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**

**TÓM TẮT LUẬN ÁN TIẾN SĨ KỸ THUẬT**

**Hà Nội – 2021**

CÔNG TRÌNH ĐƯỢC HOÀN THÀNH TẠI

**HỌC VIỆN KỸ THUẬT QUÂN SỰ - BỘ QUỐC PHÒNG**

***Người hướng dẫn khoa học:***

**1. TS. Lê Thanh Phong**

**2. TS. Nguyễn Xuân Căn**

***Phản biện 1:*** **GS.TS Phan Xuân Minh**

Đại học Bách khoa Hà Nội

**Phản biện 2:** **PGS.TS Trần Đức Thuận**

Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự

***Phản biện 3:*** **PGS.TS Bùi Xuân Khoa**

Học viện Phòng không - Không Quân

Luận án được bảo vệ tại Hội đồng đánh giá luận án cấp Học viện theo quyết định số 4262/QĐ-HV, ngày 14 tháng 10 năm 2021 của Giám đốc Học viện Kỹ

thuật Quân sự, họp tại Học viện Kỹ thuật Quân sự vào

hồi .........giờ.......ngày....... tháng ........ năm 2021.

**Có thể tìm hiểu luận án tại:**

- Thư viện Học viện Kỹ thuật Quân sự

- Thư viện Quốc gia

**CÁC CÔNG TRÌNH ĐÃ CÔNG BỐ CỦA TÁC GIẢ**

01. 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 KH và CNQS số 59, 02/2019.

02. 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, 04/2019.

03. 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 KH và CNQS số 60, 04/2019.

04**.** 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 KH và CNQS số 69, 10/2020.

05. 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.

**MỞ ĐẦU**

**1. Đặt vấn đề**

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. 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.

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.

Từ phân tích trên, Luận án đặt ra bài toán ***“******Tổng hợp thuật toán điều khiển hạ cánh theo chương trình cho máy bay không người lái cỡ nhỏ”***. Đây là một đề tài khoa học mang tính cấp thiết và có ý nghĩa thực tiễn cao.

**2. Đối tượng, phạm vi nghiên cứu và phương pháp 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.

**3. Nội dung nghiên cứu**

Nội dung của Luận án được trình bày trong 156 trang, 124 hình vẽ và đồ thị, 63 tài liệu tham khảo.

Nội dung nghiên cứu nhằm giải quyết hai bài toán cụ thể:

- Tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV khi có hạn chế quá tải đứng;

- Tổng hợp thuật toán điều khiển bám quỹ đạo cho UAV cỡ nhỏ trong điều kiện có gió.

Bố cục luận án gồm:

Phần mở đầu.

Chương 1: Tổng quan về điều khiển hạ cánh UAV

Chương 2: Tối ưu quỹ đạo hạ cánh cho UAV

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

Chương 4: Mô phỏng và đánh giá kết quả

Kết luận.

**4. Tính thực tiễn, tính khoa học và đóng góp mới của luận án**

*Tính thực tiễn*

Thuật toán đề xuất có thể ứng dụng cho lớp UAV cỡ nhỏ có cánh cố định. Các thuật toán này có thể hiện thực hóa bằng công nghệ và kỹ thuật hiện nay.

*Tính khoa học của luận án*

Luận án đã giải quyết bài toán xác định quỹ đạo hạ cánh cho UAV trên cơ sở lý thuyết điều khiển tối ưu, với ràng buộc tín hiệu điều khiển hạn chế và đưa ra giải pháp điều khiển UAV theo quỹ đạo tối ưu.

*Những đóng góp mới của luận án*

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

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

**CHƯƠNG 1**

**TỔNG QUAN VỀ ĐIỀU KHIỂN HẠ CÁNH UAV**

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

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;

- UAV dễ dàng thay đổi đường bay;

- Với kích thước nhỏ, khó bị phát hiện.

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 kỹ thuật hàng không nói chung và trong điều khiển UAV nói riêng, người ta thường sử dụng các hệ tọa độ sau: Hệ tọa độ mặt đất; Hệ tọa độ mặt đất di động; Hệ tọa độ liên kết; Hệ tọa độ tốc độ [4, 5, 7].

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

*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

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. Thông thường, hạ cánh hãm đà gồm 4 giai đoạn: Hạ độ cao, kéo bằng, giữ bằng, tiếp đất và hãm đà [3, 15].

Các hệ thống điều khiển hạ cánh điển hình:

- 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

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

- Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng quang học;

- Hệ thống điều khiển hạ cánh UAV bằng vô tuyến.

1.3. 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 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 [38, 48].

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

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (1.14) |

Góc tấn do gió sinh ra  được xác định như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| với | (1.15) |

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

- Trường hợp có gió dọc  thể hiện trên Hình 1.10

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (1.16) |

Góc tấn do gió sinh ra  được xác định như sau:

|  |  |
| --- | --- |
| , với | (1.17) |

1.4. Tình hình nghiên cứu trong nước và ngoài nước

***1.4.1. Tình hình nghiên ngoài nước***

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.

***1.4.2. Tình hình nghiên cứu trong nước***

Các công trình nghiên cứu 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).

***1.4.3. Hướng tiếp cận của Luận án***

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.*

**1.5. Kết luận chương**

Trong chương này, 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.

Khảo cứu các công trình nghiên cứu trong và ngoài nước về điều khiển hạ cánh của UAV thấy rằng: 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 quyết.

**CHƯƠNG 2**

**TỐI ƯU QUỸ ĐẠO HẠ CÁNH CHO UAV**

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

Luận án sẽ sử dụng nguyên lý cực đại Pontryagin để giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh.

***2.1.1. Nguyên lý cực đại Pontryagin***

**2.1.1.1. Bài toán với các biên và thời gian cố định**

Các phương trình chuyển động, các điều kiện biên và chỉ tiêu chất lượng được thể hiện trên các phương trình (2.1) ÷ (2.3) [55, 56, 2, 8, 9]:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.1) |
|  |  | (2.2) |
|  |  | (2.3) |

Pontryagin đã sử dụng nguyên lý Lagrange cho bài toán (2.1) ÷ (2.3). Theo đó, có thể thiết lập hàm số:



|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Trong đó: | (2.4) |

Theo nguyên lý Lagrange, bài toán (2.1) ÷ (2.3)được viết dưới dạng sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.5) |
|  |  | (2.6) |

Giả sử  là các nghiệm của bài toán (2.5), (2.6). Khi đó, bài toán (2.5), (2.6) tương đương với hai bài toán sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.7) |
|  |  | (2.8) |
|  |  | (2.9) |
|  | hay: | (2.10) |
|  |  | (2.11) |
|  |  | (2.12) |

Bài toán (2.10) chính là bài toán biến phân đơn giản nhất. Đối với bài toán này, điều kiện cực đại cần (phương trình Euler) có dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.13) |
|  |  | (2.14) |

Trong bài toán (2.12), 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 (2.12) 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:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.15) |

Điều kiện cần (2.13), (2.14) cùng với quan hệ (2.15) tạo thành điều kiện tối ưu cần của bài toán ban đầu (2.1) ÷ (2.3) và được gọi là nguyên lý cực đại hay nguyên lý cực đại Pontryagin.

**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* (2.1) ÷ (2.3) *thì cần thiết phải tồn tại và không đồng thời bằng 0 các hằng số*  *và nghiệm*  *của hệ liên hợp (2.13) 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 (2.15).*

**2.1.1.2. 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:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.16) |
|  |  | (2.17) |
|  |  | (2.18) |

Khi sử dụng nguyên lý Lagrange, bài toán (2.18) có thể được chuyển thành bài toán biến phân đơn giản như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.19) |

Trong đó: 

Cũng giống như trường hợp bài toán với các biên cố định, bài toán (2.19) 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 (2.16) *÷* (2.18) cũng được xác định giống như trong bài toán (2.1) *÷* (2.3).

**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* (2.16) *÷* (2.18)  *thì cần thiết phải:*

*1) Tồn tại và không đồng thời bằng 0 các hằng số*  *và nghiệm*  *của hệ liên hợp (2.13) 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 (2.15):* 

*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.*

### ***2.1.2. 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.

Nguyên tắc của phương pháp liên tục giải là sử dụng thông tin từ bước trước để nhận được thông tin trong từng bước [45, 46, 47].

M. Laeu đề xuất quá trình xây dựng giải phương trình khi đi từ  đến điểm  có thể viết ở dạng:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.24) |

chừng nào 

### ***2.1.3. Các chỉ tiêu chất lượng***

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

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

***2.2.1. Thiết lập bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh UAV***

Hệ phương trình mô tả chuyển động của UAV có dạng:

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
|  | |  | | (2.31) *÷* |
|  |  | | (2.32) | |

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
|  | |  | (2.33) |
|  |  | | (2.35) |

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (2.36) |

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 H 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). Chúng ta tìm được quá tải  tại mỗi thời điểm làm cho hàm Hamilton H đạt cực đại trong vùng  (vùng hạn chế quá tải đứng ). Tức là .

Xác định được giá trị quá tải hạn chế theo công thức:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.38) |

Hệ phương trình mô tả đầy đủ chuyển động của UAV sẽ là:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.39) |

Vấn đề cần thiết đặt ra là phải tìm điều kiện ban đầu , , , ,  thỏa mãn điều kiện biên , , , , .

***2.2.2. Giải bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV***

Phương trình sai số kép tại điểm cuối bên phải quỹ đạo của UAV:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.40) |

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 (2.40):

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.41) |

Ta xem xét phương trình (2.40) như 1 họ phương trình:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.42) |

Vi phân phương trình (2.42) với tham số liên tục τ và thực hiện một số biến đổi chúng ta tìm được biểu thức (2.43) theo bài toán Cauchy:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.43) |

Tích phân (2.43) theo τ từ 0 đến 1, chúng ta có thể tìm được véc tơ tham số của bài toán biên yêu cầu (2.40) như dạng .

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (2.44) |

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

**2.2.3. Đánh giá bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh**

#### **2.2.3.1. 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. 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 |

**2.2.3.2. Trường hợp hạn chế quá tải đứng**

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 |

Khi đó, quãng đường lăn khi không hạn chế quá tải đứng: m, khi có hạn chế quá tải đứng: m.

**2.3. 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. 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 phải ; 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.

**CHƯƠNG 3**

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

3.1. Mô hình động học chuyển động dọc của UAV

*3.1.1. Hệ phương trình chuyển động dọc độc lập của UAV*



Hình 3.1. Các lực tác dụng lên UAV trong chuyển động dọc

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.16) |

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

### ***3.1.3. Xây dựng hàm truyền của UAV***

### **-** *Hàm số truyền theo góc tấn:*

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (3.32) |

- *Hàm số truyền theo quá tải đứng:*

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Ta có: | (3.42) |

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

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (3.44) |
|  |  | (3.45) |

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

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  | Vậy ta có: | (3.47) |

3.2.Thuật toán bám quỹ đạo hạ cánh UAV

*3.2.1. Điều khiển tự động ổn định độ cao sử dụng tín hiệu góc chúc ngóc*

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.50) |

Từ đó xây dựng sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển ổn định độ cao:

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

Giải pháp giảm ảnh hưởng của gió thẳng đứng không đổi 

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.55) |

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.56) |

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

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.62) |

Từ đó xây dựng sơ đồ cấu trúc vòng điều khiển ổn định độ cao:



Hình 3.10. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng ổn định độ cao sử dụng tín hiệu quá tải đứng

### ***3.2.3. Điều khiển tự động ổn định độ cao kết hợp***

Quy luật điều khiển tự động ổn định độ cao có dạng:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.63) |

Từ đó, sơ đồ cấu trúc tương ứng có dạng sau:



Hình 3.11. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng ổn định độ cao kết hợp

Khi bay theo quỹ đạo chương trình, quy luật điều khiển (3.63) có thể viết dưới dạng (3.64) khi có bổ sung thêm khâu tích phân:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (3.64) |

### ***3.2.4. Xác định các tham số đầu vào trong luật điều khiển***

**3.3. Thuật toán điều khiển bám tốc độ của UAV**



Hình 3.12. Vòng điều khiển kín của kênh điều khiển theo tốc độ

Thuật toán điều khiển tốc độ được tổng hợp như sau:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
|  |  | (3.66) |

3.4. 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.

**CHƯƠNG 4**

**MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ**

4.1. Đánh giá bài toán tối ưu quỹ đạo hạ cánh của UAV khi thay đổi điều kiện biên

Kết quả chi tiết chương trình tối ưu quỹ đạo khi thay đổi điều kiện biên được trình bày cụ thể trong luận án.

**4.2. Đánh giá vòng điều khiển kín kênh chuyển động dọc của UAV**

### ***4.2.1. Dữ liệu đầu vào mô phỏng***

Các đặc trưng hình học và đặc trưng khối lượng – quán tính – định tâm, các đặc trưng khí động, các thông số của UAV-70V được trình bày cụ thể trong chương 4 và phần phụ lục 1.

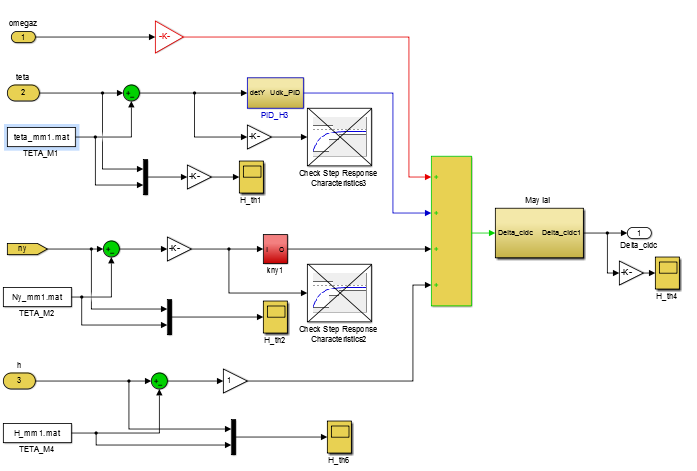
### ***4.2.2. Lựa chọn các hệ số trong luật điều khiển***

### 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.



Hình 4.48. Sơ đồ mô phỏng khối điều khiển góc chúc góc của UAV

Kết quả tìm được giá trị các hệ số

|  |  |
| --- | --- |
| Hình 4.51. Các hệ số |  |

Bước tiếp theo chúng ta kìm các hệ số ,  để thực thi theo luật điều khiển (3.66). Quá trình tìm các hệ số này hoàn toàn tương tự giống như trên.

***4.2.3. Kết quả mô phỏng trường hợp không có gió***

|  |  |
| --- | --- |
| 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* |

**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".*

### ***4.2.3. Kết quả mô phỏng trường hợp có gió dọc***

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

Bảng 4.1. Các tham số của UAV ở thời điểm cuối khi có gió dọc thực hiện theo luật điều khiển (3.64)

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **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 | -0,3070 | -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:

|  |  |
| --- | --- |
|  | (4.2) |

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

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| **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 (4.2) 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.*

### ***4.2.4. Kết quả mô phỏng trường hợp có gió đứng***

4.3. Kết luận chương 4

- 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.

**KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ**

**1. Kết luận chung**

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.

**2. Những đóng góp mới về khoa học**

- 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.

**3. Kiến nghị và hướng phát triển của luận án**

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.

Tác giả xin chân thành cảm ơn!