước tính tự động để phù hợp với sự biến đổi các tham số trong hệ phương trình nói trên. Các biểu thức đại số và lượng giác được thực hiện bằng cách nối các đầu vào và đầu ra tương ứng với các khối có sẵn trong Simulink hoặc tự tạo (user-defined function).

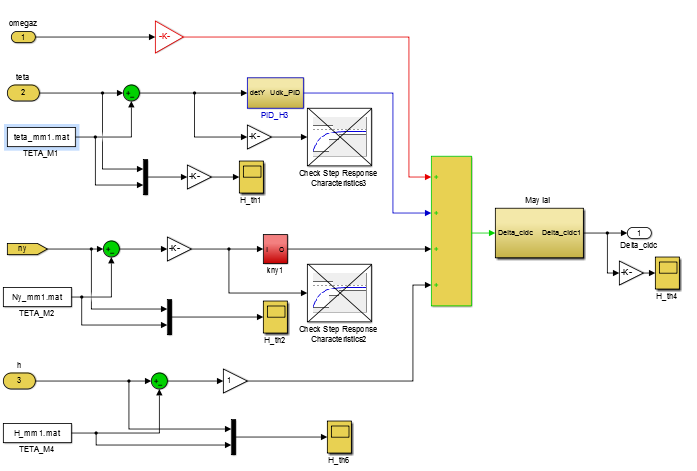
Từ mô hình động lực học của UAV (hệ phương trình ), các tham số đặc trưng của UAV, quy luật điều khiển , các chương trình quỹ đạo đã tìm được trong chương 2. Ta xây dựng sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc hạ cánh theo chương trình của UAV thể hiện Hình 4.47.



Hình 4.47. Sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc hạ cánh theo chương trình của UAV

Ta xây dựng mô hình mô phỏng vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV bằng sử dụng phần mềm Matlab Silulink. Sơ đồ mô phỏng từng khối trong vòng điều khiển kín được trình bày cụ thể trong phụ lục 3.

Trong sơ đồ mô phỏng khối điều khiển góc chúc ngóc Hình 4.48, các giá trị teta\_mm1, Ny\_mm1, H\_mm1 trong khối điều khiển góc chúc ngóc UAV là các giá trị góc chúc ngóc chương trình, quá tải đứng chương trình, độ cao chương trình được lấy từ phần tối ưu quỹ hạ cánh. Sử dụng công cụ tối ưu hóa Simulink Response Optimization trong Simulink, kết quả sẽ tìm được các hệ số *Kp, Ki* – tương ứng với các hệ số tỷ lệ, hệ số tích phân của bộ điều khiển PI cũng như  , - tương ứng với các hệ số cản dịu kênh dọc, hệ số loại trừ sai lệch quá tải.



Hình 4.48. Sơ đồ mô phỏng khối điều khiển góc chúc góc của UAV

Trong phần mềm Matlab- Simulink của hãng MathWorks đã xây dựng sẵn những chương trình tối ưu hóa cho hệ thống tự động theo tham số. Chương trình tối ưu hóa hệ thống cho phép ta chọn trước những chỉ tiêu tối ưu, những tham số cần tối ưu hóa, giới hạn tối ưu. Chương trình tối ưu hóa có khả năng xác định chính xác các tham số tối ưu trong khoảng thời gian rất nhỏ đáp ứng những chỉ tiêu tối ưu đặt ra.

Một trong những công cụ tối ưu hóa của Matlab - Simulink là "Simulink Design Optimization". Nhờ công cụ này, chúng ta có thể điều chỉnh tín hiệu đáp ứng mong muốn trong mô hình Simulink bằng cách thêm khối "Check step Response Characteristics" vào trong mô hình thiết kế.

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.49. Thư viện công cụ của Simulink và công cụ tối ưu hóa | Hình 4.50. Bảng "Lookup Tables" trong Simulink |

Để sử dụng công cụ tối ưu hóa, các hệ số  , ,  ,  được tuyến tính hóa từng khúc theo thời gian dưới dạng các bảng "Lookup Tables", giá trị tại các đầu mút các khúc sẽ được lựa chọn bằng khối "Check step Response Characteristics" của Simulink (7). Có thể áp dụng phương pháp thực nghiệm (Z-N) do Ziegler và Nichols đề xuất kết hợp với phương pháp "chỉnh định bằng tay" để lựa chọn sơ bộ các hệ số này trước khi sử dụng khối "Check step Response Characteristics" của Simulink.

Các hệ số được tuyến tính hóa từng khúc theo thời gian dưới dạng các bảng "Lookup Tables" trong Simulink. Kết quả tuyến tính hóa từng khúc các hệ số  , , , và lựa chọn giá trị các đầu mút của các khúc bằng khối "Check step Response Characteristics" trong bộ công cụ tối ưu hóa "Simulink Design Optimization" của Simulink. Kết quả tìm được giá trị các hệ số

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.51. Các hệ số | Hình 4.52. Sự thay đổi cự ly của UAV theo thời gian |

Bước tiếp theo chúng ta kìm các hệ số ,  để thực thi theo luật điều khiển . Quá trình tìm các hệ số này hoàn toàn tương tự giống như trên. kết quả cũng tìm được các hệ số ,  tương ứng.

### Kết quả mô phỏng trường hợp không có gió

Sau đó thay các giá trị , , , , ,  tìm được vào các bảng "Lookup Tables" tương ứng trong mô hình. Kết quả chạy chương trình mô phỏng đưa ra kết quả như sau:

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Hình 4.53**.** Quỹ đạo hạ cánh của UAV | | Hình 4.54**.** Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian | |
| Hình 4.55. Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian | Hình 4.56. Sự thay đổi góc lệch cánh lái độ cao của UAV | |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.57. Sự thay đổi quá tải đứng của UAV theo thời gian | Hình 4.58. Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian |

Hình 4.53 đường nét liền thể hiện quỹ đạo hạ cánh mong muốn (chương trình), còn đường nét đứt thể hiện quỹ đạo hạ cánh thực tế. Kết quả cho thấy nhờ sử dụng các thuật toán điều khiển bám theo góc chúc ngóc chương trình, quá tải chương trình và theo tốc độ mà quỹ đạo hạ cánh của UAV bám sát quỹ đạo hạ cánh mong muốn. Kết quả cho thấy hệ thống điều khiển hạ cánh theo đúng quỹ đạo chương trình với độ chính xác cao. Sai số ở thời điểm cuối (tiếp đất) về độ cao, sai số về độ cao này đảm bảo các yêu cầu UAV hạ cánh an toàn.

Hình 4.54, Hình 4.55 thể hiện sự thay đổi góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo của UAV. Nhận thấy, góc chúc ngóc và góc nghiêng quỹ đạo của UAV (đường nét đứt) đã bám sát theo góc chúc chương trình và góc nghiêng quỹ đạo chương trình (đường nét liền). Góc nghiêng quỹ đạo khi UAV tiếp đất , góc chúc góc khi UAV tiếp đất là  bảo đảm nằm trong giới hạn cho phép.

Hình 4.56 thể hiện sự thay đổi góc lệch cánh lái độ cao là phù hợp, góc lệch cánh lái nằm trong giới hạn . Hình 4.57 thể hiện sự thay đổi quá tải đứng của UAV (đường nét đứt), nhận thấy quá tải đứng của UAV đã bám theo quỹ tải đứng chương trình (đường nét liền) và nằm trong phạm vi cho phép. Hình 4.58 thể hiện sự thay đổi góc tấn của UAV, góc tấn của UAV nằm trong giới hạn cho phép và ở thời điểm cuối góc tấn của UAV là .

**Nhận xét:**

*- Sự thay đổi độ cao của UAV theo thời đảm bảo chất lượng tốt, đặc là độ chính xác ở thời điểm tiếp xúc đường băng;*

*- Tín hiệu góc chúc ngóc đưa ra đã bám theo góc chúc ngóc chương trình (đã xây dựng trong phần tối ưu quỹ đạo);*

*- Sự thay góc chúc ngóc của UAV theo thời gian với thay đổi sẽ bảo đảm cho quỹ đạo hạ được "mềm mại", không có sự thay đổi đột biến.*

### Kết quả mô phỏng trường hợp có gió dọc

Kết quả mô phỏng trong trường hợp hạ cánh không có gió, hạ cánh ngược gió () và hạ cánh xuôi gió () thực hiện theo luật điều khiển  như sau:

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Hình 4.59. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | | Hình 4.60. Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian | |
| Hình 4.61. Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian | Hình 4.62. Sự thay đổi vận tốc thẳng đứng của UAV theo thời gian | |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.63. Sự thay đổi quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV theo thời gian | Hình 4.64. Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian |

Hình 4.59 thể hiện quỹ đạo hạ cánh của UAV. Qua đó nhận thấy, khi UAV hạ cánh xuôi gió , quỹ đạo hạ cánh là đường nét đứt, ở thời điểm cuối thấp hơn quỹ đạo hạ cánh khi không có gió. Sai số độ cao ở thời điểm cuối là . Khi hạ cánh ngược gió  thì quỹ đạo hạ cánh là đường nét chấm, ở thời điểm cuối cao hơn quỹ đạo hạ cánh khi không có gió. Sai số độ cao ở thời điểm cuối là . Sai số về độ cao ở thời điểm cuối thể hiện cụ thể trong Bảng 4.1. Từ đó nhận thấy, sai số độ cao ở thời điểm cuối khi hạ cánh xuôi gió lớn hơn sai số độ cao ở thời điểm cuối khi hạ cánh ngược gió.

Trên Hình 4.60 đưa ra kết quả góc chúc ngóc của UAV trong trường hợp hạ cánh không có gió và hạ cánh có gió dọc. Giá trị góc chúc ngóc của UAV ở thời điểm cuối được thể hiện trong Bảng 4.1.

Hình 4.61 thể hiện góc nghiêng quỹ đạo của UAV trong trường hợp hạ cánh không có gió và hạ cánh có gió dọc. Qua đó nhận thấy, góc nghiêng quỹ đạo của UAV trong quá trình hạ cánh luôn âm tiến dần về giá trị không khi tiếp đất. Giá trị góc nghiêng quỹ đạo của UAV ở thời điểm cuối thể hiện trong Bảng 4.1.

Hình 4.62 thể hiện sự thay đổi vận tốc thẳng đứng của UAV trong trường hợp hạ cánh không có gió và hạ cánh có gió dọc. Qua đó nhận thấy, khi hạ cánh xuôi gió, hạ cánh ngược gió vận tốc thẳng đứng của UAV khi tiếp đất đều âm.

Trên Hình 4.63 thể hiện sự thay đổi quá tải pháp tuyến vận tốc () của UAV trong trường hợp hạ cánh không có gió và hạ cánh có gió dọc (). Từ kết quả nhận thấy, khi có gió dọc thay đổi trong phạm vi () thì quá tải tiếp tuyến vận tốc của UAV vẫn nằm trong giới hạn cho phép. Hình 4.64 thể hiện sự thay đổi góc tấn của UAV. Từ kết quả nhận thấy, khi có UAV hạ cánh xuôi gió thì góc tấn của UAV sẽ tăng đáng kể và có nguy cơ vượt quá giá trị tới hạn. Vì vậy, khi thiết kế sân bay hạ cánh cần lựa chọn hướng phù hợp.

Bảng 4.1. Các tham số của UAV ở thời điểm cuối khi có gió dọc thực hiện theo luật điều khiển

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Các tham số**  **Vận tốc gió** | **Sai số cự ly [m]** | **Sai số độ cao [m]** | **Vận tốc thẳng đứng [m/s]** | **Góc nghiêng quỹ đạo [o]** | **Góc chúc ngóc [o]** | **Góc tấn [o]** |
|  | 0,5555 | -1,0072 | -0,307 | -0,6613 | 12,2518 | 12,9978 |
|  | 0,4322 | -0,7632 | -0,3309 | -0,6079 | 11,6188 | 12,2851 |
|  | 0,3121 | -0,5429 | -0,2968 | -0,5460 | 11,0562 | 11,6373 |
|  | 0,1957 | -0,3442 | -0,2572 | -0,4739 | 10,5668 | 11,0559 |
|  | 0,0832 | -0,1643 | -0,2111 | -0,3894 | 10,1190 | 10,5085 |
|  | -0,0252 | -0,0009 | -0,1574 | -0,2907 | 9,6989 | 9,9803 |
|  | -0,1293 | 0,1478 | -0,0977 | -0,1807 | 9,3069 | 9,4759 |
|  | -0,2290 | 0,2838 | -0,0324 | -0,0600 | 8,9770 | 9,0312 |
|  | -0,3245 | 0,4088 | 0,0398 | 0,0737 | 8,7731 | 8,7089 |

**Nhận xét:** *Căn cứ vào kết quả mô phỏng và bảng kết quả các tham số của UAV ở thời điểm cuối, nhận thấy khi vận tốc gió*  *thì* *sai số độ cao*  *vượt quá giá trị cho phép. Còn khi*  *thì sai số độ cao*  *vượt quá giá trị cho phép. Như vậy, trong phạm vi gió (**) thì tất cả các tham số sai số độ cao, sai số cự ly, vận tốc thẳng đứng, góc chúc ngóc, góc tấn, quá tải pháp tuyến vận tốc của UAV bảo đảm các yêu cầu.*

Để nâng cao khả năng hoạt động của hệ thống khi có gió, giải pháp đưa ra là bổ sung thêm khâu quân bằng tín hiệu góc chúc ngóc. Khi đó, quy luật điều khiển có dạng:

|  |  |
| --- | --- |
|  |  |

Khi chạy chương trình mô phỏng thực hiện theo luật điều khiển . Kết quả giá trị các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất trong các trường hợp vận tốc gió dọc khác nhau được thống kê chi tiết trong Bảng 4.2.

Bảng 4.2. Các tham số của UAV ở thời điểm cuối khi có gió dọc thực hiện theo luật điều khiển

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Các tham số**  **Vận tốc gió** | **Sai số cự ly [m]** | **Sai số độ cao [m]** | **Vận tốc thẳng đứng [m/s]** | **Góc nghiêng quỹ đạo [o]** | **Góc chúc ngóc [o]** | **Góc tấn [o]** |
|  | 0,2265 | -0,2389 | 0,0912 | 0,1684 | 14,0402 | 13,8447 |
|  | 0,1178 | -0,0741 | -0,1187 | -0,2193 | 11,9785 | 12,2190 |
|  | -0,0220 | 0,0514 | -0,2569 | -0,4748 | 9,8530 | 10,3278 |
|  | -0,1351 | 0,1089 | -0,2636 | -0,4872 | 8,2968 | 8,7368 |
|  | -0,2336 | 0,1415 | -0,2162 | -0,3995 | 8,6074 | 8,9296 |
|  | -0,2676 | 0,1757 | -0,4264 | -0,7882 | 4,8716 | 5,4818 |

**Nhận xét:** *Từ bảng kết quả các tham số của UAV ở thời điểm cuối khi sử dụng luật điều khiển có bổ sung khâu quân bằng nhận thấy: trong phạm vi gió (**) thì tất cả các tham số sai số độ cao, sai số cự ly, vận tốc thẳng đứng, góc chúc ngóc, góc tấn, quá tải đứng của UAV bảo đảm các yêu cầu. Như vậy, nhở việc sử dụng thêm khâu quân bằng trong mạch vòng bám góc chúc ngóc mà hệ thống đã có khả năng hoạt động trong phạm vi gió dọc lớn hơn mà vẫn bảo đảm UAV hạ cánh an toàn.*

### Kết quả mô phỏng trường hợp có gió đứng

- Kết quả mô phỏng trong trường hợp có gió đứng và thực hiện theo luật điều khiển như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.65. Quỹ đạo hạ cánh của UAV | Hình 4.66. Sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian |
| Hình 4.67. Sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo của UAV theo thời gian | Hình 4.68. Sự thay đổi vận tốc thẳng đứng của UAV theo thời gian |

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.69. Sự thay đổi quá tải đứng của UAV theo thời gian | Hình 4.70. Sự thay đổi góc tấn của UAV theo thời gian |

Hình 4.65, Hình 4.66 thể hiện quỹ đạo hạ cánh của UAV và sự thay đổi góc chúc ngóc của UAV theo thời gian khi có gió đứng tác động.

Hình 4.67, Hình 4.68 thể hiện sự thay đổi góc nghiêng quỹ đạo và sự thay đổi vận tốc thẳng đứng của UAV. Nhận thấy góc nghiêng quỹ đạo và vận tốc thẳng đứng của UAV luôn âm và tiến dần về giá trị 0. Giá trị cụ thể các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất thể hiện trong Bảng 4.3.

Bảng 4.3. Các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất khi có gió đứng thực hiện theo luật điều khiển

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Các tham số**  **Vận tốc gió** | **Sai số cự ly [m]** | **Sai số độ cao [m]** | **Vận tốc thẳng đứng [m/s]** | **Góc nghiêng quỹ đạo [o]** | **Góc chúc ngóc [o]** | **Góc tấn [o]** |
|  | 0,0802 | -0,1637 | -0,2063 | -0,3807 | 13,7858 | 10,4819 |
|  | 0,0864 | -0,1641 | -0,2118 | -0,3907 | 11,9636 | 10,5101 |
|  | 0,0832 | -0,1643 | -0,2110 | -0,3893 | 10,1303 | 10,5197 |
|  | 0,0754 | -0,1612 | -0,2066 | -0,3812 | 8,2844 | 10,5099 |
|  | 0,0602 | -0,1562 | -0,1984 | -0,3660 | 6,4315 | 10,4824 |
|  | 0,0449 | -0,1455 | -0,1885 | -0,3478 | 4,5683 | 10,4345 |
|  | 0,0244 | -0,1319 | -0,1768 | -0,3262 | 2,7015 | 10,3688 |
|  | 0,0081 | -0,1107 | -0,1661 | -0,3066 | 0,8290 | 10,2854 |

- Khi chạy chương trình mô phỏng thực hiện theo luật điều khiển . Kết quả giá trị các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất trong các trường hợp vận tốc gió đứng khác nhau được thống kê chi tiết trong Bảng 4.4.

Bảng 4.4. Các tham số của UAV ở thời điểm tiếp đất khi có gió đứng thực hiện theo luật điều khiển

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **Các tham số**  **Vận tốc gió** | **Sai số cự ly [m]** | **Sai số độ cao [m]** | **Vận tốc thẳng đứng [m/s]** | **Góc nghiêng quỹ đạo [o]** | **Góc chúc ngóc [o]** | **Góc tấn [o]** |
|  | -0,0096 | 0,0383 | -0,2642 | -0,4883 | 13,4898 | 10,2875 |
|  | -0,0149 | 0,0442 | -0,2612 | -0,4827 | 11,6770 | 10,3124 |
|  | -0,0220 | 0,0514 | -0,2567 | -0,4744 | 9,8419 | 10,3164 |
|  | -0,0302 | 0,0597 | -0,2518 | -0,4654 | 7,9875 | 10,3005 |
|  | -0,0402 | 0,0693 | -0,2430 | -0,4492 | 6,1224 | 10,2632 |
|  | -0,0526 | 0,0800 | -0,2264 | -0,4185 | 4,2569 | 10,2039 |
|  | -0,0651 | 0,0908 | -0,2098 | -0,3879 | 2,3849 | 10,1273 |
|  | -0,0806 | 0,1029 | -0,1861 | -0,3441 | 0,5197 | 10,0297 |

**Nhận xét:** *Từ các kết quả nhận thấy: Trong phạm vi gió đứng (* *) thì tất cả các tham số sai số độ cao, sai số cự ly, vận tốc thẳng đứng, góc chúc ngóc, góc tấn, quá tải đứng của UAV bảo đảm các yêu cầu. Đặc biệt khi có sử dụng thêm khâu quân bằng thì giá trị sai số độ cao giảm đi rõ đáng kể.*

Kết luận chương 4

Chương 4 của luận án tập trung vào việc khảo sát, đánh giá kết quả của việc xây dựng và giải các bài toán đã xác định thông qua công cụ tính toán và mô phỏng bằng phần mềm Matlab Simulink. Cụ thể:

- Mô phỏng thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV khi thay đổi các điều kiện ban đầu và điều kiện cuối. Kết quả mô phỏng cho thấy, chương trình vẫn đưa ra quỹ đạo hạ cánh tối ưu đáp ứng các yêu cầu đặt ra về vị trí tiếp đất mong muốn, về vận tốc, góc nghiêng quỹ đạo, góc chúc ngóc của UAV khi tiếp đất. Đặc biệt, chương trình tối ưu quỹ đạo có khả năng đáp ứng nhu cầu hạ cánh của UAV xuống đường băng ngắn, đường băng di động.

- Các kết quả khảo sát thông qua phần mềm Matlab Simulink cho thấy, mô hình động lực học và thuật toán điều khiển bám theo quỹ đạo tối ưu trong điều kiện có gió như đã xây dựng và lựa chọn là phù hợp. Sử dụng luật điều khiển theo mô hình động lực học và các thuật toán điều khiển đã đề xuất hoàn toàn có thể điều khiển UAV bám theo quỹ đạo tối ưu, bảo đảm cho UAV hạ cánh an toàn trong điều kiện có nhiễu động gió.

- Từ các kết quả nhận thấy, khi hạ cánh xuôi gió thì khó khăn hơn khi hạ cánh ngược gió. Vì vậy, khi thiết kế đường băng cất hạ cánh cần tính toán thích hợp để UAV có thể dễ dàng hạ cánh trong điều kiện có gió.

1. KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ

**I. Kết luận**

Mâu thuẫn cơ bản nhất trong giải quyết bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV là mâu thuẫn giữa tốc độ hạ cánh của UAV với độ dài đường băng cố định và với góc tấn tới hạn cho phép. Để UAV có thể hạ cánh an toàn với tốc độ hạ cánh nhỏ nhất mà vẫn đảm bảo góc tấn không vượt quá giới hạn cho phép là một bài toán cần được nghiên cứu, giải quyết. Đề tài *“Tổng hợp thuật toán điều khiển hạ cánh theo chương trình cho máy bay không người lái cỡ nhỏ”* đã nghiên cứu và giải quyết vấn đề này. Cụ thể, Luận án đã nghiên cứu, giải quyết các nội dung cốt lõi sau:

- Đã nghiên cứu các phương pháp giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV. Từ đó, đề xuất phương pháp hạn chế quá tải đứng để hạn chế góc tấn của UAV khi hạ cánh. Nghĩa là, đã xây dựng được chương trình quỹ đạo hạ cánh tối ưu của UAV.

- Đã xây dựng được mô hình động học của UAV, từ đó xây dựng hệ các phương trình mô tả chuyển động của UAV. Việc xây dựng thuật toán, đưa ra các hệ phương trình mô tả chuyển động của UAV cho phép xác định đầy đủ các tham số liên quan đến bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV. Trên cơ sở đó, có thể lựa chọn hợp lý các tham số cần tối ưu.

- Đã phân tích các thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh của UAV, trên cơ sở đó, đề xuất giải pháp sử dụng bộ điều khiển bám PI nhằm giúp quá trình điều khiển UAV bám chính xác theo quỹ đạo hạ cánh tối ưu đã được xây dựng.

- Đã xây dựng được thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh và thực hiện điều khiển UAV hạ cánh theo chương trình hạ cánh tối ưu. Kết quả kiểm nghiệm bằng mô phỏng đối với một lớp UAV cụ thể (UAV-70V) đã cho thấy khả năng vận dụng những kết quả nghiên cứu của Luận án trong thực tiễn.

- Luận án cơ bản đã hoàn thành mục tiêu, nhiệm vụ trong phạm vi nghiên cứu của mình. Nội dung nghiên cứu của luận án cơ bản phù hợp với hướng nghiên cứu, phát triển công nghệ UAV của Việt Nam hiện nay. Kết quả nghiên cứu đã góp phần bổ sung, phát triển lý thuyết, đồng thời có thể vận dụng trong quá trình nghiên cứu, chế tạo UAV cũng như các thiết bị điều khiển UAV ở Việt Nam. Tuy nhiên, tối ưu quỹ đạo hạ cánh của các thiết bị bay nói chung và của UAV nói riêng là vấn đề phức tạp và bị ràng buộc bởi nhiều yếu tố, trong điều kiện khoa học, công nghệ không ngừng phát triển, vấn đề tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV đã được trình bày trong luận án cần được tiếp tục nghiên cứu, bổ sung và hoàn thiện.

***Những đóng góp mới:***

- Đã tổng hợp được thuật toán tìm quỹ đạo tối ưu hạ cánh UAV;

- Đã tổng hợp được bộ điều khiển bám quỹ đạo hạ cánh cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có gió.

**II. Kiến nghị**

Để có thể giải quyết mâu thuẫn cơ bản trong tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV và góp phần vào quá trình nghiên cứu, phát triển công nghệ UAV ở Việt Nam, xin kiến nghị một số vấn đề sau:

1. Trong tương lai, UAV có thể được sử dụng rộng rãi để thực hiện các chức năng, nhiệm vụ khác nhau, cả trong lĩnh vực quân sự cũng như các lĩnh vực khác của đời sống xã hội. Do đó, vấn đề nghiên cứu, phát triển công nghệ UAV ở Việt Nam là vấn đề cần phải được quan tâm, đầu tư đúng mức;

2. Từ kết quả nghiên cứu của Luận án, thấy rằng, hướng phát triển tiếp theo là nghiên cứu, sử dụng các thuật toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV trong các trường hợp phức tạp và sát gần thực tế. Ví như trong trường hợp có gió ngẫu nhiên hoặc khi xét đến hạ cánh UAV xuống tàu sân bay có tính đến dao động của tàu sân bay trong mặt phẳng thẳng đứng;

3. Trên cơ sở kết quả nghiên cứu đã được kiểm nghiệm thông qua mô phỏng, các cơ quan, đơn vị và các tổ chức liên quan có thể nghiên cứu, xem xét, từng bước vận dụng trong thực tiễn thiết kế, chế tạo UAV cũng như thiết bị tự động điều khiển hạ cánh UAV ở Việt Nam. Trước hết là vận dụng đối với các loại UAV cỡ nhỏ.

1. DANH MỤC NHỮNG CÔNG TRÌNH ĐÃ CÔNG BỐ

1. Ngô Văn Toàn, Nguyễn Xuân Căn, Nguyễn Ngọc Điển, Trần Hồng Sơn, *Tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV trong điều kiện đường băng ngắn*, Tạp chí Nghiên cứu khoa học và công nghệ quân sự, số 59 (02/2019);

2. Nguyễn Ngọc Điển, Ngô Văn Toàn, *Optimization of UAV landing taking into consideration of limitation on control on the basis of solution of the boundary value problem by the parameter continuation method*, Journal of Physics: Conf. Series **1172**  012075 (4/2019);

3. Ngô Văn Toàn, Lê Thanh Phong, Nguyễn Ngọc Điển, Nguyễn Hữu Đạt, *Tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV trong điều kiện vị trí hạ cánh đang chuyển động*. Tạp chí Nghiên cứu khoa học và công nghệ quân sự, số 60 (04/2019).

4**.** Ngô Văn Toàn, Nguyễn Xuân Căn, Lê Thanh Phong, Lê Hùng Phong, Nguyễn Văn Thinh, Đặng Công Vụ,*Sử dụng bộ điều khiển PI bám quỹ đạo hạ cánh cho UAV cỡ nhỏ****,*** Tạp chí Nghiên cứu khoa học và công nghệ quân sự, số 69 (10/2020).

5. Ngô Văn Toàn, Đoàn Thế Tuấn, Phạm Ngọc Văn, Nguyễn Thanh Tùng, Nguyễn Ngọc Điển, *Landing Trajectory Design for UAV Considering Control Restrictions and Landing Speed,* Academic Journal of Applied Mathematical Sciences, Vol. 7, Issue. 3, pp: 179-186 (7/2021).

1. TÀI LIỆU THAM KHẢO

**Tiếng Việt**

1. Nguyễn Đức Cương, Hoàng Anh Tú, Phan Văn Chương (2012), Ứng dụng bộ điều khiển mờ cho máy bay không người lái cỡ nhỏ, Tuyển tập công trình khoa học Hội nghị Cơ điện tử toàn quốc lần thứ 6. Tr. 495-501, Tuyển tập công trình khoa học Hội nghị Cơ điện tử toàn quốc lần thứ 6. Tr. 495-501*.*

2. Phạm Trung Dũng,Vũ Xuân Đức (2012), *Cơ sở điều khiển tối ưu trong các hệ thống kỹ thuật.*, Nhà xuất bản quân đội nhân dân*.*

3. Vũ Ngọc Hòe,Trần Anh Đức (2014), *Khí động lực học bay*, Học viện PK-KQ*.*

4. Bùi Xuân Khoa (2008), Các hệ thống dẫn đường vô tuyến, NXB Khoa học và Kỹ thuật, Hà Nội*.*

5. Bùi Xuân Khoa (2010), Xây dựng tổ hợp các thiết bị, hệ thống dẫn đuường hàng không, NXB Khoa học và Kỹ thuật, Hà Nội*.*

6. Lê Ngọc Lân (2019), "Xây dựng phương pháp dẫn, điều khiển tự động hạ cánh UAV-MIG-21", *Tạp chí nghiên cứu KHCN quân sự, số đặc san tđh.*

7. Nguyễn Mình (2009), *Giáo trình dẫn đường hàng không* Học viện Phòng không- không quân, Quân chủng Phòng không- không quân, Hà nội*.*

8. Nguyễn Doãn Phước (2005), *Lý thuyết điều khiển nâng cao*, NXB Khoa học và Kỹ thuật, Hà Nội*.*

9. Nguyễn Doãn Phước, Phan Xuân Minh (1999), *Điều khiển tối ưu và bền vững* NXB Khoa học và Kỹ thuật, Hà Nội*.*

10. Vũ Hồng Quang (2008), *Tổng hợp hệ thống điều khiển chuyển động cạnh trên khoang cho máy bay không người lái*,

11. Phạm Xuân Quyền, Trịnh Văn Minh, Moiseev D.V (2014), "Thiết lập tuyến đường bay khép kín của vật thể bay không người lái hạng nhẹ khi có dữ liệu thống kê về gió trong vùng bay” *Tạp chí Khoa học và Kỹ thuật, số 162, Học viện KTQS.*

12. Đặng Công Vụ (2018), Tổng hợp bộ điều khiển thích nghi đảm bảo an toàn bay cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có nhiễu động gió,

**Tiếng Anh**

13. Yong Can Cao, HaiYang Chao, Yang Quan Chen (2010), Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles A Survey, International Journal of Control Automation and Systems– № 8 – С.36-44*.*

14. J.A. Marin, Radtke, R., Innis, D., Barr, D.R., Schultz, A.C (1999), Using a genetic algorithm to develop rules to guide unmanned aerial vehicles, In: Proceedings of the IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics, vol. 1, pp. 1055–1060*.*

15. Nguyen Ngoc Dien, Ngo Van Toan, *Optimizationof UAV landing taking into consideration of limitation on control on the basis of solution of the boundary value problem by the parameter continuation,* Journal of Physics vol. 1172, 2019.

16. C.J. Schumacher, Kumar, R (2000), Adaptive control of UAVs in close-coupled formation ﬂight, In: Proceedings of the American Control Conference, vol. 2, pp. 849–853

17. Miguel A, Olivares-Mendez (2010), "Fuzzy Controller for UAV-Landing Task Using 3D-Position Estimation", *International Conference on Fuzzy Systems.*

18. A. A Aleksandrov (2009), "Optimal control of aircraft, taking into account restrictions on control", *Thesis on the specialty*

19. C.Schumacher, S. N. Singh (2000), "Nonlinear Control of Multiple UAVs in Close-coupled Formation Flight, In Proceedings of the AIAA Guidance", *Navigation, and Control Conference, pp. 14-17, Denver, CO.*

20. HaiYang Chao, Yong Can Cao, Yang Quan Chen (2010), "Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles A Survey", *International Journal of Control, Automation and Systems - № 8. – С.36-44.*

21. Vasily Dikusar, M. Koska, A. Figura, *"A Parameter Extension Method for Solving Boundary Value Problems in Optimal Control Theory"* vol. 37, 2011.

22. Doitsidis, K.P. Valavanis, Tsourveloudis, N.C. Kontitsis (2004), "A framework for fuzzy logic based UAV navigation and control" *In: Proceedings of the International Conference on Robotics Automation, vol. 4, pp. 4041–4046*

23. W.R. Dufrene ( 2003), "Application of artiﬁcial intelligence techniques in uninhabited aerial vehicle ﬂight", *In: The 22nd Digital Avionics Systems Conference vol. 2, pp. 8.C.3–8.1-6*

24. Jaime Rubio Hervas, MahmutReyhanoglu, Hui Tang (2014), "Automatic Landing Control of Unnmanned Aerial Vehicles on Moving Platforms", *IEEE 23rd International Symposium on Industrial Electronics (ISIE).*

25. Fluent Inc (2013), *Ansys Fluent 15 Users Guide*,

26. S.A. Kabanov, A.A. Aleksandrov (2007), "Applied optimal control problems", *Proc. Guide to practical exercises. SPb .: Ed. Balt State Tech. University.*

27. Isaac Kaminer, Antonio Pascoal, Eric Hallberg, Carlos Silvestre (1998), Trajectory Tracking for Autonomous Vehicles, JOURNAL OF GUIDANCE, CONTROL, AND DYNAMICS*.*

28. D.P. Kim (2004), "Theory of automatic control. Vol. 2. Multidimensional, nonlinear, optimal and adaptive systems", *Proc. allowance. - M .: Fizmatlit*

29. Sefer Kurnaz, Omer Cetin, Okyay Kaynak (2009), "Fuzzy Logic Based Approach to Design of Flight Control and Navigation Tasks for Autonomous Unmanned Aerial Vehicles", *J Intell Robot Syst. . № 54.*

30. N. Y. Li, Sundararajan, P. Saratchandran (2001), "Neuro-Controller Design for Nonlinear Fighter Aircraft Maneuver using Fully Tuned RBF Networks", *Automatica,Vol. 37, pp. 1293-1301.*

31. Andrew Miller, Mubarak Shah, Don Harper (2008), "Landing a UAV on a Runway Using Image Registration", *Robotics and Automation.*

32. M. Niculescu (2001), "Lateral track control law for aerosonde UAV", *Computer Science.*

33. I. K. Nikolos, L. Doitsidis, V. N. Christopoulos, N. C. Tsourveloudis (2003), "Roll Conrol of Unmanned Aerial Vehicles using Fuzzy Logic", *WSEAS Transactions on System, pp.1039-1047, Issue 2, vol. 4.*

34. W. Ren, R.W. Beard (2003), "CLF-based tracking control for UAV kinematic models with saturation constraints", *In: Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control, vol. 4, pp. 3924–3929.*

35. S. P. I. Rhee, C.-K. Ryoo (2010), "A tight path following algorithm of an uas based on pid"

control, *Proceedings of SICE Annual Conference.*

36. V.I. Shalashilin, E.B. Kuznetsov (1999), "Parameter continuation method and the best parametrization", *M .: Editorial URSS , pp.224.*

37. Courtney S. Sharp, Orriid Shakernia, S. Shankar Sastry (2001), "A Vision System for Landing an Unmanned Aerial Vehicle", *Automation Seoul, Korea.*

38. Solovyev Viktor V, Finaev Valery I, Zargaryan Yuri A, Shapovalov Igor O, Beloglazov Denis A (2015), "Simulation of wind effect on a quadrotor flight", *ARPN Journal of engineering and applied sciences, Vol.10, No.4.*

39. B. Kulifeev Yu, N. Afanasyev Yu, "Algorithm for automatic landing of an aircraft", *Journal Trudy MAI, Russia, issue, 62, pp.10.*

40. Hao Zhou, Hai-Ling Xiong, Yun Liu, Nong-Die Tan, Lei Chen (2020), "Trajectory Planning Algorithm of UAV Based on System Positioning Accuracy Constraints", *electronics.*

**Tiếng Nga**

41. С. Л. Белогородский (1972), *Автоматизация управления посадкой самолета* Изд - во “Транспорт”*.*

42. С.М. Белоцерковский, Б.КСкрипач (1975), Aэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дoзвуковых скоростях M.: Изд. Haука. . - 424c*.*

43. В.А. Боднер (1973), *Системы управления летательными аппаратами*, Изд. Машиностроение, Москва

44. в.г. Бондарев (2012), *автоматическая посадка самолета на авианосец*, научный вестник мгту га*.*

45. Э. И. Григолюк, В. И. Шалашилин (1988), *Проблемы нелинейного деформирования*, М.: Наука*.*

46. Д. Ф. Давиденко (1953), *Об одном новом методе численного решения систем нелинейных уравнений* ДАН СССР. Т. 88. №4. С. 601-602*.*

47. Д. Ф. Давыденко (1953), *О приближенном решении систем нелинейных уравнений*  Укр. мат. журн. Т. 5. №2. С. 196-206*.*

48. Ю.П. Доброленский (М. 1969), *Динамика полета в неспокойной атмосфере*, Изд. Машиностроение*.*

49. Т.Ю. Мозжорина, Е.А. Губарева (2014), Оптимизация программы полета дозвукового пассажирского самолета на участке крейсерского полета, Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия*.*

50. В.О. Иванов (2012), "Oптико-электронное устройство посадка автоматическая летающего робота", Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации РАН (СПИИРАН)*.*

51. Л.Н.Лысенко, Н.Д. Кыонг, Ф. В. Чыонг (2013), *Моделирование движения дистанционно-пилотируемого ЛА с модифицированным нечётким регулятором в контуре управления полётом*, Полёт-, Москва, - С. 24-30*.*

52. Г.Н. Лебедев, В.Д. Елисеев, Н.Д. Ивашова (2013), "Постановка задачи автоматического управления посадочным маневром беспилотного летательного аппарата при сильном боковом ветре и подходы к ее решению", МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, A-80, ГСП-3, 125993, Россия

53. Л.Н. Лысенко, Н.Д. Кыонг, Ф.В. Ты (2000), "Интерактивный синтез законов управления движением летательных аппаратов в условиях неопределенности на основе теории нечетких множеств", *Полет -№ 5– С.38-45.*

54. В.С. Моисеев (2017), *Динамика полета и управление беспилотными летательными аппаратами*, Редакционно-издательский центр «Школа»,Казань*.*

55. Л.С. Понтрягии, В.Г. Болтянский, Р.В. Гамкрелидзе, Е.Ф. Мищенко (1969 ), *Математическая теория оптимальных процессов*, М.:Науна*.*

56. Л. С. понтрягина (1998), *принцип максимума понтрягина*, Москва*.*

57. Л.А. Растригин (1974), *Теоретические основы технической кибернетики Системы экстремального управления*, М.: Наука, гл. ред. физ-мат. лит., 632 с.

58. А. Ю. Соколов, Ватик М. Хуссейн (2009), "Методы формирование параметров пространственного движения оъекта на основе обработки визуальной информации", Радиоэлектронные и компь’ютерные системы, №3 (37)*.*

59. С. М. Соколов, А. А. Богуславский, Н. Г. Фёдоров, П. В. Виноградов (2015), "Система технического зрения для информационного обеспечения автоматической посадки и движения по BПП летательных аппаратов" *Известия ЮФУ. Технические науки*

60. О.А. Толпегин (1987), *Численные методы решения задач оптимального программного управления*, Л.: Изд-во Лен. Мех. Института, . 87 с*.*

61. Гантмахер Ф.Р (1966), Теория матриц, М.: Наука, 576 с*.*

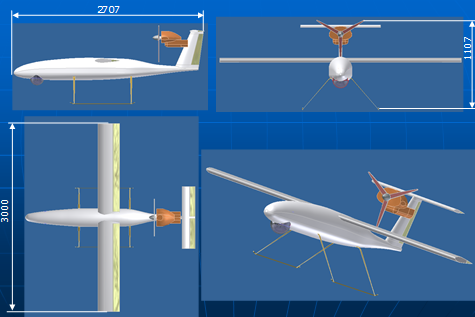
62. Р.П. Федоренко (1978), *Приближённое решение задач оптимального управления*, М.: Наука, 488 с*.*

63. Г.М. Фихтенгольц (1969), *Курс дифференциального и интегрального исчисления*, Т. 1. М.: Наука*.*

1. PHỤ LỤC

**Phụ lục 1. Các thông số cơ bản UAV-70V**

(Theo báo cáo đề tài cấp quốc gia: “Nghiên cứu, thiết kế chế tạo máy bay không người lái cỡ nhỏ để giám sát từ xa phục vụ các nhu cầu kinh tế- xã hội” của Hội hàng không vũ trụ Việt Nam năm 2015).



Hình P1.1. UAV cỡ nhỏ giả định UAV-70V

|  |
| --- |
| Hình P1.4. Sự phụ thuộc Cy(α) và mz(α) |

Bảng P1.1. Đặc trưng hình học và đặc trưng khối lượng – quán tính – định tâm

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| STT | Tham số | Giá trị | Đơn vị |
| 01 | Chiều dài (*l*) | 2707 | mm |
| 02 | Khối lượng (*m*) | 56.5 | kg |
| 03 | Chiều cao (*h*) | 713 | mm |
| 04 | Diện tích cánh (*S*) | 1.05 | m2 |
| 05 | Sải cánh (*la*) | 3000 | mm |
| 06 | Dây cung khí động trung bình (*ba*) | 350 | mm |
| 07 | Tốc độ bay hành trình (*Vk*) | 40 | m/s |
| 08 | Mô men quán tính Jx | 5.1 | kgm2 |
| 09 | Mô men quán tính Jy | 33.55 | kgm2 |
| 10 | Mô men quán tính Jz | 31 | kgm2 |
| 11 | Lclh | 1.357 | m |
| 12 |  | -0.15 | m |
| 13 | *hdc* | 0.4 | m |

Bảng P1.2. Các đặc trưng khí động

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| STT | Tham số | Giá trị | Đơn vị |
| 01 |  | -16.23 | [-] |
| 02 |  | -2.2144 | 1/rad |
| 03 |  | -1.4798 | 1/rad |
| 04 | *mzo* | 0.071 | [-] |
| 05 |  | -0.8875 | 1/rad |
| 06 |  | -0.982 | [-] |
| 07 |  | -9.5373 | [-] |
| 08 |  | 0.1455 | [-] |
| 09 |  | 5.9123 | 1/rad |
| 10 |  | 0.6126 | 1/rad |
| 11 |  | 28.4704 | 1/rad |
| 15 |  | 0.0413 | [-] |

**Phụ lục 2. Chương trình tính toán quỹ đạo tối ưu**

**I. Chương trình tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV (tín hiệu điều khiển không bị hạn chế):**

**1. Chương trình chính**

clear all;

close all; clc;

format Long;

global Re gE m0 k1 k2 S rho G;%m0: Khoi luong cua TBB

global t\_Hamilton Hamilton dem\_Hamilton gan\_zero nxx nyy ny\_min ny\_max ny\_opt\_old OFF\_Hamilton;

global Vo Teta0 Lo Ho P\_V ; %Dieu kien bien trai

global Xf Yf Tetaf Vf tf ;%Dieu kien bien phai

global PP anfa\_fa teta P x1 y1 VV Tet1

gE=9.80665; %: Luc hut trai dat [m/s^2]

m0=56.5; %m0: Khoi luong cua TBB [kg]

Re= 6371\*1000; %Ban kinh trai dat [m]

S=3\*0.35;

rho=1.225; %Mat do khong khi o do cao 1000 m

P=44.85;

G=m0\*gE;

%\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_CHUONG TRINH CHINH\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

dem=0; gan\_zero=1;dem\_Hamilton=1;

time1=datetime('now');

Vhc=sqrt(2\*(m0\*gE)/(5.9123\*10\*(pi/180)\*rho\*S))

%Truong hop 1: Chuan------------------------------------------

while dem<1

Xf=500; Yf=0.7; Tetaf=0\*pi/180;Vo =50; Teta0=0\*pi/180; Lo=0;Ho=60; P\_V=1;k1=0.1; k2=0.1;

% Vf=31; %150-20\*dem;

Vf=31; %150-20\*dem;%Truong hop 2: Vf thay doi-------------------------------

% while dem<1

% Xf=500; Yf=000; Tetaf=0\*pi/180;Vo =50; Teta0=0\*pi/180; Lo=0;Ho=60; P\_V=1;k1=0.1; k2=0.1;

% Vf=31+4\*dem

%Truong hop 3: Ho thay doi-------------------------------

% while dem<3

% Vf=31; Xf=500; Yf=000; Tetaf=0\*pi/180;Vo =50; Teta0=0\*pi/180; Lo=0; P\_V=1;k1=0.1; k2=0.1;

% Ho=60+20\*dem;

%Truong hop 4: Xf thay doi-------------------------------

% while dem<3

% Vf=31; Yf=000; Tetaf=0\*pi/180;Vo =50; Teta0=0\*pi/180; Ho=60; Lo=0; P\_V=1;k1=0.1; k2=0.1;

% Xf=500+100\*dem;

%Truong hop 5: Teta0 thay doi---------------------------

% while dem<3

% Vf=31;Xf=500; Yf=000; Tetaf=0\*pi/180;Vo =50; Ho=60; Lo=0; P\_V=1;k1=0.1; k2=0.1;

% Teta0=0-5\*(pi/180)\*dem;

%----------------------------------------------------------------------

t\_Hamilton(1)=0; ny\_max=4; ny\_min=-1.5;ny\_opt\_old=1;

tf=sqrt((Xf-Lo)^2+(Yf-Ho)^2)/40; %Du doan gia tri tf ban dau

%\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_GIAI BAI TOAN BIEN\_\_\_\_\_\_\_\_\_

dem=dem+1;

FF=100\*[-0.036978767406022 -1.539743560813252 -0.002497777819873 0.004808450315728 0.124167388673570];

if dem>2 FF=F\_luu; tf=FF(5); end;

%TIM GIA TRI GAN DUNG

FF=fminsearch('minFtk',FF);

minsaiso=minFtk(FF);

%KET THUC TIM GIA TRI GAN DUNG

f0= [Vo Teta0 Lo Ho FF(1) FF(2) FF(3) FF(4)];%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

dem\_Hamilton=1; OFF\_Hamilton=0;

FF=Prodol(f0,tf); %Giai bai toan bien

f0= [f0(1) f0(2) f0(3) f0(4) FF(1) FF(2) FF(3) FF(4)];

tf=FF(5);

%\_\_\_\_\_\_\_\_\_TINH TOAN LAI QUY DAO DE VE DO THI\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_

dem\_Hamilton=1; OFF\_Hamilton=1; %Bat dau khoi tao luu gia tri Hamilton de xuat ra do thi

[TT,F]=ode45(@DXDT,[0,tf],[f0(1) f0(2) f0(3) f0(4) FF(1) FF(2) FF(3) FF(4)]);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

%[TT,F]=ode45(@DXDT,[0,tf],f0);

V=F(:,1);Tet=F(:,2);x=F(:,3);y=F(:,4);

F1=F(:,5); F2=F(:,6);F3=F(:,7); F4=F(:,8);

%Xuat Hamiton

ht=[];anfa1m=[];ny1m=[];

for j=1:length(F(:,1))

V1=F(j,1);Tet1=F(j,2);x1=F(j,3);y1=F(j,4);

F11=F(j,5); F21=F(j,6);F31=F(j,7); F41=F(j,8);

f01=[V1 Tet1 x1 y1 F11 F21 F31 F41];

Hamilton2=fHamilton(TT(j),f01);

ht=[ht,Hamilton2];

end

FK0=Ftk(f0,tf)';

%KIEM TRA DIEU KIEN BIEN VA VE DO THI TRONG CAC TRUONG HOP

if sqrt(FK0(1)^2+FK0(2)^2+FK0(3)^2+FK0(4)^2+FK0(5)^2)<3

F\_luu=[FF(1) FF(2) FF(3) FF(4) tf];

[t\_Hamilton1 xx1]=Bomatran (t\_Hamilton,x1);

[t\_Hamilton1 yy1]=Bomatran (t\_Hamilton,y1);

x1mt=x1(:);

y1mt=y1(:);

subplot(3,3,1);

plot(xx1,yy1,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Quy dao ha canh cua UAV');

xlabel('Lct [m]');ylabel('Hct [m]');

[t\_Hamilton1 Tet11]=Bomatran (t\_Hamilton,Tet1);

Tetamt=Tet1(:);

subplot(3,3,2);

plot(t\_Hamilton1,Tetamt\*180/pi,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Goc nghieng quy dao cua UAV');

xlabel('t [s]');ylabel('\thetact [\circ]')

[t\_Hamilton1 VV1]=Bomatran (t\_Hamilton,VV);

VVmt=VV(:);

subplot(3,3,3);

plot(t\_Hamilton1,VV1,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Van toc cua UAV');

xlabel('t [s]');ylabel('Vct [m/s]')

[t\_Hamilton1 nxx1]=Bomatran (t\_Hamilton,nxx);

nxmt=nxx(:);

subplot(3,3,4);

plot(t\_Hamilton1,nxx1,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Qua tai doc cua UAV');

xlabel('t [s]');ylabel('Nxct [-]');

[t\_Hamilton1 nyy1]=Bomatran (t\_Hamilton,nyy);

nymt=nyy(:);

subplot(3,3,5);

plot(t\_Hamilton1,nyy1,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Qua tai dung cua UAV');

xlabel('t [s]');ylabel('Nyct [-]');

subplot(3,3,6);

plot(TT,ht,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Ham Hamilton');

xlabel('t [s]');ylabel('H [-]');

HT=ht(length(ht));

[t\_Hamilton1 anfa\_fa1]=Bomatran (t\_Hamilton,anfa\_fa);

anfamt=anfa\_fa(:);

subplot(3,3,7);

plot(t\_Hamilton1,anfamt\*180/pi,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Goc tan cua UAV');

xlabel('t [s]');ylabel('\alpha [\circ]')

[t\_Hamilton1 teta1]=Bomatran (t\_Hamilton,teta);

tetamt=teta(:);

subplot(3,3,8);

plot(t\_Hamilton1,tetamt\*180/pi,'LineWidth',2);hold on;grid on;

title('Goc chuc ngoc cua UAV');

xlabel('t [s]');ylabel('\vartheta [\circ]')

thoigianmt=t\_Hamilton(:);

matran=[ thoigianmt VVmt Tetamt\*(180/pi) x1mt y1mt nxmt nymt anfamt\*(180/pi) tetamt\*(180/pi) ];

end

end

% TINH TOAN LAN TREN DUONG BANG

anfa\_hc=anfa\_fa1(length(anfa\_fa1))

anfa=anfa\_hc;

fk=0.01; % he so luc can uav khi chi co cang sau cham duong bang

tf1=5;

V=V(length(V)); Tet=0; x=x(length(x)); y=0;

f0=[V Tet x y];

[TT1,F1]=ode45(@dsdt,[0,tf1],[f0(1) f0(2) f0(3) f0(4)]);%[V Tet xo yoP\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

fk=0.015955;% hs luc can uav khi co cang truoc va cang sau cham db

tf2=65;

anfa=0;

cuoi=length(F1(:,1));

f0=[F1(cuoi,1) F1(cuoi,2) F1(cuoi,3) F1(cuoi,4)];

[TT2,F2]=ode45(@dsdt,[0,tf2],[f0(1) f0(2) f0(3) f0(4)]);

%-------------------------------------------------------

F3=[F1;F2];

% TT2(1,:)=[];

TT\_L=[TT1;TT2+5];

%--------------------------------

F(:,8)=[];

F(:,7)=[];

F(:,6)=[];

F(:,5)=[];

F\_tong=[F;F3];

T\_tong=[TT;TT\_L+TT(length(TT))];

Vf0=F\_tong(:,1);

for i=1:length(Vf0)

if Vf0(i)<0 break; end;

end

N=i-1

L=F\_tong(:,3);

Lhd=abs(L(N)-500);

Vfm=[Vfm,Vf0(N)];

Lhdm=[Lhdm,Lhd];

End

[FF(1) FF(2) FF(3) FF(4) tf]

Saiso=sqrt(FK0(1)^2+FK0(2)^2+FK0(3)^2+FK0(4)^2+FK0(5)^2)

Thoigian = datetime('now')-time1

return;

%------------------------------------------------

function ff=dsdt(t,f)

global m0 S anfa anfao anfa\_hc A;%m0: UAV

global cxm

global rho Re gE co c1 bo b1 a fk;

global Vo Teta0 Xo Yo; %Dieu kien bien trai

global Xf Yf Tetaf Vf tf1;%Dieu kien bien phai

ff = zeros(4,1);

V=f(1); Tet=f(2); x=f(3); y=f(4);

if anfa>0

anfa=-(anfa\_hc/5)\*t+anfa\_hc;

end

M=V/a;

cy=(5.9\*anfa\*pi)/180+3.2\*10\*pi/180;

AA=0.0405;

Cx0=0.02;

cx=Cx0+AA\*cy^2;

% %----------------

ff(1)=-0.5\*(cx+fk\*cy)\*rho\*V^2\*S/m0-gE\*(sin(Tet)+fk\*cos(Tet));

ff(2)=0;

ff(3)=V\*cos(Tet);

ff(4)=-V\*sin(Tet);

%------------------------------------------------

function [Ftf Fxf ] = Bomatran(Ft,Fx)

global dem\_Hamilton;

dem=1;

Fxf(dem)= Fx(1); Ftf(dem)=Ft(1);

while (dem<dem\_Hamilton)

dem=dem+1;

Fxf(dem)= Fx(dem);

Ftf(dem)=Ft(dem);

end

end

**2. Chương trình tính đạo hàm**

function [ff]=dFdf(x,tf)

global luu\_ff;

dF=0.01;

%voi gia tri ban dau

V=x(1); Tet=x(2); x0=x(4); y0=x(4); F1=x(5); F2=x(6);F3=x(7); F(4)=x(8);

F0=Ftk(x,tf);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

f10=F0(1);f20=F0(2);f30=F0(3);f40=F0(4);f50=F0(5);

%voi gia tri F1+dF

x1=x; x1(5)=x(5)+dF;

F0=Ftk(x1,tf);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

f11=F0(1);f21=F0(2);f31=F0(3);f41=F0(4);f51=F0(5);

%voi gia tri F2+dF

x2=x; x2(6)=x(6)+dF;

F0=Ftk(x2,tf);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

f12=F0(1);f22=F0(2);f32=F0(3);f42=F0(4);f52=F0(5);

%voi gia tri F3+dF

x3=x; x3(7)=x(7)+dF;

F0=Ftk(x3,tf);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

f13=F0(1);f23=F0(2);f33=F0(3);f43=F0(4);f53=F0(5);

%voi gia tri F4+dF

x4=x; x4(8)=x(8)+dF;

F0=Ftk(x4,tf);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

f14=F0(1);f24=F0(2);f34=F0(3);f44=F0(4);f54=F0(5);

%voi gia tri tf+dF

x5=x; tf=tf+dF;

F0=Ftk(x5,tf);%[V Tet xo yo P\_V P\_Teta P\_xo P\_yo]

f15=F0(1);f25=F0(2);f35=F0(3);f45=F0(4);f55=F0(5);

% Tinh gia tri ma tran J

ff1(1,1)=(f11-f10)/dF;

ff1(1,2)=(f12-f10)/dF;

ff1(1,3)=(f13-f10)/dF;

ff1(1,4)=(f14-f10)/dF;

ff1(1,5)=(f15-f10)/dF;

ff1(2,1)=(f21-f20)/dF;

ff1(2,2)=(f22-f20)/dF;

ff1(2,3)=(f23-f20)/dF;

ff1(2,4)=(f24-f20)/dF;

ff1(2,5)=(f25-f20)/dF;

ff1(3,1)=(f31-f30)/dF;

ff1(3,2)=(f32-f30)/dF;

ff1(3,3)=(f33-f30)/dF;

ff1(3,4)=(f34-f30)/dF;

ff1(3,5)=(f35-f30)/dF;

ff1(4,1)=(f41-f40)/dF;

ff1(4,2)=(f42-f40)/dF;

ff1(4,3)=(f43-f40)/dF;

ff1(4,4)=(f44-f40)/dF;

ff1(4,5)=(f45-f40)/dF;

ff1(5,1)=(f51-f50)/dF;

ff1(5,2)=(f52-f50)/dF;

ff1(5,3)=(f53-f50)/dF;

ff1(5,4)=(f54-f50)/dF;

ff1(5,5)=(f55-f50)/dF;

ff=-inv(ff1); %Chu y dau tru

end

**3.Chương trình tính **

function ff=DXDT(t,f)

%Ham tinh dao ham rieng cua V,Tet, yo theo thoi gian

global Re gE m0 Te0 S k1 k2 Xf Yf Tetaf tf;

global t\_Hamilton Hamilton dem\_Hamilton nxx nyy ny\_min ny\_max ny\_opt\_old OFF\_Hamilton anfa\_fa rho;

global anfa\_min anfa\_max VV Vf P;

ff = zeros(8,1);

V=f(1); Tet=f(2); x=f(3); y=f(4);

P\_V=f(5); P\_Teta=f(6);P\_x=f(7); P\_y=f(8);

%Qua tai toi uu

nx=-P\_V\*gE\*k1^2;%Truong hop dV/dt#0;

ny=-P\_Teta\*gE/V\*k2^2;

ff(1)=gE\*(nx-sin(Tet));

ff(2)=gE/V\*(ny-cos(Tet));

ff(3)=V\*cos(Tet);

ff(4)=V\*sin(Tet);

ff(5)=P\_Teta\*gE/V^2\*(ny-cos(Tet))-P\_x\*cos(Tet)-P\_y\*sin(Tet);

ff(6)=P\_V\*gE\*cos(Tet)-P\_Teta\*gE/V\*sin(Tet)+P\_x\*V\*sin(Tet)-P\_y\*V\*cos(Tet);

ff(7)=0;

ff(8)=0;

if OFF\_Hamilton==1

if t==0

dem\_Hamilton=1;

t\_Hamilton(1)=0;

Hamilton (1)=P\_V\*ff(1)+P\_Teta\*ff(2)+P\_x\*ff(3)+P\_y\*ff(4)+(0.5\*nx^2)/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2;

nxx(1)=nx;

nyy(1)=ny;

VV(1)=V;

anfa\_fa(1)=(2\*ny\*m0\*gE)/(5.9\*rho\*V^2\*S+2\*P);

end;

if (t>=t\_Hamilton(dem\_Hamilton)+0.0001);

dem\_Hamilton =dem\_Hamilton+1;

t\_Hamilton(dem\_Hamilton)=t;

Hamilton (dem\_Hamilton)=P\_V\*ff(1)+P\_Teta\*ff(2)+P\_x\*ff(3)+P\_y\*ff(4)+(0.5\*nx^2)/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2;

nxx(dem\_Hamilton)=nx;

nyy(dem\_Hamilton)=ny;

VV(dem\_Hamilton)=V; anfa\_fa(dem\_Hamilton)=(2\*nyy(dem\_Hamilton)\*m0\*gE)/(5.9\*rho\*VV(dem\_Hamilton)^2\*S+2\*P);

end;

end;

end

**4. Chương trình tính Cx**

%Xay dung ham Cx theo M va alpha

function fCx=fCx(M,alpha)

M0=[0.1 0.12 0.14 0.16 0.18 0.20];

alpha0=[0 1 2 3 4 5 6 7];

alpha0=alpha0\*pi/180;

alpha=abs(alpha);

Cx0=[

0.020974319 0.021388468 0.022630915 0.02470166 0.027600702 0.031328043 0.035883681 0.041267617

0.020349917 0.020765163 0.0220109 0.024087128 0.026993847 0.030731057 0.035298758 0.04069695

0.019806494 0.020223053 0.02147273 0.023555524 0.026471436 0.030220466 0.034802614 0.040217879

0.019317518 0.019735617 0.020989911 0.023080403 0.02600709 0.029769974 0.034369055 0.039804332

0.018892091 0.019311965 0.020571587 0.022670956 0.025610072 0.029388937 0.034007549 0.039465909

0.018557325 0.018979222 0.020244913 0.022354398 0.025307676 0.029104749 0.033745616 0.039230277];

fCx=interp2(alpha0,M0,Cx0,alpha,M,'spline');

end

**5. Chương trình tính Cy**

%Xay dung ham Cx theo M va alpha

function fCy=fCy(M,alpha)

M0=[0.1 0.12 0.14 0.16 0.18 0.20];

alpha0=[0 1 2 3 4 5 6 7];

alpha0=alpha0\*pi/180;

dau=1;

if alpha<0 dau=-1;alpha=dau\*alpha;end;

Cy0=[

0 0.101072915 0.20214583 0.303218744 0.404291659 0.505364574 0.606437489 0.707510404

0 0.101206643 0.202413286 0.303619929 0.404826572 0.506033215 0.607239858 0.708446501

0 0.101366561 0.202733123 0.304099684 0.405466246 0.506832807 0.608199369 0.70956593

0 0.101553686 0.203107371 0.304661057 0.406214742 0.507768428 0.609322114 0.710875799

0 0.101769097 0.203538193 0.30530729 0.407076386 0.508845483 0.610614579 0.712383676

0 0.102013989 0.204027978 0.306041966 0.408055955 0.510069944 0.612083933 0.714097921

];

fCy=dau\*interp2(alpha0,M0,Cy0,alpha,M,'spline');

end

**6. Chương trình tính giá trị hàm Hamilton**

function gg=fHamilton(t,f)

global Re gE m0 Te0 S k1 k2 gan\_zero Xf Yf Tetaf tf;

global t\_Hamilton Hamilton dem\_Hamilton nxx nyy ny\_min ny\_max ny\_opt\_old OFF\_Hamilton;

ff = zeros(8,1);

%alpha=Teta(t)-Te0;

V=f(1); Tet=f(2); x=f(3); y=f(4);

P\_V=f(5); P\_Teta=f(6);P\_x=f(7); P\_y=f(8);

%Qua tai toi uu

nx=-P\_V\*gE\*k1^2;%Truong hop dV/dt#0;

ny=-P\_Teta\*gE/V\*k2^2;

% %----------------

ff(1)=gE\*(nx-sin(Tet));

ff(2)=gE/V\*(ny-cos(Tet));

ff(3)=V\*cos(Tet);

ff(4)=V\*sin(Tet);

ff(5)=P\_Teta\*gE/V^2\*(ny-cos(Tet))-P\_x\*cos(Tet)-P\_y\*sin(Tet);

ff(6)=P\_V\*gE\*cos(Tet)-P\_Teta\*gE/V\*sin(Tet)+P\_x\*V\*sin(Tet)-P\_y\*V\*cos(Tet);

ff(7)=0;

ff(8)=0;

gg=P\_V\*ff(1)+P\_Teta\*ff(2)+P\_x\*ff(3)+P\_y\*ff(4)+gan\_zero\*1/2\*nx^2/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2;

end

**7. Chương trình tính Véc tơ sai số kép**

function [ff]=Ftk(x,tf)

global Xf Yf Tetaf Vf;

[TT,F]=ode45(@DXDT,[0,tf],x);%x=[V Teta0 xo yo F1 F2 F3 F4]

F1=F(:,1); F2=F(:,2);F3=F(:,3);F4=F(:,4);

F5=F(:,5); F6=F(:,6);F7=F(:,7);F8=F(:,8);

Vf\_tf=F1(length(F1));

Tetaf\_tf=F2(length(F2));

xf\_tf=F3(length(F3));

yf\_tf=F4(length(F4));

P1\_tf=F5(length(F5));

P2\_tf=F6(length(F6));

P3\_tf=F7(length(F7));

P4\_tf=F8(length(F8));

xf=[Vf\_tf Tetaf\_tf xf\_tf yf\_tf P1\_tf P2\_tf P3\_tf P4\_tf];

ff(1)=Vf\_tf-Vf;

ff(2)=10\*(Tetaf\_tf-Tetaf)\*180/pi;

ff(3)=xf\_tf-Xf;

ff(4)=yf\_tf-Yf;

ff(5)=1000\*(fHamilton(tf,xf)-0);

end

**8. Chương trình tìm bộ giá trị ban đầu để mô đun Véc tơ sai số kép cực tiểu**

function [ff]=minFtk(FF)

global Vo Teta0 Lo Ho P\_V tf;

AA=Ftk([Vo Teta0 Lo Ho FF(1) FF(2) FF(3) FF(4)],tf);

ff=AA(1)^2+AA(2)^2+AA(3)^2+AA(4)^2+AA(5)^2;

end

**9. Chương trình giải liên tục theo tham số**

function [ff]=Prodol(x,tf) % Ham giai lien tuc theo tham so de tim bo bien dong trang thai ban dau

F00(1)=x(5); F00(2)=x(6);F00(3)=x(7);F00(4)=x(8);

for j=1:1:50

x5=F00(1); x6=F00(2);x7=F00(3); x8=F00(4);

x(5)=x5; x(6)=x6; x(7)=x7; x(8)=x8;

dh=0.5; FK0=Ftk(x,tf)';

m=sqrt(FK0(1)^2+FK0(2)^2+FK0(3)^2+FK0(4)^2+FK0(5)^2);

if sqrt(FK0(1)^2+FK0(2)^2+FK0(3)^2+FK0(4)^2+FK0(5)^2)<1 ff=F00; break; end;

if sqrt(FK0(1)^2+FK0(2)^2+FK0(3)^2++FK0(4)^2+FK0(5)^2)>1e+6 ff=F00; break; end;

tf0=tf;

for i=1:1:(1/dh)

x(5)=x5; x(6)=x6; x(7)=x7; x(8)=x8;

K1=dFdf(x,tf)\*FK0\*dh;

FF(1)=F00(1)+K1(1); FF(2)=F00(2)+K1(2); FF(3)=F00(3)+K1(3); FF(4)=F00(4)+K1(4); tf=tf0+K1(5);

x(5)=FF(1); x(6)=FF(2); x(7)=FF(3); x(8)=FF(4);

K2=dFdf(x,tf)\*FK0\*dh/2;

FF(1)=F00(1)+K2(1); FF(2)=F00(2)+K2(2); FF(3)=F00(3)+K2(3); FF(4)=F00(4)+K2(4); tf=tf0+K2(5);

x(5)=FF(1); x(6)=FF(2); x(7)=FF(3); x(8)=FF(4);

K3=dFdf(x,tf)\*FK0\*dh/2;

FF(1)=F00(1)+K3(1); FF(2)=F00(2)+K3(2); FF(3)=F00(3)+K3(3); FF(4)=F00(4)+K3(4); tf=tf0+K3(5);

x(5)=FF(1); x(6)=FF(2); x(7)=FF(3); x(8)=FF(4);

K4=dFdf(x,tf)\*FK0\*dh;

tf=tf0+K4(5);

F00(1)=F00(1)+(K1(1)+2\*K2(1)+2\*K3(1)+K4(1))/6;

F00(2)=F00(2)+(K1(2)+2\*K2(2)+2\*K3(2)+K4(2))/6;

F00(3)=F00(3)+(K1(3)+2\*K2(3)+2\*K3(3)+K4(3))/6;

F00(4)=F00(4)+(K1(4)+2\*K2(4)+2\*K3(4)+K4(4))/6;

tf=tf0+(K1(5)+2\*K2(5)+2\*K3(5)+K4(5))/6;

x5=F00(1); x6=F00(2);x7=F00(3); x8=F00(4); F00(5)=tf;

end;

end;

ff=F00;

end

**II. Chương trình tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV ( tín hiệu điều khiển bị hạn chế):***(Chương trình chính và các chương trình con tương tự trường hợp tín hiệu điều khiển không bị hạn chế. Chỉ khác phần chương trình tính  )*

**3. Chương trình tính **

function ff=DXDT(t,f)

%Ham tinh dao ham rieng cua V,Tet, yo theo thoi gian

global Re gE m0 Te0 S k1 k2 Xf Yf Tetaf tf;

global t\_Hamilton Hamilton dem\_Hamilton nxx nyy ny\_min ny\_max ny\_opt\_old OFF\_Hamilton anfa\_fa rho;

global anfa\_min anfa\_max VV Vf P;

ff = zeros(8,1);

V=f(1); Tet=f(2); x=f(3); y=f(4);

P\_V=f(5); P\_Teta=f(6);P\_x=f(7); P\_y=f(8);

%Qua tai toi uu

nx=-P\_V\*gE\*k1^2;%Truong hop dV/dt#0;

ny=-P\_Teta\*gE/V\*k2^2;

ny\_max=(5.9123\*(anfa\_max)\*rho\*Vf^2\*S/2+P\*sin(anfa\_max))/(m0\*gE);

% %--------------------

H1=(P\_V\*gE\*(nx-sin(Tet))+P\_Teta\*gE/V\*(ny-cos(Tet))+P\_x\*V\*cos(Tet)+P\_y\*V\*sin(Tet)+1/2\*nx^2/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2);if(ny>ny\_max)||(ny<ny\_min) H1=10000000; end;

ny=ny\_min;

H2=(P\_V\*gE\*(nx-sin(Tet))+P\_Teta\*gE/V\*(ny-cos(Tet))+P\_x\*V\*cos(Tet)+P\_y\*V\*sin(Tet)+1/2\*nx^2/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2);ny=ny\_max;

H3=(P\_V\*gE\*(nx-sin(Tet))+P\_Teta\*gE/V\*(ny-cos(Tet))+P\_x\*V\*cos(Tet)+P\_y\*V\*sin(Tet)+1/2\*nx^2/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2);if H2<H3 ny=ny\_min; end;

if (H1<H2)&&(ny<=ny\_max)&&(ny>=ny\_min)&&(H1<H3) ny=-P\_Teta\*gE/V\*k2^2; end;

%-------------------

ff(1)=gE\*(nx-sin(Tet));

ff(2)=gE/V\*(ny-cos(Tet));

ff(3)=V\*cos(Tet);

ff(4)=V\*sin(Tet);

ff(5)=P\_Teta\*gE/V^2\*(ny-cos(Tet))-P\_x\*cos(Tet)-P\_y\*sin(Tet);

ff(6)=P\_V\*gE\*cos(Tet)-P\_Teta\*gE/V\*sin(Tet)+P\_x\*V\*sin(Tet)-P\_y\*V\*cos(Tet);

ff(7)=0;

ff(8)=0;

if OFF\_Hamilton==1

if t==0

dem\_Hamilton=1;

t\_Hamilton(1)=0;

Hamilton (1)=P\_V\*ff(1)+P\_Teta\*ff(2)+P\_x\*ff(3)+P\_y\*ff(4)+(0.5\*nx^2)/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2;

nxx(1)=nx;

nyy(1)=ny;

VV(1)=V;

anfa\_fa(1)=(2\*ny\*m0\*gE)/(5.9\*rho\*V^2\*S+2\*P);

end;

if (t>=t\_Hamilton(dem\_Hamilton)+0.0001);

dem\_Hamilton =dem\_Hamilton+1;

t\_Hamilton(dem\_Hamilton)=t;

Hamilton (dem\_Hamilton)=P\_V\*ff(1)+P\_Teta\*ff(2)+P\_x\*ff(3)+P\_y\*ff(4)+(0.5\*nx^2)/k1^2+1/2\*ny^2/k2^2;

nxx(dem\_Hamilton)=nx;

nyy(dem\_Hamilton)=ny;

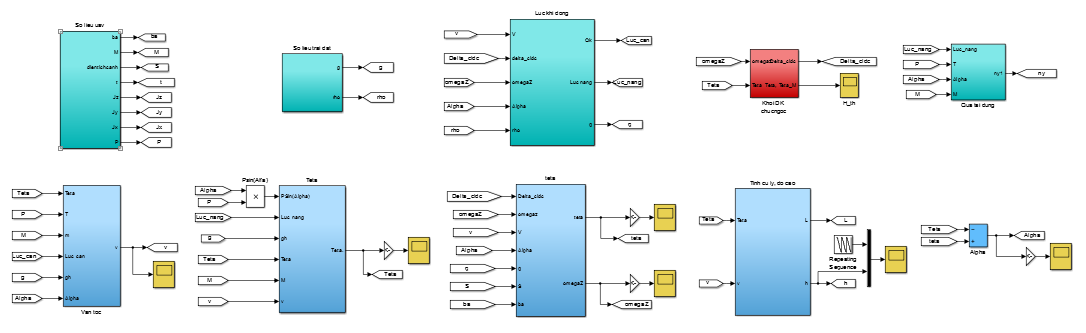
VV(dem\_Hamilton)=V; anfa\_fa(dem\_Hamilton)=(2\*nyy(dem\_Hamilton)\*m0\*gE)/(5.9\*rho\*VV(dem\_Hamilton)^2\*S+2\*P);

end;

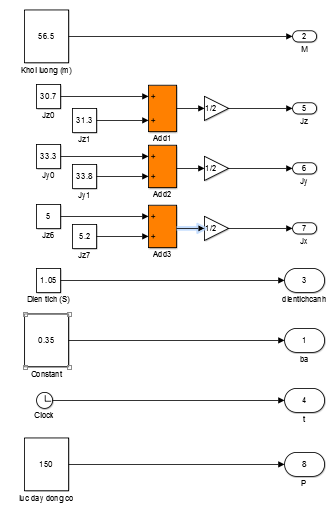
end;

end

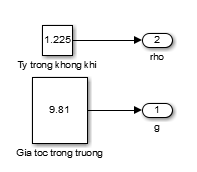
**Phụ lục 3. Sơ đồ mô phỏng bằng phần mềm Simulink**



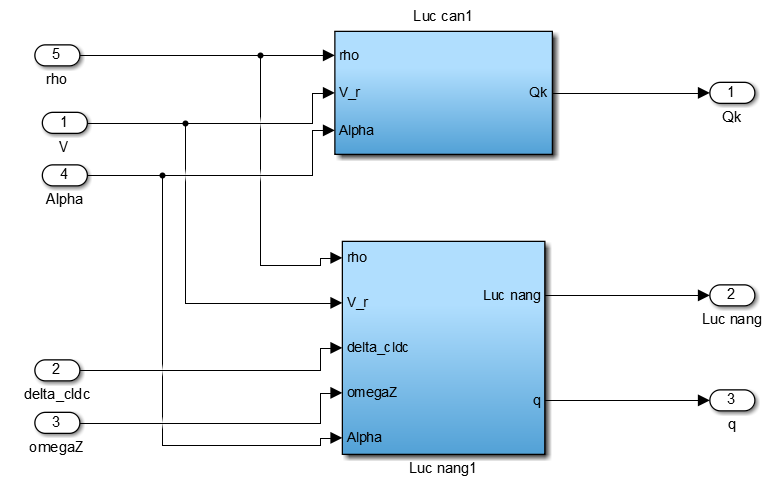
Hình P3.1. Sơ đồ khối vòng điều khiển kín kênh dọc của UAV



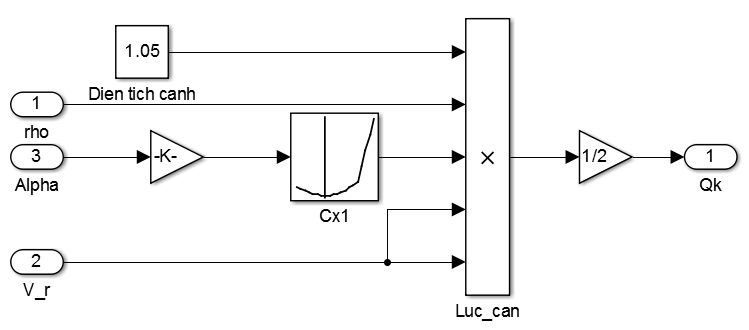
Hình P3.2. Sơ đồ mô phỏng khối tham số hình học của UAV



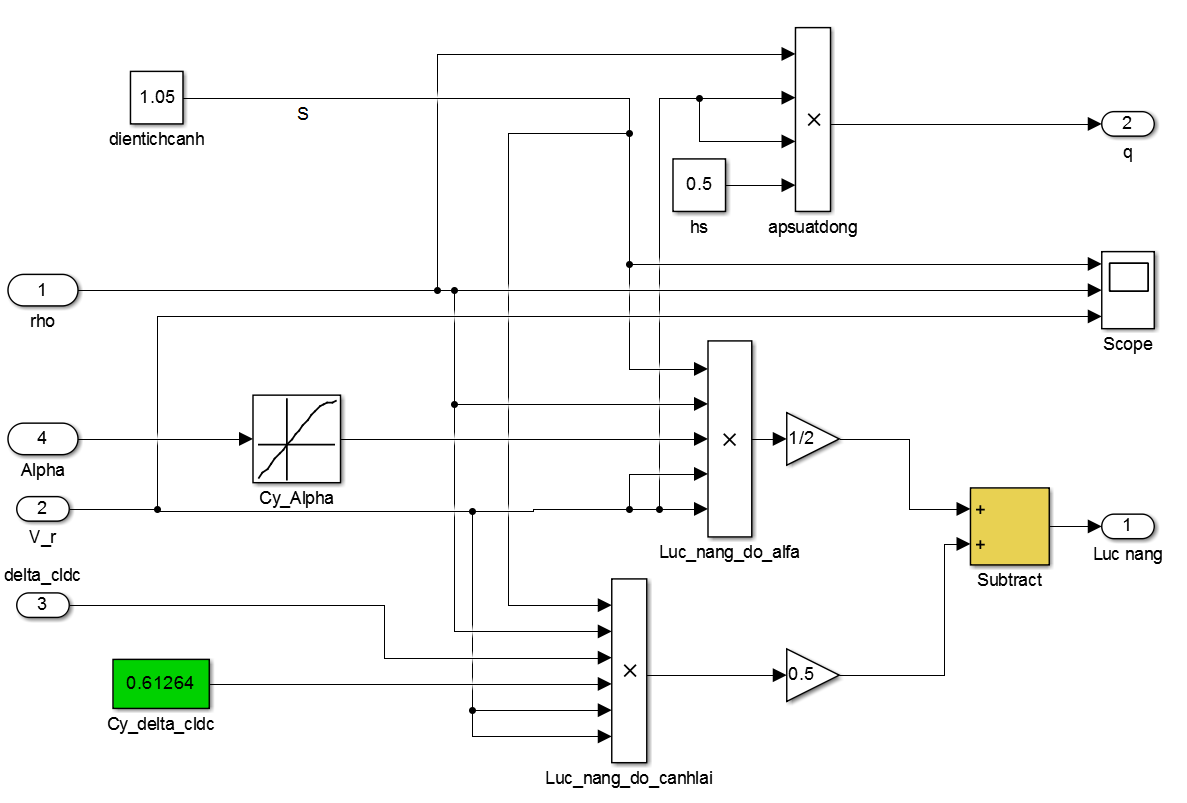
Hình P3.3. Sơ đồ mô phỏng khối thông tin về trái đất



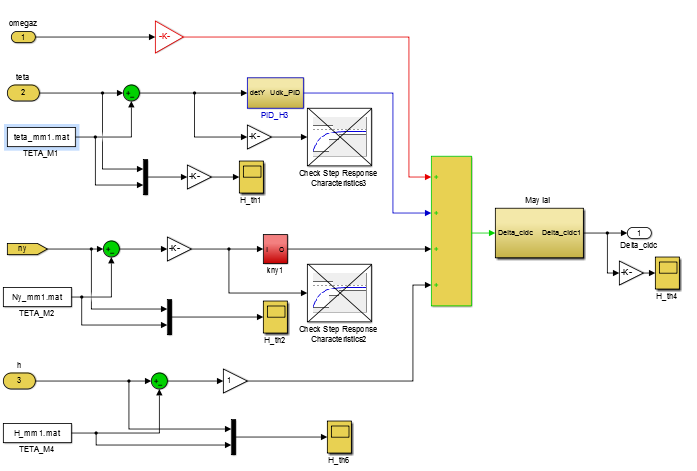
Hình P3.4. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán lực khí động



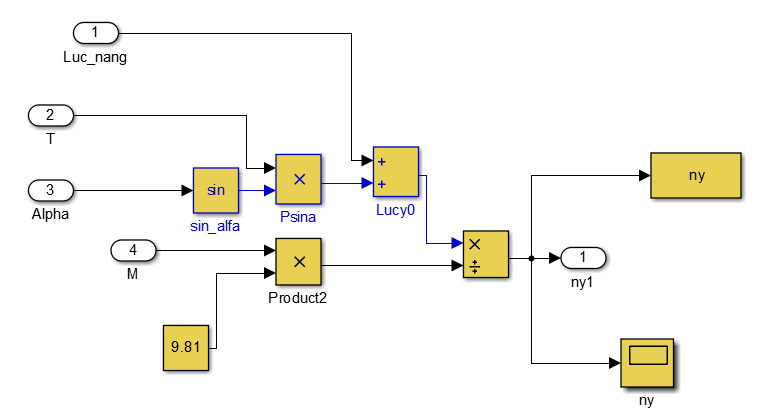
Hình P3.5. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán lực cản



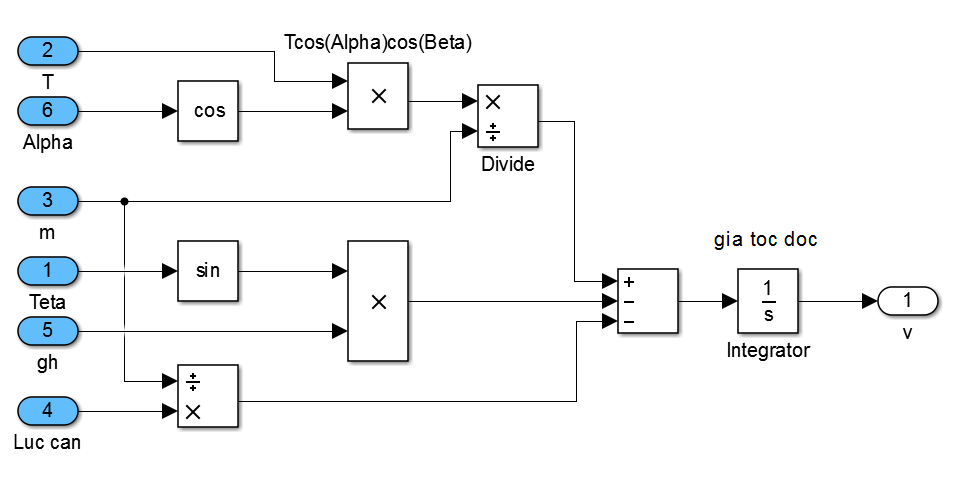
Hình P3.6. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán lực nâng và động áp q



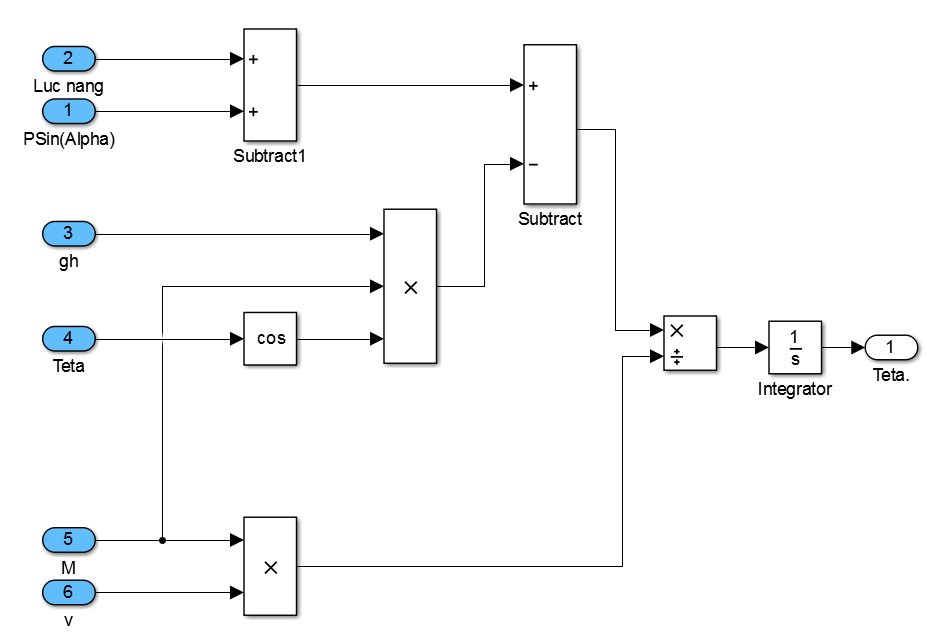
Hình P3.7. Sơ đồ mô phỏng khối điều khiển



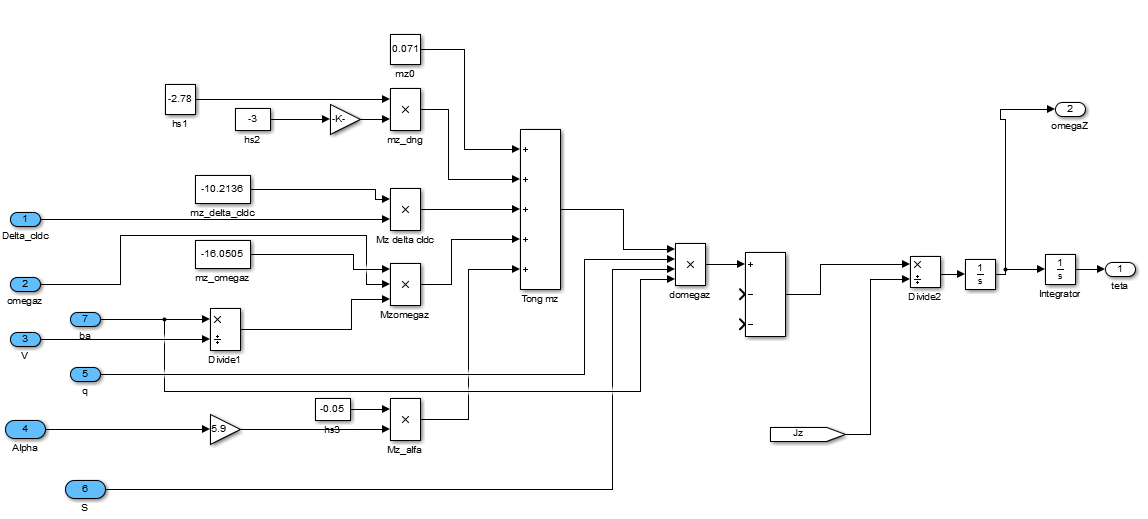
Hình P3.8. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán quá tải đứng ny



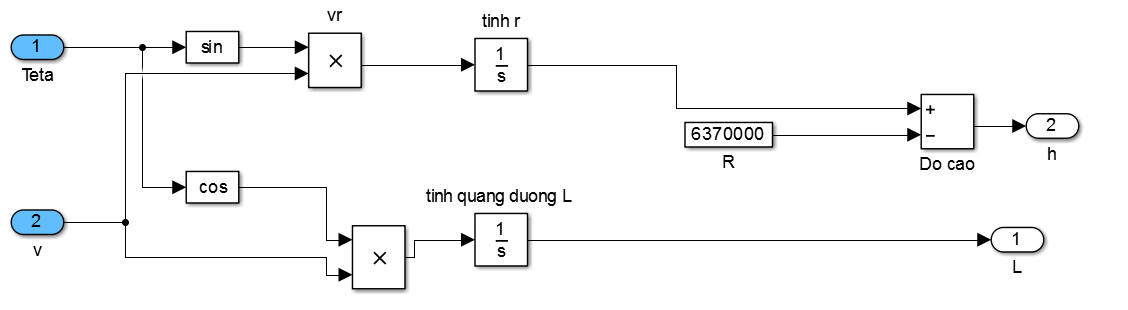
Hình P3.9. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán tốc độ bay



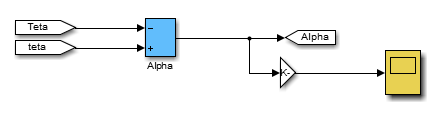
Hình P3.10. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán góc nghiêng quỹ đạo



Hình P3.11. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán tốc độ góc chúc ngóc và góc chúc ngóc



Hình P3.12. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán độ cao và cự ly



Hình P3.13. Sơ đồ mô phỏng khối tính toán góc tấn