

**BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO
TRƯỜNG ĐẠI HỌC DÂN LẬP HẢI PHÒNG**



ISO 9001:2015

**NGHIÊN CỨU THIẾT BỊ BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI,
CHẾ TẠO MÔ HÌNH CÓ ĐIỀU KHIỂN TỪ XA**

**ĐỒ ÁN TỐT NGHIỆP ĐẠI HỌC HỆ CHÍNH QUY
NGÀNH ĐIỆN TỬ ĐỘNG CÔNG NGHIỆP**

HẢI PHÒNG - 2018

**BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO
TRƯỜNG ĐẠI HỌC DÂN LẬP HẢI PHÒNG**



ISO 9001:2008

**NGHIÊN CỨU THIẾT BỊ BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI,
CHẾ TẠO MÔ HÌNH CÓ ĐIỀU KHIỂN TỪ XA**

**ĐỒ ÁN TỐT NGHIỆP ĐẠI HỌC HỆ CHÍNH QUY
NGÀNH ĐIỆN TỬ ĐỘNG CÔNG NGHIỆP**

Sinh viên : Nguyễn Thế Mạnh

Người hướng dẫn : Th.S Nguyễn Đoàn Phong

HẢI PHÒNG - 2018

Cộng hoà xã hội chủ nghĩa Việt Nam

Độc lập – Tự Do – Hạnh Phúc

-----o0o-----

BỘ GIÁO DỤC VÀ ĐÀO TẠO

TRƯỜNG ĐẠI HỌC DÂN LẬP HẢI PHÒNG

NHIỆM VỤ ĐỀ TÀI TỐT NGHIỆP

Sinh viên : Nguyễn Thế Mạnh – MSV : 1412102075

Lớp : ĐC1802- Ngành Điện Tự Động Công Nghiệp

Tên đề tài : Nghiên cứu thiết bị bay không người lái, chế tạo mô hình có điều khiển từ xa

NHIỆM VỤ ĐỀ TÀI

1. Nội dung và các yêu cầu cần giải quyết trong nhiệm vụ đề tài tốt nghiệp (về lý luận, thực tiễn, các số liệu cần tính toán và các bản vẽ).

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

2. Các số liệu cần thiết để thiết kế, tính toán

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

3. Địa điểm thực tập tốt nghiệp.....:

CÁC CÁN BỘ HƯỚNG DẪN ĐỀ TÀI TỐT NGHIỆP

Người hướng dẫn thứ nhất:

Họ và tên : Nguyễn Đoàn Phong
Học hàm, học vị : Thạc sĩ
Cơ quan công tác : Trường Đại Học Dân Lập Hải Phòng
Nội dung hướng dẫn : Toàn bộ đề tài

Người hướng dẫn thứ hai:

Họ và tên :
Học hàm, học vị :
Cơ quan công tác :
Nội dung hướng dẫn :

Đề tài tốt nghiệp được giao ngày 13 tháng 08 năm 2018.

Yêu cầu phải hoàn thành xong trước ngày 02 tháng 11 năm 2018

Đã nhận nhiệm vụ Đ.T.T.N	Đã giao nhiệm vụ Đ.T.T.N
Sinh viên	Cán bộ hướng dẫn Đ.T.T.N
Nguyễn Thế Mạnh	Th.S Nguyễn Đoàn Phong

Hải Phòng, ngày.....tháng.....năm 2018

HIỆU TRƯỞNG

GS.TS.NGUYỄN TRẦN HỮU NGHỊ

PHẦN NHẬN XÉT TÓM TẮT CỦA CÁN BỘ HƯỚNG DẪN

1. Tinh thần thái độ của sinh viên trong quá trình làm đề tài tốt nghiệp.

.....
.....
.....
.....

2. Đánh giá chất lượng của Đ.T.T.N (so với nội dung yêu cầu đã đề ra trong nhiệm vụ Đ.T.T.N, trên các mặt lý luận thực tiễn, tính toán giá trị sử dụng, chất lượng các bản vẽ..)

.....
.....
.....
.....
.....

3. Cho điểm của cán bộ hướng dẫn

(Điểm ghi bằng số và chữ)

Ngày.....tháng.....năm 2018

Cán bộ hướng dẫn chính

(Ký và ghi rõ họ tên)

NHẬN XÉT ĐÁNH GIÁ CỦA NGƯỜI CHĂM PHẢN BIỆN
ĐỀ TÀI TỐT NGHIỆP

1. Đánh giá chất lượng đề tài tốt nghiệp về các mặt thu thập và phân tích số liệu ban đầu, cơ sở lý luận chọn phương án tối ưu, cách tính toán chất lượng thuyết minh và bản vẽ, giá trị lý luận và thực tiễn đề tài.

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

.....

2. Cho điểm của cán bộ chấm phản biện

(Điểm ghi bằng số và chữ)

Ngày.....tháng.....năm 2018

Người chấm phản biện

(Ký và ghi rõ họ tên)

LỜI CẢM ƠN

Sau thời gian ba tháng thực hiện, đề án tốt nghiệp của em với đề tài: **“Nghiên cứu thiết bị bay không người lái, chế tạo mô hình có điều khiển từ xa.”** đã hoàn thành đúng thời gian quy định.

Qua đây em xin bày tỏ lòng biết ơn đến các thầy cô giáo trong khoa Điện – Tự động công nghiệp trường Đại học dân lập Hải Phòng, là những người truyền thụ tri thức, kỹ năng, kinh nghiệm cho em trong suốt bốn năm học vừa qua. Đó là nền tảng cho việc thực hiện đề án tốt nghiệp này.

Đặc biệt, em xin gửi lời cảm ơn sâu sắc đến giáo viên hướng dẫn – thầy Nguyễn Đoàn Phong, thầy đã luôn theo dõi, chỉ dẫn, giúp đỡ và tạo điều kiện tốt nhất để em hoàn thành đề án. Trong thời gian thực hiện đề án, em đã phải những khó khăn và sai sót, thầy luôn có những phát hiện và gợi ý cho em có thể tìm ra phương pháp khắc phục và hoàn thiện đề án.

Em xin chân thành cảm ơn!

Hải Phòng, ngày...tháng...năm 2018

Sinh viên thực hiện

LỜI CAM ĐOAN

Chúng em xin cam đoan nội dung được trình bày trong đồ án tốt nghiệp là kết quả nghiên cứu của bản thân. Nội dung đồ án của chúng em có tham khảo và sử dụng các tài liệu, thông tin đã được đăng tải trên các tạp chí, Webside theo danh mục tài liệu tham khảo của đồ án ở phần cuối.

MỤC LỤC

MỤC LỤC	1
DANH MỤC HÌNH ẢNH.....	3
LỜI CẢM ƠN.....	8
LỜI CAM ĐOAN	9
BẢNG KÊ CÁC CHỮ VIẾT TẮT VÀ MỘT SỐ KÝ HIỆU CHÍNH.....	4
CHƯƠNG 1: MỞ ĐẦU.....	6
1. Lý do chọn đề tài.....	6
2. Đối tượng và phạm vi nghiên cứu của đề án.....	7
3. Phương pháp nghiên cứu.....	7
4. Mục tiêu.....	7
CHƯƠNG 2: TỔNG QUAN VỀ UAV	8
2.1. Khái quát lịch sử phát triển và ứng dụng của UAV	8
2.1.1. Lịch sử phát triển của UAV.....	8
2.1.2. Vai trò và khả năng ứng dụng của UAV	9
2.2. Tình hình nghiên cứu phát triển UAV trên thế giới	10
2.2.1. Phát triển UAV của một số nước trên thế giới.....	10
2.2.2. Phân loại UAV.....	14
2.3. Tình hình nghiên cứu và phát triển UAV ở nước ta.....	19
2.3.1. Phát triển máy bay mô hình ở Việt Nam.....	19
2.3.2 Nghiên cứu và phát triển UAV.....	21
CHƯƠNG 3: CÁC VẤN ĐỀ CƠ BẢN VỀ CƠ HỌC BAY CỦA UAV	24
3.1. Các hệ tọa độ thường dùng.....	24
3.1.1. Hệ tọa độ mặt đất $O_0x_0y_0z_0$	24
3.1.2. Hệ trục tọa độ tốc độ $Ox_cy_cz_c$	24
3.1.3. Hệ trục tọa độ tốc độ thẳng đứng $Oxyz$	24
3.1.4. Hệ trục tọa độ liên kết $Ox_1y_1z_1$	25
3.2. Các góc xác định trạng thái và quỹ đạo bay	25
3.2.1. Góc tấn α	26
3.2.2. Góc trượt cạnh β	26
3.2.3. Góc nghiêng quỹ đạo θ	27

3.2.4. Góc xoay quỹ đạo φ	27
3.2.5. Góc chúc góc θ	28
3.2.6. Góc đổi hướng bay ψ	28
3.2.7. Góc nghiêng UAV γ	29
3.3. Các dạng chuyển động chính của UAV.....	29
3.4. Các lực và mômen khí động học.....	30
3.4.1. Các lực tác dụng lên UAV.....	30
3.4.2. Các mômen tác dụng lên UAV.....	33
3.5. Khí quyển và nhiễu động của khí quyển.....	37
CHƯƠNG 4: HỆ PHƯƠNG TRÌNH CHUYỂN ĐỘNG CỦA UAV.....	38
4.1. Bài toán chuyển động của UAV.....	38
4.1.1. Các giả thiết cơ bản.....	38
4.1.2. Bài toán chuyển động của UAV như một đối tượng điều khiển.....	39
4.2. Hệ phương trình chuyển động của trọng tâm UAV.....	40
4.2.1. Các phương trình động lực học.....	40
4.2.2. Các phương trình động hình học.....	44
4.2.3. Hệ phương trình chuyển động của trọng tâm UAV trong không gian.....	45
4.3. Hoàn chỉnh hệ phương trình chuyển động của UAV.....	46
CHƯƠNG 5: TỔNG HỢP, TỐI ƯU BỘ ĐIỀU KHIỂN ỔN ĐỊNH GÓC CHỨC	
NGÓC KHI CÓ NHIỀU GIÓ ĐÚNG.....	48
5.1 Đặt vấn đề.....	48
5.2 Khí quyển và nhiễu động khí quyển.....	48
5.3. Bộ tự động điều chỉnh điều khiển – cơ cấu trợ dẫn.....	50
5.3.1. Bộ tự động điều chỉnh điều khiển.....	50
5.3.2. Cơ cấu trợ dẫn.....	51
5.4. Mạch vòng ổn định góc chúc.....	51
5.4.1. Xây dựng mạch vòng điều khiển ổn định góc chúc.....	52
5.4.2. Lựa chọn, tính toán các thông số của hàm truyền và bộ điều khiển.....	52
KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ.....	59
PHỤ LỤC.....	60
TÀI LIỆU THAM KHẢO.....	63

DANH MỤC HÌNH ẢNH

Hình 2.1 Global Hawk RQ4 (Northrop Grumman).....	15
Hình 2.2 Predator MQ-1 trang bị tên lửa chống tăng Hellfire	16
Hình 2.3 UAV bay siêu lâu Helios.....	16
Hình 2.4 UAV Aerosonde	16
Hình 2.5 UAV Cam-Copter S-100.....	17
Hình 2.6 UAV Cypher.....	17
Hình 2.7 UAV Pointer và UAV Skylite B	18
Hình 2.8 UAV Black Widow và UAV Micro Bat.....	18
Hình 2.9 Mục tiêu bay M94	20
Hình 2.10 Mục tiêu bay M96-A.....	20
Hình 2.11 Mục tiêu bay M100	21
Hình 2.12 Mục tiêu bay M100-CT.....	22
Hình 3.1 Các hệ trục tọa độ.....	25
Hình 3.2 Góc tấn α	26
Hình 3.3 Góc trượt cạnh β	26
Hình 3.4 Góc nghiêng quỹ đạo θ	27
Hình 3.5 Góc xoay quỹ đạo.....	27
Hình 3.6 Góc chúc ngóc	28
Hình 3.7 Góc đổi hướng bay ψ	28
Hình 3.8 Góc nghiêng UAV γ	29
Hình 3.9 quan hệ giữa C_y và góc α	31
Hình 3.10 Quan hệ giữa C_x, C_{x0} với α và M	32
Hình 3.11 Các lực tác dụng lên UAV	33
Hình 3.12 Momen dọc M_z	34
Hình 3.13 Momen ngang M_x	36
Hình 4. 1 Hình chiếu của V và ω lên hệ trục tọa độ $Oxyz$	41
Hình 4. 2 Trọng lực G	42
Hình 4. 3 Hình chiếu của lực đẩy P và lực khí động toàn phần R trên hệ trục tọa độ tốc độ $Ox_c y_c z_c$	43

BẢNG KÊ CÁC CHỮ VIẾT TẮT VÀ MỘT SỐ KÝ HIỆU CHÍNH

KCB – Khí cụ bay

KCBTD – Khí cụ bay tự động

UAV – Máy bay không người lái

ψ - Góc hướng bay

ϑ - Góc chúc ngóc (còn gọi là góc chúc ngừng)

γ - Góc nghiêng (góc Cren)

α - Góc tấn

β - Góc trượt cạnh

θ - Góc nghiêng quỹ đạo

Ψ - Góc hướng quỹ đạo

ψ_w - Góc hướng gió

g - Gia tốc trọng trường

S – Diện tích đặc trưng của UAV (thường là diện tích cánh có tính cả phần thân hoặc tiết diện ngang lớn nhất của thân)

H – Độ cao bay

T_H – Nhiệt độ không khí (ở độ cao H)

p_H – Áp suất không khí (ở độ cao H)

v – Độ nhớt động học của môi trường khí

ρ, ρ_H – Khối lượng riêng của không khí (ở độ cao H)

V – Tốc độ bay so với môi trường không khí khi chưa có nhiễu (không tốc)

V_K – Tốc độ bay so với mặt đất (địa tốc)

M_{th} – Momen khí động tổng hợp

C_R – Hệ số khí động tổng hợp

D – Đường kính thân của UAV

l – Chiều dài đặc trưng của UAV

m_{th} – Hệ số momen khí động học tổng hợp

m – Khối lượng của UAV

J_x, J_y, J_z – Các momen quán tính của UAV trong hệ tọa độ liên kết

M – Số Mach, đặc trưng cho tính chịu nén của chất khí

M_x, M_y, M_z – Các momen khí động học tác dụng lên UAV trong hệ tọa độ liên kết

m_x, m_y, m_z – Các hệ số mô men M_x, M_y, M_z

a – Tốc độ âm thanh

P – Lực đẩy động cơ

$W, W_{x0}, W_{y0}, W_{z0}$ – Tốc độ gió và các thành phần của gió trong hệ tọa độ mặt đất

δ - Góc cánh lái nói chung

$\delta_c, \delta_l, \delta_h$ - Góc cánh lái độ cao, lái liệng và lái hướng

Y, Y_a - lực nâng trong hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ tốc độ

Z, Z_a - Lực dạt sườn trong hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ tốc độ

X, X_a - Lực cản trong hệ tọa độ liên kết và hệ tọa độ tốc độ

$C_x, C_{x_a}, C_y, C_{y_a}, C_z, C_{z_a}$ - Các hệ số của các lực X, X_a, Y, Y_a, Z, Z_a

$m_y^\beta, m_y^{\delta_l}, m_y^{\delta_h}$ - đạo hàm của hệ số của mô men hướng theo $\beta, \delta_l, \delta_h$

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - Các tốc độ góc của UAV trong hệ tọa độ liên kết

CHƯƠNG 1: MỞ ĐẦU

1. Lý do chọn đề tài

Máy bay không người lái (UAV) là một trong những loại khí cụ bay không người lái có điều khiển. Từ khi ra đời đến nay UAV ngày càng được sử dụng phổ biến trong nhiều lĩnh vực: chụp ảnh trên không, giám sát trên bộ, trên biển, chống buôn lậu, kiểm soát môi trường, bảo vệ rừng, thăm dò địa chất, dịch vụ nông – ngư nghiệp. Tuy nhiên UAV được sử dụng nhiều nhất trong lĩnh vực an ninh quốc phòng. Trong quân sự UAV được sử dụng để thực hiện nhiệm vụ trinh sát, chụp ảnh, giám sát chiến trường, chỉ thị mục tiêu... Hơn nữa do đặc điểm có kích thước nhỏ, khó bị phát hiện nên UAV dễ dàng xâm nhập không phận đối tượng để trinh sát và gửi ảnh về trung tâm tạo điều kiện cho lực lượng tiến công có thể có được những hình ảnh chính xác về mục tiêu trong thời gian thực.

Về mặt kỹ thuật, UAV có nhiều điểm giống với máy bay có người lái. Tuy nhiên chúng có những điểm khác biệt như:

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

Không bị tổn thất phi công trong chiến đấu, không tốn kém cho huấn luyện phi công.

Không bị hạn chế bởi các yếu tố tâm lý của phi công.

Với các ưu điểm trên, cùng với sự tiến bộ nhanh chóng của khoa học và công nghệ, trong khoảng 10 năm trở lại đây đang diễn ra sự bùng nổ về UAV.

Cũng như các nước trên thế giới, đối với Việt Nam nhu cầu sử dụng UAV trong thời điểm hiện nay rất đa dạng:

Làm mục tiêu cho máy bay, tên lửa, pháo phòng không... bắn tập.

Sử dụng cho các mục đích trinh sát quân sự: chụp ảnh, tuần tiễu biên giới, hải đảo... và các nhiệm vụ an ninh quốc phòng và kinh tế xã hội khác.

Do đó việc nghiên cứu tổng hợp hệ thống tự động điều khiển UAV trong điều kiện có tác động của gió, nhiễu động khí quyển, có khả năng đáp ứng được các yêu cầu chiến thuật về khả năng cơ động nhanh trong các nhiệm vụ cụ thể hoặc các tình huống phức tạp là rất cần thiết.

2. Đối tượng và phạm vi nghiên cứu của đề án

Do khối lượng và thời gian hạn chế của đề án, hơn nữa chuyển động dọc của UAV là một chuyển động phức tạp, liên quan trực tiếp đến điều khiển UAV theo quỹ đạo hành trình, vì vậy đề án sẽ đi sâu vào khảo sát, nghiên cứu, mô phỏng chuyển động của UAV và tổng hợp bộ điều khiển ổn định thông số của chuyển động khi có nhiễu gió đứng.

Để đánh giá chất lượng hệ thống điều khiển chuyển động dọc được tổng hợp, đề án sẽ sử dụng mô hình toán học của máy bay MiG – 21Bis.

3. Phương pháp nghiên cứu

Phân tích, mô phỏng chuyển động dọc của UAV khi có ảnh hưởng của nhiễu gió đứng.

Nghiên cứu, tổng hợp hệ thống điều khiển ổn định thông số của chuyển động dọc khi có nhiễu gió đứng.

Đánh giá chất lượng hệ thống bằng phần mềm Matlab.

4. Mục tiêu

Mô phỏng chuyển động dọc của UAV.

Tổng hợp hệ thống điều khiển ổn định thông số của chuyển động dọc - Ổn định góc chúc ngóc.

Khảo sát chất lượng hệ thống.

CHƯƠNG 2: TỔNG QUAN VỀ UAV

2.1. Khái quát lịch sử phát triển và ứng dụng của UAV

2.1.1. Lịch sử phát triển của UAV

Phương tiện bay không người lái (UAV) là thuật ngữ chỉ những phương tiện bay được điều khiển tự động theo chương trình định trước, hoặc được điều khiển từ xa bởi trạm mặt đất hoặc máy bay có người lái, có thể thu hồi hoặc tự hủy sau khi hoàn thành nhiệm vụ mà không cần phi công điều khiển trực tiếp.

Từ khi ra đời đến nay UAV đã được sử dụng phổ biến trong quân sự, chúng được sử dụng cho các nhiệm vụ huấn luyện, trinh sát, thông tin, tác chiến điện tử, và thậm chí trực tiếp tham gia chiến đấu. Còn trong các lĩnh vực khác, UAV được sử dụng trong các nhiệm vụ như giám sát bờ biển, chống buôn lậu, kiểm soát môi trường, hay đánh giá sản lượng nông sản.

. Phương tiện bay không người lái được nghiên cứu, phát triển từ thế chiến lần thứ nhất, thiết bị đầu tiên được biết đến là Aerial Torpedoes. Tiếp đó, ngày 12/09/1916 máy bay tự động Hewitt-Sperry, còn được gọi là “Flying Bomb” được thử nghiệm thành công. Năm 1917 các máy bay tự động đã được quân đội Mỹ phát triển và sử dụng, đây chính là tiền đề mở ra những hướng nghiên cứu và phát triển các mô hình máy bay tự động sau này

Trong những năm 1930, quân đội Anh với khả năng về khoa học kỹ thuật vượt trội đã chú trọng nghiên cứu và phát triển các phương tiện bay tự động. Trước hết là những máy bay điều khiển bằng vô tuyến để hiệu chỉnh súng pháo phòng không, điển hình trong số đó là mục tiêu bay “Fairey Queen” phát hiện từ thủy phi cơ “Fairey **IIIIF**”. Bước phát hiện tiếp theo là mục tiêu bay “DH82 Queen Bee” ra đời năm 1935.

Thời gian này, quân đội Mỹ cũng phát triển hàng loạt các loại máy bay điều khiển vô tuyến. Nổi bật nhất là các sản phẩm của Reginal Denny - một người Anh di cư - như RP-1, RP-2, RP-3, RP-4, và đặc biệt nhất là máy bay điều khiển vô tuyến OQ-2 được quân đội Mỹ đặt hàng 15000 chiếc vào năm 1940.

Bước đột phá diễn ra trong chiến tranh thế giới lần thứ II khi quân đội Mỹ sử dụng những chiếc máy bay điều khiển vô tuyến TDR-1 mang theo bom và ngư lôi tấn công các tàu của hải quân Nhật đang rời khỏi quần đảo Solomon. Cũng trong cuộc

chiến này không quân Mỹ (USAAF - the US Army Air Forces) đã sử dụng hàng trăm mục tiêu bay loại PQ-8, hàng ngàn loại PQ-14 và rất nhiều máy bay B-7, B-24... Thời gian này cũng đánh dấu sự ra đời của các loại UAV sử dụng động cơ phản lực Pulsejet, điển hình là loại mục tiêu T2D-1 Katydid được sử dụng trong Hải quân Mỹ.

Trải qua một quá trình phát triển lâu dài, ngày nay vị trí của UAV trong lĩnh vực quân sự là không thể thay thế. Những bước tiến về công nghệ trong mọi lĩnh vực đã góp phần hoàn thiện công nghệ chế tạo UAV, giúp chúng đóng vai trò ngày càng quan trọng hơn và tham gia tích cực vào các nhiệm vụ mà trước đây không một phương tiện nào khác có thể đảm trách được.

2.1.2. Vai trò và khả năng ứng dụng của UAV

Những UAV đầu tiên được phát triển với mục đích huấn luyện truyền phát thông tin, làm môi bẫy và làm mục tiêu bay, phục vụ việc hiệu chỉnh các thiết bị phòng không. Tuy nhiên ngày nay nhiệm vụ của UAV ngày càng được mở rộng, có được điều đó là do những ưu điểm vượt trội của UAV so với các phương tiện bay khác.

Những ưu điểm đó có thể được tóm tắt như sau:

- 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.
- UAV dễ dàng thay đổi đường bay do đó khó bị đánh chặn hơn các tên lửa hành trình, đồng thời có thể hoạt động ở các địa hình phức tạp.
- Với ưu thế nhỏ, khó bị phát hiện, UAV có thể hoạt động ở những vùng nguy hiểm, xâm nhập vào không phận để trinh sát và theo dõi đối phương, thậm chí có thể trực tiếp tấn công các mục tiêu khi cần thiết.

Hiện nay, vai trò quan trọng nhất của UAV là trinh sát, giám sát chiến trường, chuyển tiếp thông tin, tác chiến điện tử và chỉ thị mục tiêu. Được trang bị các thiết bị hiện đại như: Camera quang điện tử, hồng ngoại, rada, các thiết bị vô tuyến, các sensor và các phương tiện điện tử khác..., dữ liệu thu được từ UAV đã tạo ra một lợi thế đáng kể để xác định thông tin về mục tiêu tấn công cho các loại vũ khí.

Ngoài ra hiện nay các UAV còn được sử dụng làm phương tiện tấn công và có thể thực hiện các nhiệm vụ tương đương máy bay có người lái. Chuyến bay thành công của UAV chiến đấu (UCAV - Unmanned Combat Aerial Vehicle) loại X-45 vào tháng

5/2002 tại Mỹ, đã mở ra một kỷ nguyên mới choUCAV. Điều này hứa hẹn trong một tương lai gần cácUCAV sẽ dần thay thế các máy bay chiến đấu có người lái.

Trong khi chờ đợi nhữngUCAV thế hệ mới như X-45, quân đội Mỹ đã trang bị vũ khí cho các UAV làm nhiệm vụ trinh sát, biến chúng thành các phương tiện tấn công. UAV Predator RQ1 được trang bị hai tên lửa chống tăng Hellfire trên cánh đã tiêu diệt một số thành viên Al-Qaeda trong cuộc chiến tại Afganistan.

Trong các hoạt động dân sự, UAV cũng chứng tỏ được vai trò của mình trong các nhiệm vụ chuyên tiếp thông tin, quan sát bờ biển, giám sát môi trường, chống buôn lậu, cứu hộ cứu nạn... Đặc biệt trong nhiệm vụ giám sát biên giới và chống buôn lậu, biên phòng và hải quan Mỹ sử dụng UAV Predator MQ-9 Reapers để giám sát biên giới Mỹ và Mexico. Kết quả, trong 6 tháng UAV này phát hiện hơn 2000 người nhập cư trái phép và hơn 4 tấn cần sa.

2.2. Tình hình nghiên cứu phát triển UAV trên thế giới

2.2.1. Phát triển UAV của một số nước trên thế giới

Do những ưu điểm và lợi ích mà UAV mang lại, trên thế giới đã có rất nhiều quốc gia nghiên cứu phát triển UAV, trong đó chủ yếu để phục vụ cho các mục đích quân sự và sau đó là một số ứng dụng dân sự. Các quốc gia đi đầu trong lĩnh vực này gồm có Israel, Mỹ, Nga, Trung Quốc, Iran...

a. UAV Israel

Hiện nay, Israel được coi là nước đi tiên phong và dẫn đầu thế giới trong lĩnh vực UAV. Chính cuộc xung đột kéo dài nhiều năm với người Palestin đã dẫn tới quá trình mở rộng vai trò của UAV cũng như phát triển các học thuyết tác chiến với phương tiện này. Không quân Israel (LAF - Israel Aerial Force) là cơ quan chịu trách nhiệm vận hành toàn bộ số UAV trong toàn bộ lực lượng quốc phòng Israel (IDF - Israel Defence Forces).

Để đáp ứng nhu cầu ngày càng tăng và vai trò ngày càng mở rộng của UAV, IAF bắt đầu hiện đại hoá toàn bộ số UAV vào năm 2005. Trước tiên là các UAV làm nhiệm vụ trinh sát, IAF đã đặt mua một vài UAV MALE Mahatz 1 do công ty IAI phát triển. Mahatz 1 là UAV hoạt động ở độ cao trung bình, có khả năng mang theo 200kg tải trọng, và bay liên tục trong 52 giờ. Mahatz 1 sẽ dần thay thế các mẫu máy bay Searcher trở thành phương tiện trinh sát không người lái chủ lực của IAF.

Bên cạnh phương tiện UAV làm nhiệm vụ trinh sát, IAF đưa ra chương trình Eitan nhằm phát triểnUCAV. Nổi bật trong số này là UAV Heron II có chuyến bay đầu tiên năm 2006. Các UAV cỡ nhỏ dùng cho các lực lượng mặt đất cũng được IDF quan tâm. Chương trình phát triển các UAV loại này đã được IDF khởi xướng cuối năm 2006.

Hiện nay, ngành công nghiệp UAV của Israel đang đặt trọng tâm vào thị trường quốc tế. Ngoài Mỹ, nơi UAV của Israel đã thành công trong việc xâm nhập thị trường, những năm gần đây đã đánh dấu những bước tăng trưởng đáng ghi nhận trong lĩnh vực phân phối UAV của Israel đi khắp thế giới. Các công ty của Israel đã dành được các hợp đồng phát triển UAV tại nhiều quốc gia, nổi bật trong số đó là việc công ty Elbit liên doanh với Thales của Anh đã dành được hợp đồng phát triển hệ thống Watchkeeper của Anh, hay việc công ty IAI liên kết với EADS và Dassault để phát triển máy bay EuroMALE. Các công ty của Israel cũng đã chiếm lĩnh được thị trường UAV tại Ấn Độ và nhất là tại Châu Phi nơi đang nổi lên là một thị trường tiềm năng.

b. UAV Mỹ

Công nghệ chính là vấn đề then chốt đối trên con đường mà Mỹ dự kiến cho việc phát triển và ứng dụng UAV. Người Mỹ đã đưa ra thuật ngữ “hệ thống phương tiện bay không người lái” (UAS - Unmanned Aircraft System) để nhấn mạnh rằng đó là một hệ thống bao gồm cả máy bay và hãng thiết bị bảo đảm cho nó.

Mỹ đặc biệt quan tâm đến việc phát triển các phương tiện bay tí hon (MAV - Micro Aerial Vehicle) do nhu cầu phải trang bị các UAV xuống đến cấp trung đội. Để thực hiện, người ta nghiên cứu ứng dụng công nghệ nano, mặt khác cũng nghiên cứu thế giới côn trùng và mô phỏng theo các hoạt động bay của chúng.

Từ năm 1997, cục các dự án quốc phòng tiên tiến (DARPA - Defense Advanced Research Projects Agency) đã bắt đầu chương trình nghiên cứu MAV trong nhiều năm. Những MAV được nghiên cứu có kích thước tối đa chỉ khoảng 15 cm, chúng có thể được hãng bị máy ảnh hoặc kính nhìn đêm, thời gian bay có thể lên đến 2 giờ, với giá thành rất thấp. Chúng có thể được sử dụng cho các nhiệm vụ trinh sát, do thám trong các toàn nhà, khu dân cư, tham gia các hoạt động chống khủng bố, thậm chí có thể trực tiếp tấn công mục tiêu khi cần thiết. Tuy nhiên, hiện nay do hạn chế về công nghệ, MAV vẫn chủ yếu ở giai đoạn thử nghiệm. Do đó các UAV loại HALE, và MALE sẽ vẫn là hướng phát triển

chủ yếu của UAV Mỹ trong điều kiện hiện nay. Trong đó một số UAV sẽ được trang bị vũ khí, làm nhiệm vụ của máy bay chiến đấu không người lái. Đây là một xu thế tất yếu và sẽ là tương lai không xa nữa, đặc biệt là sau sự thành công của chuyến bay thử nghiệm loạiUCAV X-45 tháng 5/2005.

Với nhiều dự án đang được thực hiện và chuẩn bị được áp dụng rộng rãi vào năm 2010, quân đội Mỹ sẽ có một lực lượng UAV hùng hậu. Đó là cơ sở để đưa ra những phương pháp tác chiến mới dựa nhiều vào các phương tiện này.

c. UAV Châu Âu

Châu Âu được đánh giá là đứng thứ 3 sau Israel và Mỹ trong lĩnh vực nghiên cứu và ứng dụng UAV. Hàng loạt quốc gia Châu Âu đã bắt đầu triển khai các chương trình nghiên cứu và phát triển các UAV thế hệ mới đặc biệt làUCAV. Điều này thể hiện nỗ lực rất lớn của Châu Âu nhằm thực hiện mong muốn sử dụng UAV thay thế cho máy bay có người lái. Dự án phát triển UAV Watchkeeper của bộ quốc phòng Anh là một ví dụ. Nước Anh đã chọn công ty Elbit của Israel kết hợp với Thales UK để thực hiện dự án. UAV này theo mô tả có khả năng giám sát liên tục hàng tuần lễ, thời hạn đưa vào hoạt động là vào khoảng năm 2009-2010.

Ở Italia, công ty Alenia Aeronautica Italia cũng tiến hành chương trình phát triển máy bayUCAV gọi là Sky-X, bay thử thành công vào tháng 5/2005. Công ty Galileo Avionics Italia cũng đã đạt được những thành công nhất định trong lĩnh vực thương mại với những biến thể của UAV cất, hạ cánh thẳng đứng Camcopter. Các UAV loại này đã được trang bị cho lực lượng quốc phòng Áo, Ai Cập, Đức, Anh và Mỹ.

Tại Đức, hai công ty Rheinmetall và EMT, cũng đã thiết kế và phát triển các UAV và khách hàng chính của họ là lực lượng quân Đức. Trong đó nổi bật là UAV tầm gần Luna của EMT, hệ thống này đã được sử dụng trong tác chiến trên chiến trường Coxovo và Apganixtan. Ngoài ra còn có dự án phát triển UAV Barrakuda của công ty EADS. Barrakuda có chuyến bay thử đầu tiên vào tháng 2/2006, đây là mộtUCAV tiên tiến có khả năng tàng hình.

Với nhiều chương trình nghiên cứu đang được triển khai tích cực đã cho thấy các quốc gia Châu Âu hết sức coi trọng nền công nghiệp UAV. Với tốc độ phát triển mạnh mẽ như hiện nay UAV Châu Âu sẽ nhanh chóng đáp ứng được nhu cầu trang bị của các quốc gia và hướng tới xuất khẩu.

d . UAV Nga

Nga là một nước lớn với cơ sở công nghiệp hàng không vũ trụ phát triển. Tuy nhiên, các công trình nghiên cứu của Nga trong lĩnh vực UAV đã thụt lùi khá nhiều so với tất cả các nước tích cực phát triển trong lĩnh vực này. Tuy nhiên cuộc chiến tại Chechnya, cũng như nỗ lực lấy lại vị thế vốn có về quân sự đã thúc đẩy việc nghiên cứu và sử dụng UAV tại Nga. Những năm 1960, UAV của Nga chủ yếu được phòng nghiên cứu Tupolev phát triển, điển hình như loại Tu-123, Tu-143, Tu-243... Đây là lực lượng UAV nòng cốt của không quân Nga đến tận những năm 1990. Tuy nhiên, đó là những UAV hạng nặng, cồng kềnh, phức tạp, không linh hoạt về mặt chiến thuật và cần một cơ sở hạ tầng bảo đảm to lớn. Khắc phục điểm yếu trong hệ thống UAV của Nga, từ những năm 1980 phòng thiết kế Yakovlev - Viện nghiên cứu Kulon đã bắt đầu công trình phát triển UAV cấp chiến thuật mang tên Pchela. DPLA-60 Pchela là một bước tiến lớn trong thực tiễn chế tạo UAV tại Nga, nó được sử dụng ở cấp đại đội nhằm bảo đảm chi viện cho những cụm quân nhỏ trên chiến trường. Phiên bản tiên tiến hơn là DPLA-61 Shmel-1 đã được sử dụng trên quy mô nhỏ vào cuối những năm 1980.

Từ thời điểm năm 1995 toàn bộ hoạt động nghiên cứu UAV của Nga bị đình lại do thiếu kinh phí. Tuy nhiên, hiện nay đang nổi lên một số dự án phát triển mới nhiều triển vọng. IRKUT Corporation, công ty tiếp nhận phòng thiết kế Yakovlev năm 2004 đã có những dự án phát triển UAV rất đáng chú ý. IRKUT chủ trương sử dụng những phương tiện bay có sẵn, đặt tập trung nghiên cứu các công nghệ sensor và nối mạng cực kỳ quan trọng, được coi là vấn đề cốt lõi của UAV hiện đại. Nổi bật là dự án chế tạo UAV Irkut 850 dựa trên tàu lượn có động cơ Stremme S10-VT, hay dự án liên doanh với công ty AerMacchi của Italia, phát triểnUCAV dựa trên mẫu máy bay huấn luyện tiên tiến Yak130.

Bên cạnh IRKUT, SUKHOI cũng nổi lên là một hãng phát triển UAV tiềm năng. Năm 2003 SUKHOI cho ra đời một họ UAV mới, được triển lãm công khai ở cả Nga và Trung Quốc, gồm 3 mẫu thuộc họ Zond. Đây là những mẫu UAV có thiết kế rất tiên tiến, tuy nhiên chỉ có Zond-3, một mẫu UAV cùng lớp với UAV Predator của Mỹ là có khả năng hiện thực hơn cả. Với các dự án mới được đánh giá cao trong thời gian gần đây, hi vọng nền công nghiệp chế tạo UAV của Nga sẽ dành được chỗ đứng

tương xứng.

e. UAV Trung Quốc

Là nước đi sau, tuy nhiên hiện nay hoạt động nghiên cứu và phát triển UAV tại Trung Quốc, theo cả chiều rộng lẫn chiều sâu, đều có quy mô đáng kể. Toàn bộ ngành công nghiệp hàng không, các viện nghiên cứu hàng không vũ trụ lẫn các trường đại học nước này đều đang tiến hành nghiên cứu chế tạo UAV.

Những chiếc UAV đầu tiên được sử dụng tại Trung Quốc là những mẫu thiết kế sao chép lại của Mỹ và Liên Xô (cũ), được sử dụng theo những mục đích khác với thiết kế ban đầu. Tuy nhiên, Trung Quốc nhanh chóng nhận ra tiềm năng to lớn của UAV trong cả hai lĩnh vực quân sự và dân sự, từ đó Trung Quốc đã tiến hành nhiều công trình nghiên cứu chế tạo UAV.

Giữa những năm 1990, Trung Quốc đã thành công trong việc chế tạo những UAV làm nhiệm vụ giám sát chiến thuật đầu tiên. Đến năm 2002, sự ra đời của UAV ASN-207 đã cho thấy sự lớn mạnh nhanh chóng của UAV Trung Quốc. Các trường đại học của Trung Quốc tham gia rất tích cực vào các nghiên cứu về UAV, sản phẩm của các trường đại học chủ yếu là các UAV lên thẳng cỡ nhỏ như Soar Bird của Trường đại học Nam Kinh, M-22 của Trường đại học Bắc Kinh.

Gần đây, Trung Quốc bắt đầu xúc tiến những nghiên cứu đầu tiên vềUCAV. Nổi bật là chương trình nghiên cứu WZ-2000 của tập đoàn Hàng không Vũ trụ Quý Châu (QAIG), đây là một UAV cao tốc, là cơ sở để phát triển cácUCAV.

2.2.2. Phân loại UAV

Có nhiều cách phân loại UAV. Theo phương pháp bay của UAV, có các loại: trực thăng, cánh bằng, đĩa bay. Phân loại theo loại động cơ sử dụng: động cơ phản lực, động cơ pit-tông, động cơ điện... Theo nhiên liệu sử dụng: xăng, dầu, cồn, ắc quy... Tuy nhiên theo phạm vi và thời gian hoạt động, UAV được giới quân sự Mỹ chia làm các loại chính sau:

a. UAV bay lâu - độ cao lớn (HALE- Hight Altitude Long Endurance)

Đây là loại UAV có trần bay trên 4000m. Một trong những UAV loại này phải kể đến là Global Hawk RQ4 (hình 1.1) do hãng Northop Grumman(Mỹ) chế tạo. Đây à UAV hiện đại nhất hiện nay, sử dụng lần đầu trong chiến tranh Afganistan vào cuối năm 2001.



Sải cánh	35.4 m
Chiều dài	13.5 m
Chiều cao	4.6 m
Trọng lượng rỗng	2850 kg
Trọng lượng mang tải	10400 kg
Tốc độ hành trình	650 km/h
Trần bay	20000 m
Thời gian bay tối đa	34 giờ

Hình 2.1 Global Hawk RQ4 (Northrop Grumman)

Được trang bị camera quang, hồng ngoại và rada, RQ4 có thể gửi ảnh về trung tâm, cung cấp cho chỉ huy chiến trường những hình ảnh gần thực với độ phân giải cao qua kênh vệ tinh. Giá của Global Hawk ước tính khoảng 15 triệu USD.

b. UAV bay lâu - độ cao trung bình (MALE Medium Altitude Long Endurance)

UAV loại MALE có trần bay dưới từ 2000m - 4000m. Điển hình phải kể tới là Predator RQ1 (hình 1.2) do hãng General Atomic (Mỹ) chế tạo. Nhỏ và nhẹ hơn nhiều so với Global Hawk RQ4, Predator RQ1 có thể cung cấp video thời gian gần thực cả ngày lẫn đêm qua kênh vệ tinh.



Sải cánh	12.7 m
Chiều dài	8.14 m
Trọng lượng	686 kg
Tốc độ hành	130 km/h
Trần bay	7600 m
Thời gian bay	24 giờ

*Hình 2.2 Predator MQ-1 trang bị tên lửa chống
tăng Hellfire*

Predator được quân đội Mỹ sử dụng lần đầu tiên ở chiến trường Bosnia năm 1995, để trình sát, cảnh giới, giám sát chiến trường. Predator có thể được trang bị tên lửa chống tăng AGM-114 Hellfire và chuyển thành máy bay tấn công khi cần thiết.

c. UAV bay siêu lâu (ULE - Ultra Long Endurance)



Hình 2.3 UAV bay siêu lâu Helios



Hình 2.4 UAV Aerosonde

Hai UAV tiêu biểu cho loại này phải kể đến là Helios (hình 1.3) và Aerosonde (hình 1.4). Tháng 8/2001, Helios đã thực hiện chuyến bay thành công đầu tiên, bay ở độ cao 30000m, sử dụng pin mặt trời, thời gian hoạt động lên đến 6 tháng, có tính năng tương đương với các vệ tinh địa tĩnh. Còn Aerosonde có khả năng bay vượt Đại Tây Dương, được ứng dụng trong nghiên cứu khí tượng.

d. UAV cất hạ cánh thẳng đứng (VTOL - Vertical Take-Off and Landing)

UAV loại VTOL được phát triển cho các hoạt động cấp chiến thuật. Cam-Copter S-100 (hình 1.5) là loại UAV VTOL điển hình.



Đường kính cánh quạt	3,09 m
Đường kính cánh quạt đuôi	0,5 m
Chiều cao	0,8 m
Trong lượng rỗng	43 Kg
Trong lượng cất cánh	68 Kg
Tốc độ hành trình tối đa	90 km/h
Bán kính hoạt động	10 km
Thời gian bay tối đa.	6 giờ

Hình 2.5 UAV Cam-Copter S-100

Cam-Copter S-100 được công ty Galileo Avionics Italia nghiên cứu phát triển, được sử dụng cho cả quân sự và cả dân sự, có thể cất cánh và hạ cánh thẳng đứng một cách tự động. Cam-Copter S-100 đã được lục quân và bộ tư lệnh thông tin điện tử Mỹ sử dụng.



Đường kính	1,89 m
Độ dài thân	0,55 m
Trong lượng rỗng	75 Kg
Trong lượng cất cánh tối	113 Kg
Tốc độ hành trình	130 km/h
Trần bay	2440 m
Bán kính hoạt động	30 km
Thời gian bay	2,5 giờ

Hình 2.6 UAV Cypher

Tuy nhiên, Cypher (hình 1.6) là UAV loại VTOL được biết đến nhiều nhất, chủ yếu được sử dụng trong các hoạt động như cảnh giới an ninh nội địa, chống lại những nhóm người không vũ trang. Đây là UAV hoàn toàn tự động, tự cất cánh theo phương thẳng đứng. Cypher được trang bị camera thị tầm, hồng ngoại, các cảm biến hoá học, cảm biến từ tính, âm thanh và cả vũ khí phi sát thương.

e. UAV mini

Việc sử dụng UAV mini được chính thức công bố lần đầu tiên đầu năm 2003 khi các phi đội bảo vệ lực lượng viễn chinh của không quân Mỹ triển khai phương tiện bay cánh giời trên không bảo vệ lực lượng ở Afghanistan và Iraq. Một trong những loại UAV mini được quân đội Mỹ sử dụng ở hai chiến trường này là Pointer (hình 1.7-trái) của hãng Aero Vironment. Loại UAV này có trọng lượng 4kg, có thể được phóng bằng tay, được trang bị camera hồng ngoại hoặc quang học.

Một UAV mini khác cũng hay được nhắc tới là Skylite B (hình 1.7-phải) có sải cánh 240cm, thời gian bay 90 phút và có độ cao hoạt động 300-2000 feet, nó được thiết kế hoạt động trong điều kiện thời tiết xấu, kể cả trong điều kiện gió mạnh. Skylite B chỉ nặng 650g, vận tốc bay 35 - 70 km/h



Hình 2.7 UAV Pointer và UAV Skylite B

f. UAV tí hon (MAV - Micro Aerial Vehicles)



Hình 2.8 UAV Black Widow và UAV Micro Bat

Sự tiến bộ của công nghệ nano đã cho phép người ta chế tạo những MAV có kích thước chỉ 5 cm, có trang bị camera, thậm chí cả thiết bị phân biệt mùi. Một số MAV có thể mang theo mồi ga nhỏ để chuyển sang tiến công khi cần thiết. Hiện nay do hạn chế về công nghệ, các MAV chủ yếu trong giai đoạn thử nghiệm. Tiêu biểu cho loại này là: Black Widow, Kolibri, Micro Star, Micro Bat...

Ngoài cách phân loại theo phạm vi và thời gian hoạt động như trên thì *phân loại theo mục đích sử dụng* cũng là một cách thức phổ biến. Theo cách phân chia này UAV được chia thành các loại:

- *UAV làm nhiệm vụ trinh sát và chỉ thị mục tiêu*: trong xu hướng chiến tranh từ xa, không tiếp xúc trực tiếp, UAV sẽ là một trong những phương tiện chủ yếu để phát hiện và xác định chính xác tính chất của các mục tiêu của đối phương mà không cần trực tiếp sử dụng con người.

- *UAV làm nhiệm vụ sát thương*: UAV được trang bị vũ khí, có thể phát hiện và trực tiếp tấn công các mục tiêu, thực hiện các nhiệm vụ tương đương với máy bay có người lái.

- *UAV thực hiện tác chiến điện tử*: trong thời đại chiến tranh thông tin, UAV được xem là phương tiện vô cùng hiệu quả trong tham gia chế áp điện tử và gây nhiễu cho đối phương. UAV còn có thể thực hiện các nhiệm vụ phát hiện và định vị các mục tiêu bức xạ vô tuyến của đối phương rồi thông báo về cho các lực lượng hỏa lực tấn công.

- *UAV trong đối phó với hệ thống phòng không*: với những trận địa mà hệ thống phòng không của đối phương bố trí theo nhiều tầng, nhiều lớp, nhờ ưu điểm kích thước nhỏ, khó phát hiện, UAV sẽ là phương tiện vô cùng lợi hại so với các máy bay có người lái.

2.3. Tình hình nghiên cứu và phát triển UAV ở nước ta

2.3.1. Phát triển máy bay mô hình ở Việt Nam

Việc nghiên cứu UAV ở nước ta xuất phát từ các loại máy bay mô hình trong các câu lạc bộ hàng không, phần lớn trong số này được mua từ nước ngoài và là những máy bay thể thao cỡ nhỏ, điều khiển bằng vô tuyến. Do yêu cầu đặt ra với các đơn vị phòng không, Quân chủng Phòng không (nay là Quân chủng PKKQ) đã đặt vấn đề nghiên cứu cải tiến, dần đi tới sản xuất các máy bay mô hình, làm mục tiêu phục vụ huấn luyện và bắn đạn thật cho các loại pháo và tên lửa phòng không.

Ban đầu là loại mục tiêu bay M94 (hình 1.9). Đây là loại mục tiêu nhỏ dựa trên mô hình các máy bay dùng trong thể thao, khung được chế tạo bằng loại gỗ nhẹ và bên ngoài được dán phủ bằng một loại giấy nilông để tạo độ phẳng về khí động.



Sải cánh	1,5 m
Chiều dài	1,4 m
Trọng lượng mang tải	4kg
Tốc độ bay	70 km/h
Trần bay	300-400 m
Cự ly hoạt động	2000 m

Hình 2.9 Mục tiêu bay M94

Trước yêu cầu nâng cao chất lượng huấn luyện cho bộ đội, từ năm 1994 Bộ Tư Lệnh Quân Chung PKKQ đặt yêu cầu là phải tạo ra được các loại mục tiêu có kích thước lớn hơn, tốc độ nhanh hơn, tương ứng với tính năng của các loại pháo phòng không, tên lửa vắc vai và tầm trung. Nhóm nghiên cứu thuộc Ban nghiên cứu mục tiêu của Quân chủng đã phối hợp với Trung tâm Polime trường đại học Bách khoa Hà Nội, tập trung nghiên cứu và ứng dụng công nghệ vật liệu tổng hợp Composite vào lĩnh vực chế tạo thân vỏ. Năm 1996, mục tiêu M96-A (hình 1.10) được đưa vào sử dụng.



Sải cánh	2,2 m
Chiều dài	1,55 m
Trọng lượng	8kg
Tốc độ bay	90 km/h
Trần bay	500-700 m
Cự ly hoạt động	2000 m

Hình 2.10 Mục tiêu bay M96-A

Sau đó, để phục vụ huấn luyện và bắn đạn thật cho các loại tên lửa tầm trung, từ năm 1996 đến 1998, Quân chủng PKKQ đã chế tạo và thử nghiệm thành công mục tiêu M-100 (hình 1.11). Đây là loại mục tiêu có tốc độ bay nhanh hơn, ở độ cao lớn hơn, bay được ở cự ly xa hơn các mục tiêu trước đây, có thể bay được một đường bay dài và thẳng...



Sải cánh	2,8 m
Chiều dài	2,1 m
Trọng lượng mang	22 kg
Tốc độ bay	160 km/h
Trần bay	1200 m
Cự ly hoạt động	10000 m

Hình 2.11 Mục tiêu bay M100

Các loại mục tiêu bay M-94, M-96, M-100 đã nêu ở trên, mặc dù đã đáp ứng được cơ bản các tính năng kỹ chiến thuật của các loại vũ khí, khí tài phòng không, song đều có đặc điểm chung là được dẫn đường nhờ quan sát (bằng mắt thường hoặc thiết bị quang học), nên hạn chế cơ bản là:

Chỉ bay được ở cự ly gần, trong tầm mắt của phi công điều khiển mặt đất, phụ thuộc nhiều vào điều kiện thời tiết, khí hậu, ngày, đêm.

- Khó điều khiển theo các đường bay mong muốn, không đồng nhất giữa các chuyến bay và đặc biệt là phụ thuộc nhiều vào khả năng và kinh nghiệm của phi công mặt đất.

- Chưa quản lý được trạng thái, vị trí và các tham số của máy bay... nên rủi ro trong khi bay là khó kiểm soát và thường xuyên xảy ra.

2.3.2 Nghiên cứu và phát triển UAV

Để khắc phục những nhược điểm của các loại UAV nói trên và có thể phát triển ứng dụng trong các lĩnh vực khác, vào đầu những năm 90, những ý tưởng ban đầu về việc xây dựng các chương trình nghiên cứu UAV được nhiều cơ quan Nhà nước, nhất là Bộ Quốc phòng áp ụ.

Năm 1993, Quân chủng PKKQ đã đầu tư mua một số tổ hợp UAV DF- 16 (Dragon Fly - 16) của Israel. Năm 2001, dự án “Thiết kế, chế tạo mục tiêu bay không người lái cho máy bay và tên lửa bắn tập” bắt đầu được triển khai.



Sải cánh	3,0 m
Chiều dài	2,3 m
Trong lượng mang	32 kg
Tốc độ bay	180 km/h
Trần bay	2000 m
Cự ly hoạt động	30 km

Hình 2.12 Mục tiêu bay M100-CT

Đến năm 2004, Ban Nghiên cứu mục tiêu (Viện KT QKKQ) đã công bố mục tiêu bay không người lái M100-CT (hình 1.12) bay theo chương trình định trước. Sau đó, do nhu cầu huấn luyện của không quân, một loại mục tiêu không người lái có trần bay cao hơn, tốc độ nhanh hơn, thời gian bay lâu hơn đã đặt ra. Cuối năm 2005, M400-CT (hình 1.13) đã thực hiện những chuyến bay đầu tiên thành công, thời gian bay tối đa khoảng 90 phút, các tính năng không thua kém loại DF-16 đã mua của Israel trước



Sải cánh	3,2 m
Chiều dài	2,8 m
Trọng lượng mang tải	90 kg
Tốc độ bay	320 km/h
Trần bay	3000 m
Cự ly hoạt động	90 km

đây.

Hình 2.13 Mục tiêu bay M400-CT

Với yêu cầu đặt ra của các loại mục tiêu bay phục vụ công tác huấn luyện thì những kết quả đạt được trên đây là những tín hiệu đáng mừng. Tuy nhiên, tiêu chí đưa ra với các loại *mục tiêu bay không người lái* này là chỉ cần xây dựng ở mức độ đơn giản, gọn nhẹ nhất và giá thành thấp nhất. Do vậy, để các UAV này có thể phát triển và mở rộng ứng dụng trong nhiều lĩnh vực khác khi những đầu tư nghiên cứu, phát triển và hoàn thiện một cách cơ bản là hết sức cần thiết. Vài năm gần đây, rất nhiều cơ sở nghiên cứu, cả trong và ngoài quân đội như: Viện KHCNQS/Bộ Quốc phòng, Quân chủng Hải quân, hay một số nhà trường như Học viện Kỹ thuật Quân sự, Đại học BK Hà Nội... cũng bắt đầu có những đầu tư nghiên cứu theo cả hướng chế tạo

CHƯƠNG 3: CÁC VẤN ĐỀ CƠ BẢN VỀ CƠ HỌC BAY CỦA UAV

3.1. Các hệ tọa độ thường dùng

Khi xem xét bất cứ một chuyển động nào bao giờ chúng ta cũng phải xem xét trong một hệ trục tọa độ nhất định. Việc chọn hệ trục tọa độ phù hợp sẽ giúp chúng ta dễ dàng hơn khi phân tích, tính toán chuyển động của UAV trong mặt phẳng cũng như trong không gian.

Trong động lực học bay, người ta sử dụng 4 hệ trục tọa độ sau:

- Hệ trục tọa độ mặt đất.
- Hệ trục tọa độ tốc độ.
- Hệ trục tọa độ liên kết.
- Hệ trục tọa độ tốc độ thẳng đứng.

3.1.1. Hệ tọa độ mặt đất $O_0x_0y_0z_0$.

- Gốc tọa độ O_0 : là một điểm nằm trên mặt đất (thường chọn điểm bắt đầu chạy đà).
- Trục O_0x_0 : nằm trên mặt phẳng ngang, có hướng tùy chọn.
- Trục O_0y_0 : vuông góc với mặt phẳng ngang, có chiều hướng lên trên.
- Trục O_0z_0 : vuông góc với mặt phẳng $O_0x_0y_0$, có chiều tạo với Ox_0 , Oy_0 một hệ tọa độ thuận.

Ý nghĩa: Hệ tọa độ tốc độ mặt đất là hệ tọa độ cố định được sử dụng khi cần xác định độ cao và quỹ đạo bay của UAV.

3.1.2. Hệ trục tọa độ tốc độ $Ox_cy_cz_c$.

- Gốc tọa độ O : trùng với trọng tâm UAV.
- Trục Ox_c : hướng theo véc tơ tốc độ bay \vec{v}
- Trục Oy_c : vuông góc với Ox_c và nằm trong mặt phẳng đối xứng của UAV.
- Trục Oz_c : vuông góc với mặt phẳng $Ox_cy_cz_c$ tạo với các trục Ox_c , Oy_c thành hệ tọa độ thuận (Trục Oz_c hướng sang cánh phải)

Ý nghĩa: Hệ tọa độ tốc độ là hệ tọa độ di động gắn với UAV, được sử dụng khi xem xét các thành phần của lực khí động.

3.1.3. Hệ trục tọa độ tốc độ thẳng đứng $Oxyz$

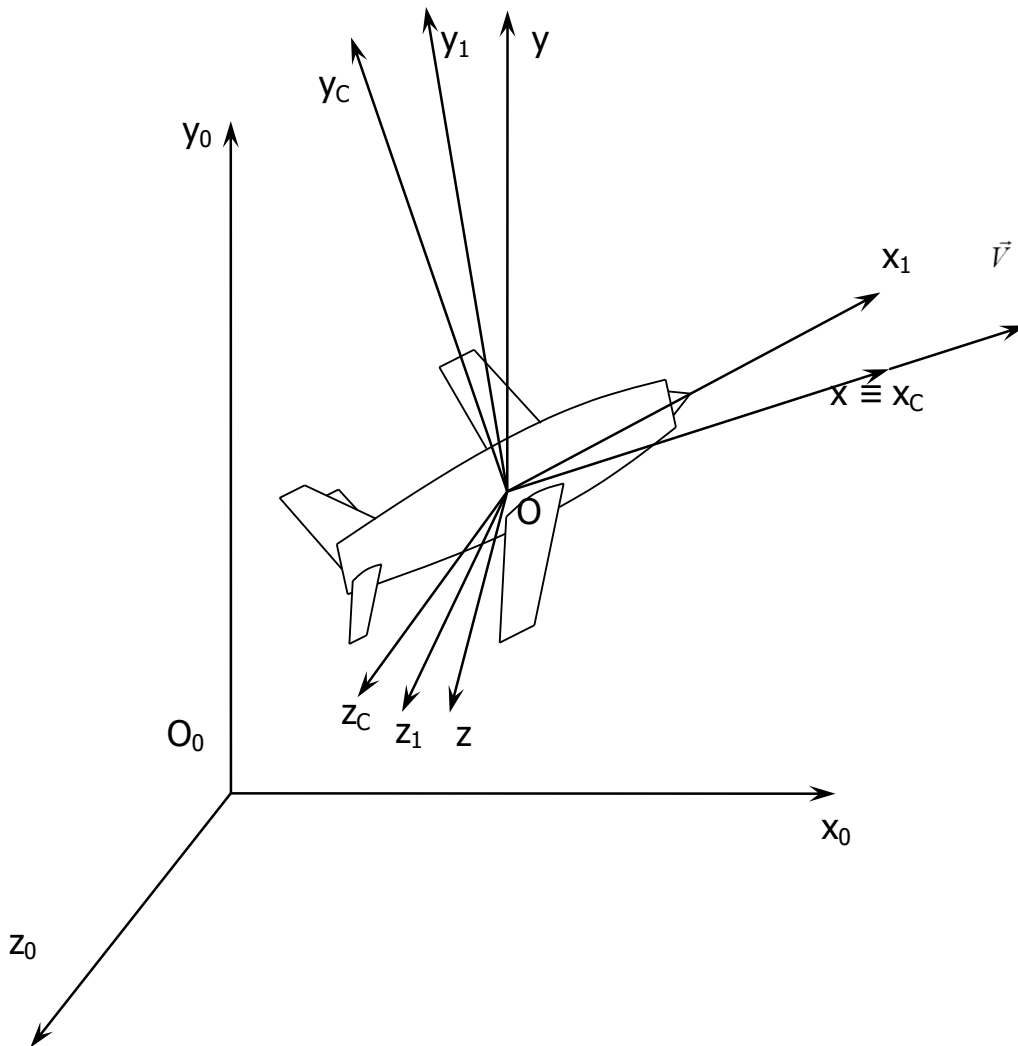
- Gốc tọa độ O : trùng với trọng tâm UAV.
- Trục Ox : hướng theo véc tơ tốc độ bay \vec{v}
- Trục Oy : vuông góc với Ox_c và nằm trong mặt phẳng thẳng đứng, chứa trục dọc của UAV.
- Trục Oz : vuông góc với mặt phẳng $Oxyz$ tạo với các trục Ox , Oy thành hệ tọa độ thuận (Trục Oz hướng sang cánh phải)

Ý nghĩa: Hệ tọa độ tốc độ thẳng đứng là hệ tọa độ di động gắn với UAV, được sử dụng xây dựng hệ phương trình chuyển động của trọng tâm UAV, đánh giá trạng thái của UAV và quỹ đạo bay.

3.1.4. Hệ trục tọa độ liên kết $Ox_1y_1z_1$

- Gốc tọa độ O: trùng với trọng tâm UAV.
- Trục Ox_1 : trùng với trục dọc của UAV.
- Trục Oy_1 : vuông góc với Ox_1 và nằm trong mặt phẳng đối xứng của UAV.
- Trục Oz_1 : vuông góc với mặt phẳng $Ox_1y_1z_1$ tạo với các trục Ox_1, Oy_1 thành hệ tọa độ thuận (Trục Oz_1 hướng sang cánh phải)

Ý nghĩa: Hệ tọa độ liên kết cũng là hệ tọa độ di động gắn với UAV, được sử dụng khi nghiên cứu chuyển động quay của UAV, xác định các mô men khí động của UAV.



Hình 3.1 Các hệ trục tọa độ

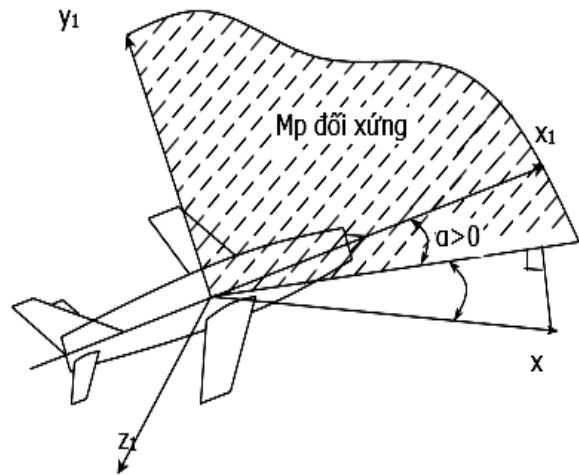
3.2. Các góc xác định trạng thái và quỹ đạo bay

Để xác định trạng thái của UAV với dòng khí và quỹ đạo bay, ta cần biết một số góc nhất định: Góc tấn, góc trượt cạnh, góc nghiêng quỹ đạo, góc xoay quỹ đạo, góc chúc góc, góc đối hướng bay, góc nghiêng UAV.

3.2.1. Góc tấn α

Là góc giữa trục dọc của UAV và hình chiếu của véc tơ tốc độ UAV lên mặt phẳng đối xứng của UAV.

Góc tấn $\alpha > 0$ khi véc tơ \vec{v} nằm dưới mặt phẳng đối xứng

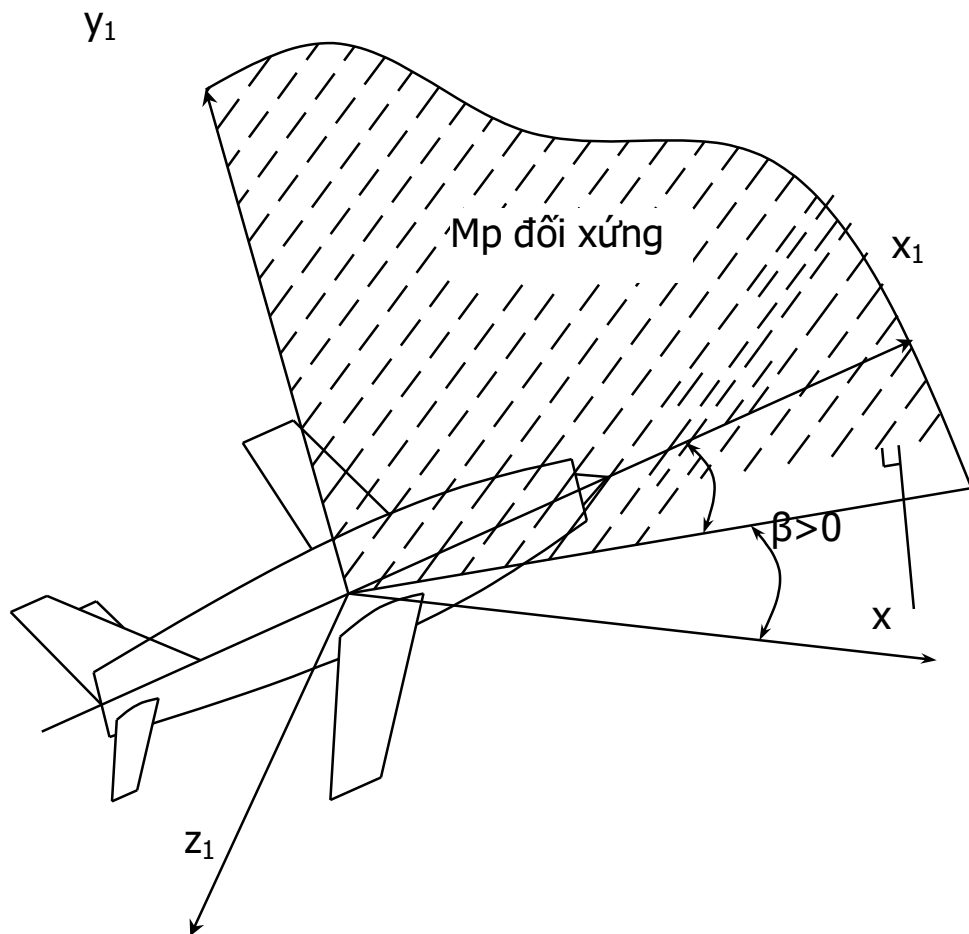


Hình 3.2 Góc tấn α

3.2.2. Góc trượt cạnh β

Là góc giữa véc tơ tốc độ UAV và mặt phẳng đối xứng của UAV.

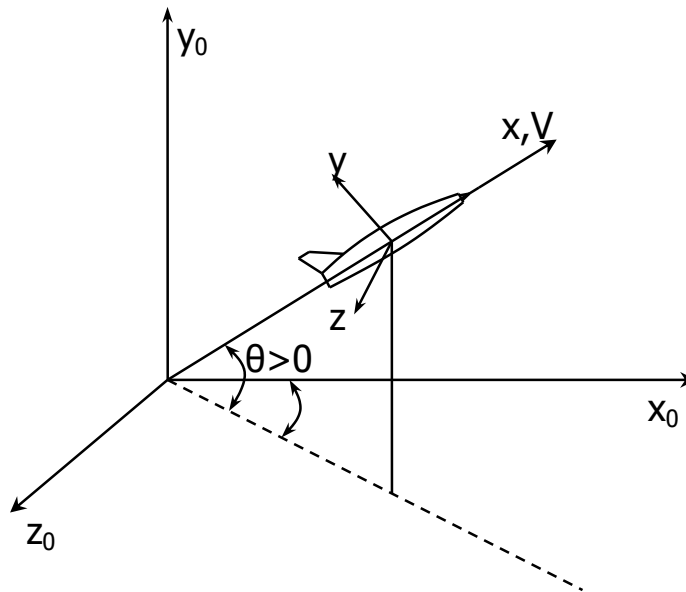
Góc $\beta > 0$ khi véc tơ \vec{v} nằm ở bên phải mặt phẳng đối xứng.



Hình 3.3 Góc trượt cạnh β

3.2.3. Góc nghiêng quỹ đạo θ

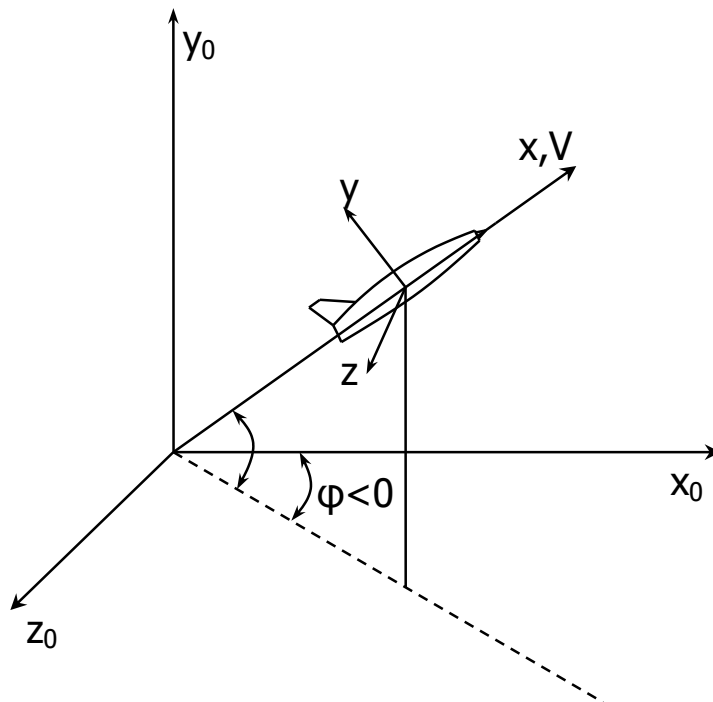
Là góc giữa véc tơ tốc độ UAV và mặt phẳng ngang (mặt phẳng Ox_0z_0).
Góc $\theta > 0$ khi \vec{V} nằm ở trên mặt phẳng ngang.



Hình 3.4 Góc nghiêng quỹ đạo θ

3.2.4. Góc xoay quỹ đạo φ

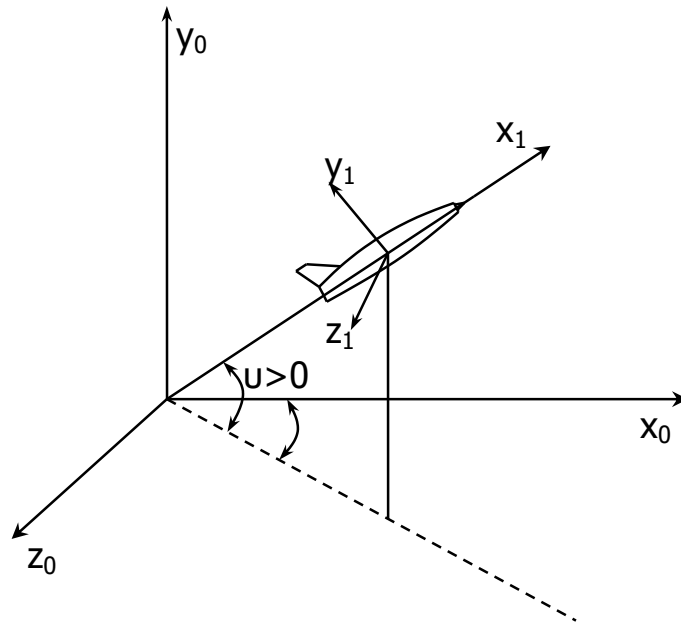
Là góc giữa hình chiếu của véc tơ tốc độ UAV lên mặt phẳng ngang với trục Ox_0 .
Góc $\varphi > 0$ khi hình chiếu nằm bên trái trục Ox_0 .



Hình 3.5 Góc xoay quỹ đạo φ

3.2.5. Góc chúc ngóc ϑ

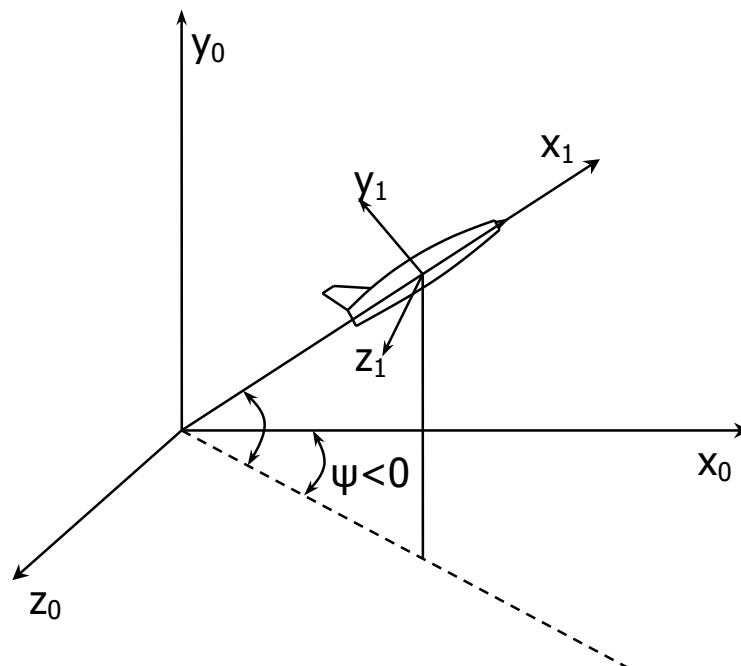
Là góc giữa trục dọc UAV Ox_1 và mặt phẳng ngang (mặt phẳng Ox_0z_0).
Góc $\vartheta > 0$ khi véc tơ Ox_1 nằm ở trên mặt phẳng ngang.



Hình 3.6 Góc chúc ngóc

3.2.6. Góc đổi hướng bay ψ

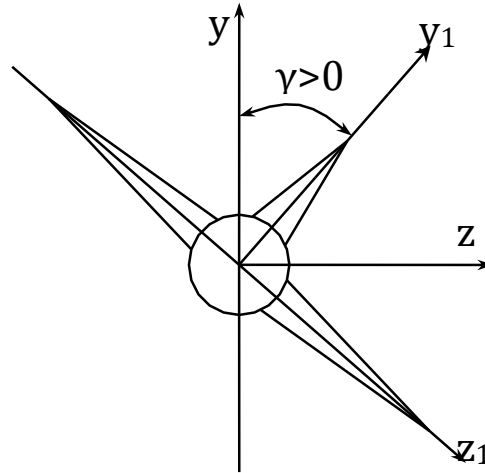
Là góc giữa hình chiếu của trục dọc UAV Ox_1 trên mặt phẳng ngang với trục Ox_0 .
Góc $\psi > 0$ khi hình chiếu nằm bên trái trục Ox_0 .



Hình 3.7 Góc đổi hướng bay ψ

3.2.7. Góc nghiêng UAV γ

Là góc giữa mặt phẳng đối xứng và mặt phẳng thẳng đứng chứa trục dọc của UAV. Góc $\gamma > 0$ khi cánh phải của UAV nghiêng xuống dưới.



Hình 3.8 Góc nghiêng UAV γ

3.3. Các dạng chuyển động chính của UAV

Khác với các loại máy bay không điều khiển thường chỉ xét chuyển động tịnh tiến của tâm khối, chuyển động của UAV ngoài chuyển động tịnh tiến của tâm khối còn phải xét chuyển động quay của UAV so với các hệ tọa độ nói trên. Để có thể phân tích định tính và định lượng sơ bộ, người ta thường phân biệt một số dạng chuyển động dưới đây:

- Chuyển động nền (còn gọi là chuyển động định trước) là chuyển động theo quỹ đạo định trước với các tham số chuyển động cho trước.
- Chuyển động ổn lập (còn gọi là chuyển động xác lập hoặc thiết lập) là chuyển động có các tham số động hình học, trước tiên là tốc độ bay không thay đổi hay thay đổi không đáng kể.
- Chuyển động cận ổn lập là chuyển động có thể coi là ổn lập với một sai số nhất định.
- Chuyển động không ổn lập là chuyển động có các tham số động hình học thay đổi tương đối nhanh, nhất là tốc độ bay và độ cao bay.

Khi phân tích định tính và định lượng sơ bộ người ta thường lấy chuyển động nền làm cơ sở để tuyến tính hóa và “đông cứng” các đặc trưng động học của chuyển động thực của UAV xung quanh chuyển động nền được coi như chuyển động cận ổn lập. Tuy nhiên, ngày nay với sự phát triển mạnh mẽ của công nghệ thông tin và các

phương pháp số, có thể giải trực tiếp bài toán chuyển động của UAV mà không nhất thiết phải sử dụng phương pháp gần đúng nói trên.

Ở đây cần nhắc lại một số kiến thức cơ bản của cơ sở lý thuyết:

Điều kiện để duy trì chuyển động thẳng của một vật rắn là tổng véc tơ hình chiếu tất cả các ngoại lực xuống mặt phẳng pháp tuyến với quỹ đạo bằng 0.

Điều kiện để tạo ra chuyển động cong (với bán kính cong tức thời R) nhất thiết phải có lực pháp tuyến theo phương quỹ đạo $F_n = \frac{mV^2}{R}$ để tạo ra gia tốc pháp tuyến.

$$W_n = \frac{F_n}{m} = \frac{V^2}{R} \quad (1)$$

Gia tốc này thường tính theo hệ số quá tải pháp tuyến $n_n = \frac{W_n}{g}$ trong đó $g = 9,81 \text{ m/s}^2$.

Từ (1) có: $n_n = \frac{F_n^*}{mg} = \frac{F_n^*}{G}$, trong đó G là trọng lượng của vật chuyển động, F_n^* là tổng tất cả các ngoại lực pháp tuyến không kể trọng lực. Như vậy, ví dụ nếu nói một tên lửa có $m = 10\text{kg}$ ($G \approx 100\text{N}$) khi bay cong trong mặt phẳng ngang với quá tải pháp tuyến là 10 thì phải hiểu là tổng véc tơ tất cả các lực pháp tuyến tác dụng lên tên lửa bằng 1000N.

Từ công thức (1) có nhận xét là muốn tạo ra cùng một độ cong của quỹ đạo (bán kính R) thì khi bay với tốc độ lớn gấp đôi cần phải có quá tải pháp tuyến lớn gấp bốn lần.

3.4. Các lực và mômen khí động học

3.4.1. Các lực tác dụng lên UAV

Cũng như các vật khác, UAV chuyển động trong không gian cũng chịu tác dụng của Lực mặt và Lực khối.

- Lực mặt: Lực khí động toàn phần \vec{R} , lực đẩy của động cơ \vec{P}
- Lực khối: trọng lực \vec{G}

a. Lực khí động toàn phần \vec{R} .

- Điểm đặt: tại trọng tâm O của UAV.

$$\text{- Độ lớn: } R = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot C_R \cdot S$$

Trong đó: C_R - hệ số lực khí động toàn phần.

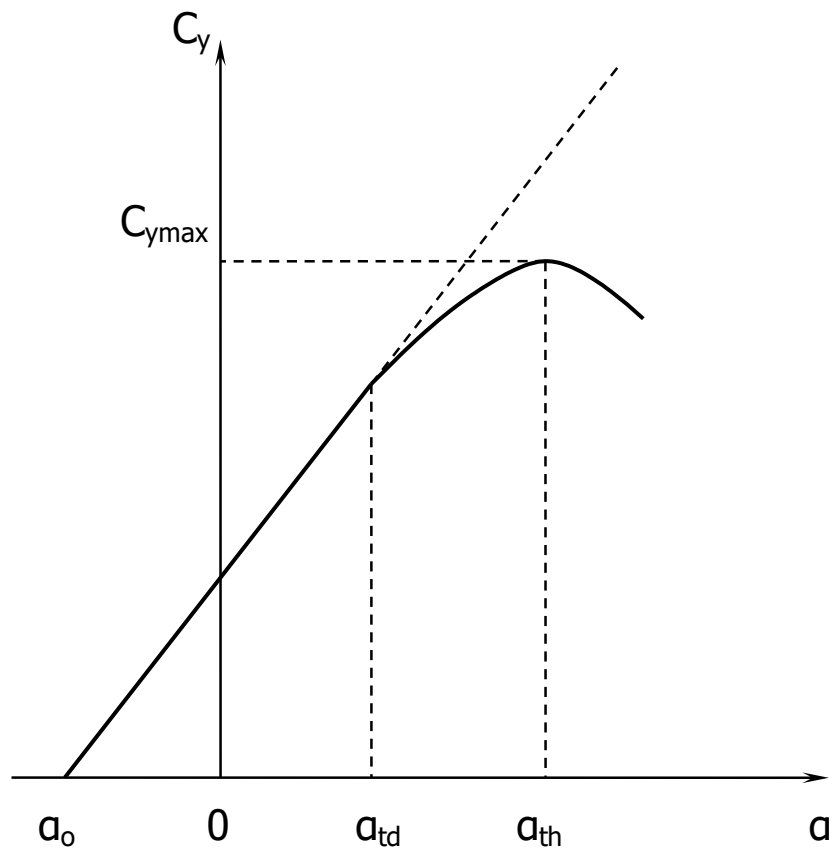
ρ - mật độ không khí.

S: diện tích cánh UAV.

Khi chiếu \vec{R} lên hệ trục tọa độ tốc độ $Ox_c y_c z_c$ ta được các thành phần.

+ Lực nâng Y ($=R_{y_c}$): là thành phần của lực khí động toàn phần chiếu lên trục Oy_c , đặt tại trọng tâm UAV, có chiều hướng lên trên. Độ lớn:

$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} \cdot S = C_y \cdot q \cdot S$$



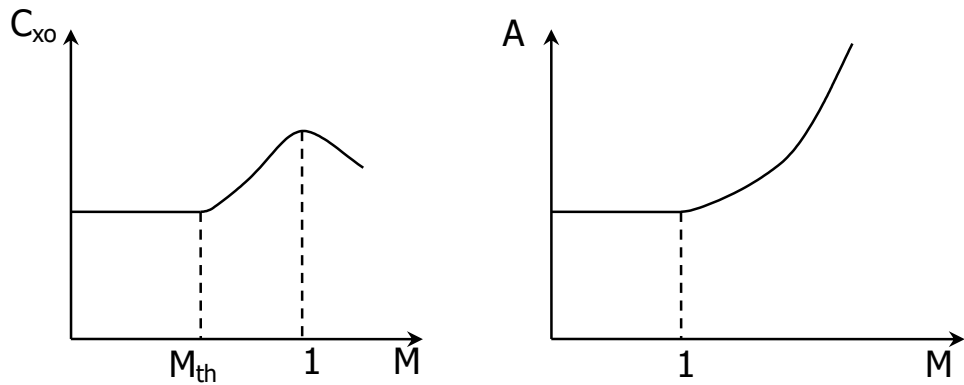
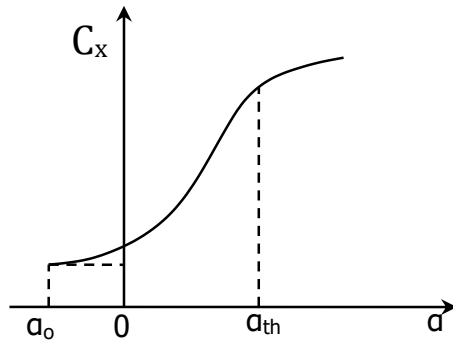
Hình 3.9 quan hệ giữa C_y và góc α

+ Lực cản X ($=R_{xc}$): là thành phần của lực khí động toàn phần chiếu lên trục Ox_c , đặt tại trọng tâm UAV, ngược chiều với tốc độ bay.

$$\text{Độ lớn: } X = C_x \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S = C_x \cdot q \cdot S$$

Với các góc tấn α nhỏ, ta có:

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_i} = C_{x_0} + AC_y^2$$



Hình 3.10 Quan hệ giữa C_x, C_{x0} với α và M

+ Lực cạnh $Z (=R_{zc})$: là thành phần của lực khí động toàn phần chiếu lên trục

$$Z = C_z \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S = C_z \cdot q \cdot S$$

Khi góc trục cạnh $\beta = 0$, \vec{R} nằm trong mặt phẳng đối xứng. Khi đó $R_{zc}=0$ hay lực cạnh $Z=0$. Thông thường khi tính toán góc β nhỏ người ta cũng bỏ qua sự tác dụng của lực cạnh.

b. Lực đẩy của động cơ \vec{P}

- Điểm đặt: tại trọng tâm O của UAV.

- Phương trùng với trục dọc của UAV, chiều hướng theo chiều chuyển động của UAV.

- Độ lớn: Để xác định độ lớn của lực đẩy \vec{P} người ta dựa vào các đồ thị đặc tính của động cơ:

- + Đặc tính tiết lưu.
- + Đặc tính tốc độ- độ cao.

c. Trọng lực \vec{G} .

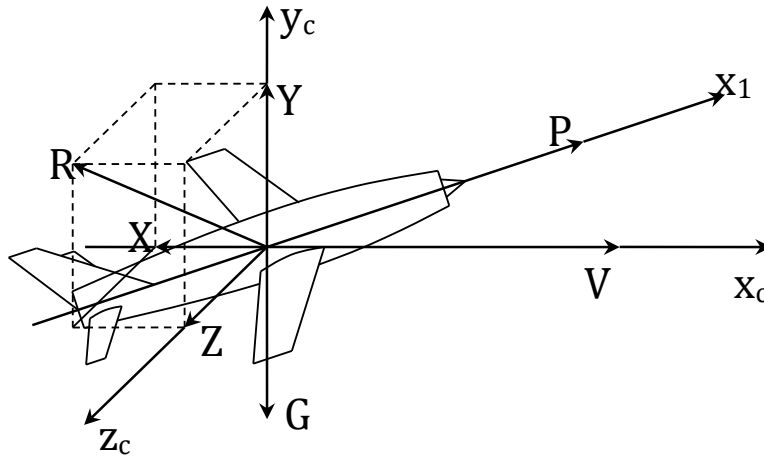
- Điểm đặt: tại trọng tâm O của UAV.
- Phương vuông góc với mặt phẳng ngang, chiều hướng xuống dưới.
- Độ lớn: $G = mg$.

Trong đó: m - khối lượng của UAV.
 g : gia tốc trọng trường.

Trong quá trình bay, trọng lực giảm dần do có sự tiêu hao nhiên liệu.

$$\frac{dG}{dt} = -g.C_s$$

Trong đó: C_s - suất tiêu hao nhiên liệu theo giây [kg/s].



Hình 3.11 Các lực tác dụng lên UAV

3.4.2. Các mômen tác dụng lên UAV

a. Mô men dọc M_z

- Khái niệm: Mô men dọc M_z là mô men làm UAV quay quanh trục Oz_1 .

Dấu của M_z được xác định theo quy tắc kim đồng hồ: nhìn từ đầu trục Oz_1 , nếu máy bay quay quanh trục Oz_1 theo chiều kim đồng hồ thì $M_z > 0$.

Tức là $M_z > 0$ nếu nó làm UAV ngóc lên.

- Công thức xác định:

$$M_z = m_z \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot b_A \quad (1)$$

Trong đó: m_z - Hệ số mô men dọc.

b_A - chiều dài dây cung khí động trung bình của cánh.

- Nguyên nhân hình thành: Mô men dọc M_z sinh ra do

+ Tiêu điểm khí động không trùng với tâm áp

+ Nghiêng cánh lái độ cao

+ Các lực nâng, lực cản và lực đẩy không đi qua trọng tâm UAV.

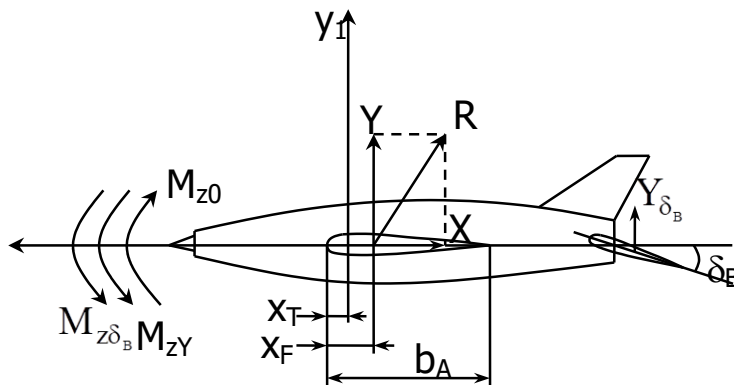
Nếu xét trong trường hợp đơn giản, M_z được xác định theo công thức:

$$M_z = M_{z0} + M_{zY} + M_{z\delta B} \quad (2)$$

Trong đó: M_{z0} - Mô men dọc khi lực nâng bằng 0.

M_{zY} - Mô men dọc do lực nâng sinh ra.

$M_{z\delta B}$ - Mô men dọc do nghiêng cánh lái độ cao.



Hình 3.12 Momen dọc M_z

Từ hình vẽ ta có:

$$M_z = M_{z0} + Y(x_T - x_F) + Y_{\delta_B} \cdot x_{\delta_B} \quad (3)$$

$$\rightarrow m_z = m_{z0} + C_y (\bar{x}_F - \bar{x}_T) + m_z^{\delta_B} \cdot \delta_B \quad (4)$$

Trong đó:

x_T, x_F - vị trí của trọng tâm, tiêu điểm KD so với mép trước prôphin cánh.

$$\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_A}, \bar{x}_F = \frac{x_F}{b_A}$$

δ_B - góc lệch của cánh lái độ cao.

$m_z^{\delta_B}$ - đạo hàm của hệ số của mô men theo δ_B .

b. Mô men ngang M_x

- Khái niệm: Mô men ngang M_x là mô men làm UAV quay quanh trục Ox_1 .

Dấu của M_x được xác định theo quy tắc kim đồng hồ: nhìn từ đầu trục Ox_1 , nếu UAV quay quanh trục Ox_1 theo chiều kim đồng hồ thì $M_x > 0$.

Tức là $M_x > 0$ nếu nó làm UAV nghiêng sang phải.

- Công thức xác định:

$$M_x = m_x \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot l \quad (5)$$

Trong đó: m_x - Hệ số mô men ngang.

l - Sải cánh của UAV.

- Nguyên nhân hình thành: Mô men ngang M_x sinh ra do:

+ UAV bị trượt cạnh.

+ UAV nghiêng cánh lái liệng.

+ UAV nghiêng cánh lái hướng.

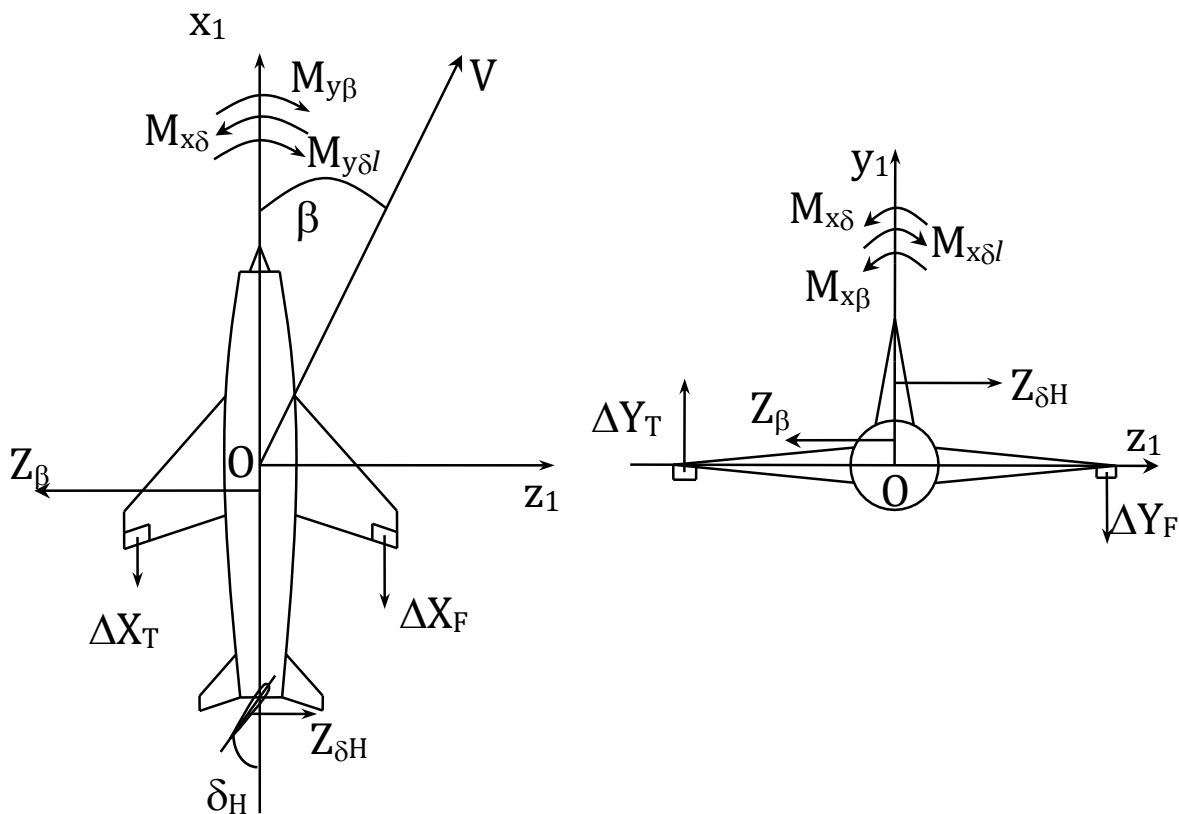
Tức là M_x được xác định theo công thức:

$$M_x = M_{x\beta} + M_{x\delta_1} + M_{x\delta_H} \quad (6)$$

Trong đó: $M_{x\beta}$ - Mô men ngang do trượt cạnh.

$M_{x\delta_1}$ - Mô men ngang do nghiêng cánh lái liệng.

$M_{x\delta_H}$ - Mô men ngang do nghiêng cánh lái hướng.



Hình 3.13 Momen ngang M_x

$$\rightarrow m_x = m_x^\beta \cdot \beta + m_z^{\delta_1} \cdot \delta_1 + m_x^{\delta_H} \cdot \delta_H \quad (7)$$

Trong đó:

$\beta, \delta_1, \delta_H$ - Góc trượt cạnh, góc nghiêng cánh lái liệng, cánh lái hướng

$m_y^\beta, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_H}$ - đạo hàm của hệ số của mô men ngang theo $\beta, \delta_1, \delta_H$

c. Mô men hướng M_y

- Khái niệm: Mô men hướng M_y là mô men làm UAV quay quanh trục Oy_1 .

Dấu của M_y được xác định theo quy tắc kim đồng hồ: nhìn từ đầu trục Oy_1 , nếu UAV quay quanh trục Oy_1 theo chiều kim đồng hồ thì $M_y > 0$.

Tức là $M_y > 0$ nếu nó làm UAV quay đầu sang phải.

- Công thức xác định:

$$M_y = m_y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S \cdot l \quad (5)$$

Trong đó: m_y - Hệ số mô men hướng.

l - Sải cánh của UAV.

- Nguyên nhân hình thành: Mô men hướng M_y sinh ra do:

- + UAV bị trượt cạnh.
- + UAV nghiêng cánh lái liệng .
- + UAV nghiêng cánh lái hướng.

Tức là M_x được xác định theo công thức:

$$M_x = M_{x\beta} + M_{x\delta_1} + M_{x\delta_H} \quad (6)$$

Trong đó: $M_{x\beta}$ - Mô men hướng do trượt cạnh.

$M_{x\delta_1}$ - Mô men hướng do nghiêng cánh lái liệng.

$M_{x\delta_H}$ - Mô men hướng do nghiêng cánh lái hướng.

$$\rightarrow m_y = m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_1} \cdot \delta_1 + m_y^{\delta_H} \cdot \delta_H \quad (7)$$

Trong đó:

$\beta, \delta_1, \delta_H$ - Góc trượt cạnh, góc nghiêng cánh lái liệng, cánh lái hướng

$m_y^\beta, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_H}$ - đạo hàm của hệ số của mô men hướng theo $\beta, \delta_1, \delta_H$

Thông thường, sự chênh lệch lực cạnh là không lớn khi nghiêng cánh lái liệng, nên khi xác định mô men hướng có thể bỏ qua thành phần này.

3.5. Khí quyển và nhiễu động của khí quyển

Khí quyển là lớp khí bao quanh trái đất. Khối lượng riêng ρ_H của khí quyển giảm rất nhanh theo độ cao và khi $H > 40\text{Km}$ có thể bỏ qua ảnh hưởng của không khí. Nhiệt độ của khí quyển T_H giảm khoảng $6,5^\circ\text{C}$ khi tăng độ cao 1000m . Theo khí quyển chuẩn quốc tế thì lên đến $H = 11000\text{m}$ thì $T_H = 216,6^\circ\text{K}$ và áp suất P_H nhỏ hơn 4 lần so với P ở mặt đất.

Theo các tài liệu khí tượng thì thông thường gradient của p_H, ρ_H và T_H theo mặt phẳng nằm ngang (Ox_gz_g) không đáng kể so với gradient theo chiều cao Oy_g . Vậy tại sao trong “đời thường” người ta vẫn hay nói có “ổ gà” trên không? Đó thực ra là do nhiễu động của khí quyển gây ra. Vì vậy, khi xét chuyển động của UAV trong khí quyển nhất thiết phải xét đến nhiễu động này.

Nhiễu động của khí quyển thực chất là chuyển động của các khối không khí, tức là gió. Trong trường hợp tổng quát véc tơ tốc độ gió W là một hàm rất phức tạp theo không gian và thời gian:

$$W = W(x_0, y_0, z_0, t)$$

Vectơ tốc độ gió trong trường hợp tổng quát có thể có hướng tùy ý trong không gian, vì vậy có thể phân tích ra các thành phần $W_{x_0}, W_{y_0}, W_{z_0}$ (theo hệ tọa độ mặt đất $O_0x_0y_0z_0$). Bản thân các thành phần này cũng phụ thuộc theo không gian và thời gian.

$$W_{x_0} = W_{x_0}(x_0, y_0, z_0, t)$$

$$W_{y_0} = W_{y_0}(x_0, y_0, z_0, t)$$

$$W_{z_0} = W_{z_0}(x_0, y_0, z_0, t)$$

Góc hướng gió ψ_w là góc giữa trục Ox_0 với hình chiếu của véc tơ tốc độ gió ngược ($-W$) xuống mặt phẳng Ox_0z_0 . Góc nghiêng của gió θ_w là góc giữa véc tơ W với mặt phẳng nằm ngang Ox_0z_0 .

CHƯƠNG 4: HỆ PHƯƠNG TRÌNH CHUYỂN ĐỘNG CỦA UAV

4.1. Bài toán chuyển động của UAV

4.1.1. Các giả thiết cơ bản

Trong phạm vi đồ án ta không xét đến những vấn đề về độ bền, biến dạng và dao động của kết cấu UAV. Vấn đề chúng ta quan tâm là chuyển động của tâm khối UAV và chuyển động quay của nó quanh tâm khối. Vì vậy, có thể giới hạn bài toán trong phạm vi chuyển động của vật rắn có 6 bậc tự do (3 chuyển động tịnh tiến và 3 chuyển động quay). Giả thiết này phù hợp với thực tiễn trong phần lớn các trường hợp và ngay cả trong các tài liệu mới nhất vẫn sử dụng. Tuy nhiên, trong một số trường hợp, nhất là khi xét các dạng UAV có độ cứng vững không cao (cánh dài, thân dài...) hoặc khi xét bài toán bố trí vị trí lắp đặt các cảm biến quán tính (để khử ảnh hưởng của dao động riêng của kết cấu đàn hồi đến vòng điều khiển chuyển động của UAV) nhất thiết phải xét mô hình UAV như một hệ cơ đàn hồi. Bài toán đó vượt ra ngoài phạm vi nghiên cứu của đồ án.

Môi trường không khí có thể có nhiễu động, tuy nhiên, quy mô của các nhiễu động thông thường có kích thước lớn hơn nhiều lần so với kích thước của UAV, có nghĩa là ở từng thời điểm nhất định có thể xét ảnh hưởng của nhiễu động khí quyển như một trường gió đồng đều tác động lên tất cả các phần của UAV. Ngoài ra, khi có gió mạnh hoặc bão các UAV không được sử dụng. Vì vậy, có thể giả thiết là biên độ W_0 của trường gió nhỏ hơn nhiều so với tốc độ chuyển động của UAV, tức là $\frac{W_0}{V_k} \ll 1$. Ta cũng không xét chuyển động của UAV trong môi trường 2 pha (bay khi có mưa).

Độ cong của bề mặt trái đất, tốc độ quay của trái đất và thay đổi gia tốc trọng trường g , rất đáng kể khi xét UAV với cự ly hoạt động lớn khoảng vài trăm km trở lên. Trong phạm vi đồ án này chỉ xét với UAV hoạt động trong khí quyển với cự ly không quá vài trăm km, vì vậy có thể coi bề mặt trái đất là mặt phẳng cố định, gia tốc $g = \text{const}$, hệ tọa độ mặt đất $O_0x_0y_0z_0$ là hệ tọa độ quán tính và phương thẳng đứng cục bộ Oy_g gắn với tâm khối của UAV song song với phương thẳng đứng Oy_0 ở điểm xuất phát. Giả thiết này dẫn đến sai số đáng kể khi xét độ cao đang bay so với mặt đất (sai số có thể đến hàng trăm mét khi bay xa vài chục km). Tuy nhiên, riêng ở kênh điều khiển độ cao của UAV khi bay ở chế độ ô tô nôm quá vài chục km người ta bắt buộc phải hiệu chỉnh độ cao quán tính (so với hệ tọa độ $O_0x_0y_0z_0$) bằng các nguồn thông tin bên ngoài (thiết bị đo cao vô tuyến, đo cao khí áp hoặc thiết bị định vị thông tin từ GPS). Do đó giả thiết này không dẫn đến sai số đáng kể. Để bài toán xác định ta sẽ đặt hệ tọa độ $Ox_g // O_0x_0$ có nghĩa là cả ba trục tương ứng song song với hệ tọa độ mặt đất $O_0x_0y_0z_0$.

Trên UAV thường có hệ thống động lực. Hệ thống này ngoài lực đẩy có tác động lớn đến chuyển động của UAV còn có những tác động phụ liên quan đến chuyển động quay của UAV như:

- Momen con quay của cánh quạt, momen con quay của rôto động cơ tuabin khí (xuất hiện khi có chuyển động quay của UAV quanh trục khác với trục quay của cánh quạt hoặc roto).
- Nhiên liệu lỏng ở trên UAV có thể bị dao động (gây ra momen Côriolis).
- Momen Côriolis do luồng phụt gây ra khi UAV có chuyển động quay quanh trục khác với trục dọc.

Trong phạm vi đồ án này không xét đến các tác động của các momen nói trên đến chuyển động của UAV. Giả thiết này có thể chấp nhận được vì các UAV thông thường có tốc độ góc w_y, w_z tương đối nhỏ (không quá vài chục độ/s).

Các lực và momen điều khiển trong phạm vi mô hình khảo sát chỉ đề cập đến các lực và momen khí động học do các cánh lái tạo ra.

Phân bố khối lượng UAV nói chung là đối xứng và momen quán tính J_x, J_y, J_z quanh các trục của hệ tọa độ liên kết có thể coi là momen quán tính chính của UAV và bỏ qua các momen quán tính J_{xy}, J_{xz}, J_{yz} .

4.1.2. Bài toán chuyển động của UAV như một đối tượng điều khiển

Với các giả thiết nói trên bài toán chuyển động của UAV như một đối tượng điều khiển được đặt ra như sau:

Cho trước các yếu tố sau:

- Môi trường khí quyển:
 - + Các hàm khối lượng riêng, nhiệt độ, tốc độ âm thanh và độ nhớt động hình học phụ thuộc vào độ cao $\rho(H), T(H), a(H), v(H)$.
 - + Nhiễu động của khí quyển dưới dạng các tham số của trường gió thay đổi theo không gian và thời gian.
- UAV như một vật rắn 6 bậc tự do:
 - + Có các đặc trưng khí động lực học đã biết cho dưới dạng bảng hoặc đồ thị
 - + Có các đặc trưng của động cơ đã biết
 - + Có phân bố khối lượng cho trước và phân bố này có thể biến đổi theo lượng nhiên liệu còn lại trên UAV, từ đó tại mỗi thời điểm có thể tính ra khối lượng m , vị trí tâm khối x_t , momen quán tính J_x, J_y, J_z
- Các cánh lái độ cao δ_c , cánh lái hướng δ_h , cánh liệng δ_l được chuyển động theo các hàm cho trước
- Các điều kiện đầu $V_k(0), H(0), x_0(0), z_0(0), \theta(0), \psi(0), \omega_x(0), \omega_y(0), \omega_z(0), \alpha(0), \beta(0), \gamma(0), \gamma_a(0)$

Nhiệm vụ của bài toán là:

- Xác định chuyển động của tâm khối trong hệ tọa độ mặt đất: địa tốc V_k , độ cao bay $y_0 = H$, tọa độ x_0, z_0 , góc nghiêng quỹ đạo θ , góc hướng của quỹ đạo ψ
- Xác định chuyển động của UAV quanh tâm khối: các tốc độ góc $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, các góc tấn α , góc trượt β , các góc nghiêng γ, γ_a , góc chúc ngóc, góc hướng ψ

4.2. Hệ phương trình chuyển động của trọng tâm UAV

4.2.1. Các phương trình động lực học.

Trong Vật lý ta đã nghiên cứu các định luật Newton về chuyển động, biểu thức của định luật II Newton có dạng:

$$\vec{F} = m \cdot \vec{a}$$

Trong đó: $\vec{F} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i$: tổng các lực tác dụng lên vật.

m : Khối lượng vật thể

\vec{a} : Gia tốc chuyển động của vật thể.

Trong ĐLHB, để tránh trùng với ký hiệu tốc độ âm thanh a , người ta ký hiệu gia tốc

là $\vec{j} = \frac{d\vec{V}}{dt}$. Tức là đối với UAV ta có phương trình:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i \quad (1)$$

Công thức (1) là biểu thức của định luật II Newton với máy bay xét trong hệ tọa độ mặt đất (cố định) $O_0x_0y_0z_0$. Để đơn giản hơn trong quá trình tính toán các thông số chuyển động của máy bay, người ta thường sử dụng hệ tọa độ tốc độ thẳng đứng $Oxyz$.

Theo cơ học lý thuyết, ta có công thức đổi hệ tọa độ như sau:

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \wedge \vec{V}$$

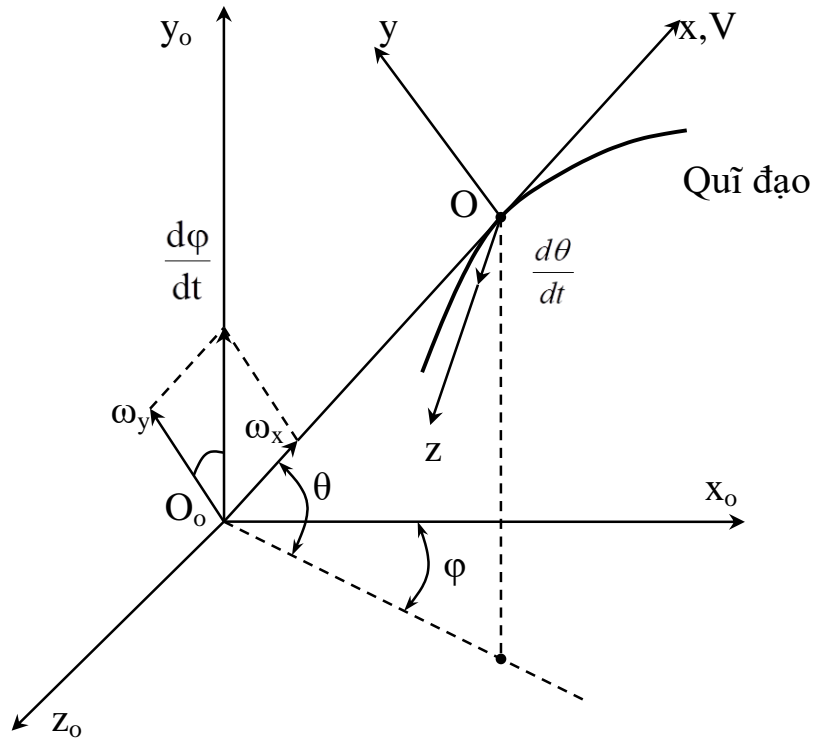
Trong đó: $\vec{\omega}$ - là tốc độ góc quay của hệ tọa độ $Oxyz$ so với hệ tọa độ $O_0x_0y_0z_0$ (cũng chính là tốc độ góc quay của UAV).

$$\frac{d\vec{V}}{dt} - \text{gia tốc của máy bay trong hệ tọa độ } Oxyz$$

Lúc đó phương trình (1) sẽ là:

$$m \left(\frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \wedge \vec{V} \right) = \sum_{i=1}^n \vec{F}_i \quad (2)$$

Phân tích các thành phần của phương trình (2) lên các trục của hệ $Oxyz$.



Hình 4. 1 Hình chiếu của V và ω lên hệ trục tọa độ $Oxyz$

* Hình chiếu của \vec{v} :

$$V_x = V; V_y = 0; V_z = 0.$$

* Hình chiếu của $\vec{\omega}$

Trong hình học phẳng ta đã biết vận tốc góc quay $\vec{\omega}$ được xác định thông qua góc của chuyển động: $\vec{\omega} = \frac{d\vec{\alpha}}{dt}$

Với chuyển động của UAV vận tốc góc quay $\vec{\omega}$ được xác định thông qua đạo hàm của các góc quay quỹ đạo φ và góc nghiêng quỹ đạo θ .

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = \frac{d\vec{\varphi}}{dt} + \frac{d\vec{\theta}}{dt}$$

Ta thấy:

- Góc φ nằm trên mặt phẳng $O_0x_0z_0$ nên $\frac{d\vec{\varphi}}{dt}$ nằm trên trục O_0y_0

- Góc θ nằm trong mặt phẳng O_0xt . Mà mp (O_0xt) và mp (Oxy) đều chứa Ox và là mặt phẳng thẳng đứng nên chúng trùng nhau do đó góc θ nằm trong mặt phẳng Oxy .

Do đó $\frac{d\vec{\theta}}{dt}$ nằm trên trục Oz .

Vậy ta có:

$$\omega_x = \frac{d\varphi}{dt} \sin \theta$$

$$\omega_y = \frac{d\varphi}{dt} \cos \theta$$

$$\omega_z = \frac{d\theta}{dt}$$

* Hình chiếu của $\vec{\omega} \wedge \vec{V}$:

$$\vec{\omega} \wedge \vec{V} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ \vec{\omega}_x & \vec{\omega}_y & \vec{\omega}_z \\ V_x & V_y & V_z \end{vmatrix}$$

Triển khai theo các trục ta có:

$$(\vec{\omega} \wedge \vec{V})_x = (\omega_y V_z - \omega_z V_y) \vec{i} = 0$$

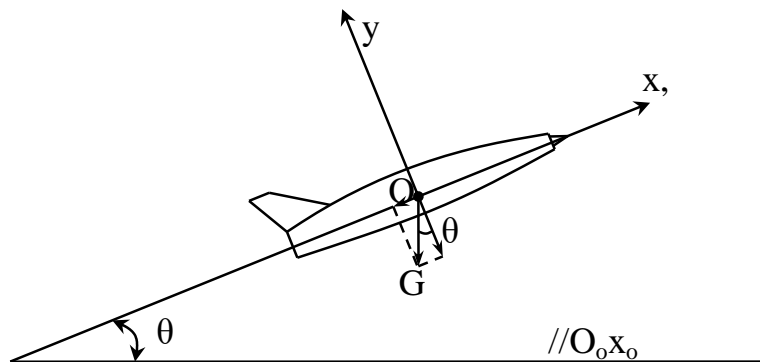
$$(\vec{\omega} \wedge \vec{V})_y = (\omega_z V_x - \omega_x V_z) \vec{j} = \omega_z \cdot V_x$$

$$(\vec{\omega} \wedge \vec{V})_z = (\omega_x V_y - \omega_y V_x) \vec{k} = -\omega_y V_x$$

$$\rightarrow \begin{cases} j_x = \frac{dV_x}{dt} = \frac{dV}{dt} \\ j_y = \frac{dV_y}{dt} + \omega_z \cdot V_x = \frac{d\theta}{dt} V \\ j_z = \frac{dV_z}{dt} - \omega_y \cdot V_x = -\frac{d\varphi}{dt} \cos \theta \cdot V \end{cases} \quad (3)$$

* Hình chiếu của các lực:

+ Trọng lực \vec{G} :

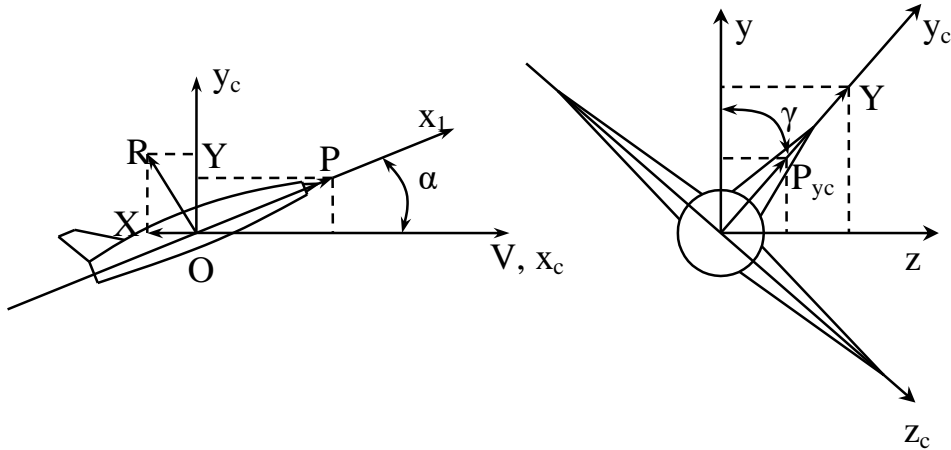


Hình 4. 2 Trọng lực G

$$\begin{cases} G_x = -G \cdot \sin \theta \\ G_y = -G \cdot \cos \theta \\ G_z = 0 \end{cases} \quad (4)$$

+ Hình chiếu của lực đẩy \vec{P} và lực khí động toàn phần \vec{R} :

Trên hệ trục tọa độ tốc độ $Ox_c y_c z_c$ ta có:



Hình 4. 3 Hình chiếu của lực đẩy P và lực khí động toàn phần R trên hệ trục tọa độ tốc độ $Ox_c y_c z_c$.

$$\begin{cases} P_{xc} = P \cos \alpha \\ P_{yc} = P \sin \alpha \\ P_{zc} = 0 \end{cases}$$

$$\begin{cases} R_{xc} = -X \\ R_{yc} = Y \\ R_{zc} = 0 \end{cases}$$

Trên hệ trục tọa độ tốc độ thẳng đứng $Oxyz$ ta có:

$$\begin{cases} P_x = P_{xc} = P \cos \alpha \\ P_y = P_{yc} \cdot \cos \gamma = P \sin \alpha \cdot \cos \gamma \\ P_z = P_{yc} \cdot \sin \gamma \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} R_x = R_{xc} = -X \\ R_y = Y \cdot \cos \gamma \\ R_z = Y \sin \gamma \end{cases} \quad (6)$$

Từ (3), (4), (5), (6) ta có biểu thức của phương trình (2) chiếu lên các trục của hệ tọa độ tốc độ thẳng đứng Oxyz:

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta \end{cases} \quad (a)$$

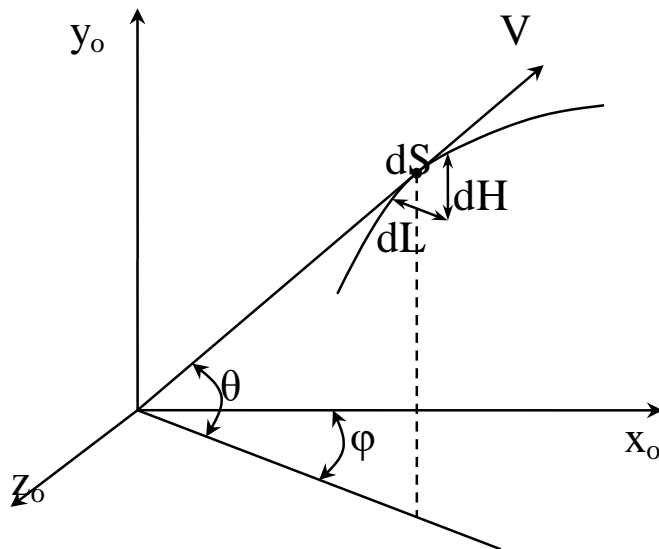
$$\begin{cases} mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha \cdot \cos \gamma + Y \cos \gamma - G \cos \theta \end{cases} \quad (b)$$

$$\begin{cases} -mV \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} = P \sin \alpha \cdot \sin \gamma + Y \sin \gamma \end{cases} \quad (c)$$

4.2.2. Các phương trình động hình học.

Các phương trình (a), (b), (c) cho phép ta xác định các tính chất của chuyển động $V(t)$, $\theta(t)$, $\varphi(t)$ còn để xác định vị trí của trọng tâm UAV trong không gian ta phải sử dụng các phương trình động hình học.

Thông thường người ta xác định vị trí trọng tâm UAV trong không gian qua độ cao bay H , quãng đường bay L hoặc qua tọa độ của UAV trong hệ tọa độ mặt đất.



Hình 4. 4 Quan hệ của tọa độ trọng tâm với độ cao H và quãng đường bay L

$$dH = dS \cdot \sin \theta$$

$$dL = dS \cdot \cos \theta$$

Suy ra:

$$\frac{dH}{dt} = \frac{dS}{dt} \cdot \sin \theta; \quad \frac{dL}{dt} = \frac{dS}{dt} \cdot \cos \theta$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta \quad (d)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cdot \cos \theta \quad (e)$$

Mặt khác, ta cũng có:

$$dy_0 = dH$$

$$dx_0 = dL \cdot \cos \varphi$$

$$dz_0 = dL \cdot \sin \varphi$$

Do đó:

$$\frac{dy_0}{dt} = V \sin \theta \quad (g)$$

$$\frac{dx_0}{dt} = V \cos \theta \cdot \cos \varphi \quad (h)$$

$$\frac{dz_0}{dt} = V \cos \theta \cdot \sin \varphi \quad (i)$$

Ngoài ra trong quá trình bay, do có sự tiêu hao nhiên liệu nên trọng lượng UAV sẽ giảm dần, do đó để tính toán các tham số bay chúng ta cần phải quan tâm đến một phương trình nữa là:

$$\frac{dG}{dt} = -C_s \cdot g \quad (f)$$

C_s : là suất tiêu hao nhiên liệu theo giây, [kg/s]

4.2.3. Hệ phương trình chuyển động của trọng tâm UAV trong không gian.

Từ các phương trình động lực học và động hình học ta có hệ phương trình chuyển động của trọng tâm UAV trong không gian sau:

$$\left\{ \begin{array}{l} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X - G \sin \theta \quad (a) \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha \cdot \cos \gamma + Y \cos \gamma - G \cos \theta \quad (b) \\ -mV \cos \theta \frac{d\varphi}{dt} = P \sin \alpha \cdot \sin \gamma + Y \sin \gamma \quad (c) \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta \quad (d) \\ \frac{dL}{dt} = V \cdot \cos \theta \quad (e) \\ \frac{dG}{dt} = -C_s \cdot g \quad (f) \end{array} \right.$$

Trong một số trường hợp người ta sử dụng 3 phương trình đầu dưới dạng quá tải. Chia cả hai vế của 3 phương trình đầu cho m và thay $m = G/g$ ta có hệ phương trình ở dạng quá tải:

$$(a): \quad \frac{dV}{dt} = g \left(\frac{P \cos \alpha - X}{G} - \sin \theta \right) = g(n_x - \sin \theta) \quad (a')$$

$$(b): \quad \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} \left(\frac{P \sin \alpha + Y}{G} \cos \gamma - \cos \theta \right) = \frac{g}{V} (n_y \cdot \cos \gamma - \cos \theta) \quad (b')$$

$$(c): \quad \frac{d\varphi}{dt} = -\frac{g}{V \cos \theta} \frac{P \sin \alpha + Y}{G} \sin \gamma = -\frac{g}{V \cos \theta} \cdot n_y \cdot \sin \gamma \quad (c')$$

Hệ phương trình ở dạng tọa độ: thay 2 phương trình (d) và (e) bằng các phương trình (g), (h), (i).

4.3. Hoàn chỉnh hệ phương trình chuyển động của UAV

Ta có hệ phương trình chuyển động của UAV như sau:

- 1) $m \left(\frac{dV}{dt} \right) = P \cos \alpha - X - G \sin \theta$
- 2) $mV \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = P \sin \alpha \cos \gamma + Y \cos \gamma - G \cos \theta$
- 3) $-mV \left(\frac{d\psi}{dt} \right) \cos \theta = P \sin \alpha \sin \gamma + Y \sin \gamma$
- 4) $J_x \left(\frac{d\omega_x}{dt} \right) = \Sigma M_x - (J_z - J_y) \omega_y \omega_z$
- 5) $J_y \left(\frac{d\omega_y}{dt} \right) = \Sigma M_y - (J_x - J_z) \omega_x \omega_z$
- 6) $J_z \left(\frac{d\omega_z}{dt} \right) = \Sigma M_z - (J_y - J_x) \omega_x \omega_y$
- 7) $\frac{dx_0}{dt} = V \cos \theta \cos \psi$
- 8) $\frac{dy_0}{dt} = V \sin \theta$

$$9) \frac{dz_0}{dt} = V \cos\theta \sin\psi$$

$$10) \frac{d\psi}{dt} = (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) / \cos\vartheta$$

$$11) \frac{d\theta}{dt} = \omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma$$

$$12) \frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg}\vartheta (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma)$$

$$13) \sin\theta = \sin\vartheta \cos\alpha \cos\beta - \cos\vartheta \cos\gamma \sin\alpha \cos\beta - \cos\vartheta \sin\gamma \sin\beta$$

$$14) \sin\psi \cos\theta = \sin\psi \cos\vartheta \cos\alpha \cos\beta + \cos\psi \sin\gamma \sin\alpha \cos\beta \\ + \sin\psi \sin\vartheta \cos\gamma \sin\alpha \cos\beta - \cos\psi \cos\gamma \sin\beta + \sin\psi \sin\vartheta \sin\gamma \sin\beta$$

$$15) \sin\gamma_a \cos\theta = \sin\vartheta \cos\alpha \sin\beta - \cos\vartheta \cos\gamma \sin\alpha \sin\beta + \cos\vartheta \sin\gamma \cos\beta$$

$$16) \frac{dm}{dt} = -\frac{P(t)}{J_e}$$

Nhận xét:

- Hệ phương trình bao gồm 13 phương trình vi phân và 3 phương trình đại số siêu việt.
- 13 phương trình vi phân có thể dễ dàng chuyển về dạng Cosy và giải bằng các phương pháp số, ví dụ phương pháp Runge-Kutte.
- 3 phương trình đại số siêu việt nói trên cũng có thể giải bằng phương pháp đại số, ví dụ phương pháp lặp

CHƯƠNG 5: TỔNG HỢP, TỐI ƯU BỘ ĐIỀU KHIỂN ỔN ĐỊNH GÓC CHỨC NGÓC KHI CÓ NHIỀU GIÓ ĐÚNG

5.1 Đặt vấn đề

Hệ thống điều khiển UAV bay rất phức tạp, bao gồm 3 kênh cơ bản là: kênh chúc góc, kênh lái liệng và kênh lái hướng – chúng có quan hệ qua lại tác động lẫn nhau. Việc nghiên cứu phối hợp các kênh điều khiển sẽ nâng cao hiệu quả điều khiển. Trong quá trình điều khiển ngoài việc chịu ảnh hưởng của nhiễu nội bộ. UAV luôn chịu ảnh hưởng của nhiễu bên ngoài, chủ yếu là gió, do đó sai số hạ cánh xuống đường băng hoặc lệch khỏi quỹ đạo bay là rất lớn.

Khi thực hiện chuyến bay, để điều khiển chuyển động của máy bay theo một quỹ đạo nhất định cần tác động lên các kênh điều khiển của UAV. Để đạt được mục tiêu là xem xét các tác động qua lại của các kênh điều khiển này, nhất là trong trường hợp có nhiễu ngoài tác động (như gió cạnh , nhiễu điều khiển..) nội dung của chương này sẽ tập trung vào việc khảo sát chuyển động dọc của máy bay.

5.2 Khí quyển và nhiễu động khí quyển

Khí quyển là lớp khí bao quanh trái đất. Khi độ cao thay đổi thì khối lượng riêng ρ_H và nhiệt độ khí quyển T_H sẽ thay đổi: ρ_H giảm rất nhanh theo độ cao còn nhiệt độ T_H giảm khoảng $6,5^\circ\text{C}$ khi tăng độ cao 1000m. Thông thường thành phần gradient của ρ_H và T_H theo mặt phẳng nằm ngang ($Ox_g z_g$) không đáng kể so với gradient theo chiều cao Oy_g . Tuy nhiên, trong thực tế vẫn xảy ra hiện tượng “ổ gà” trên không. Nguyên nhân trong trường hợp này là do nhiễu động của khí quyển gây ra. Vì vậy, khi xét đến chuyển động của UAV trong khí quyển nhất thiết phải xét đến các nhiễu động này.

Nhiễu động của khí quyển thực chất là chuyển động của các khối không khí, tức là gió. Trong trường hợp tổng quát vector tốc độ gió W là một hàm phức tạp [2] theo không gian và thời gian: $W=W(x_o, y_o, z_o, t)$

Véctơ tốc độ gió trong trường hợp tổng quát có thể có hướng tùy ý trong không gian. Vì vậy, có thể phân tích ra các thành phần W_{x_o} , W_{y_o} , W_{z_o} (theo hệ tọa độ mặt đất $O_o x_o y_o z_o$):

$$W_{x_o} = W_{x_o}(x_o, y_o, z_o, t), W_{y_o} = W_{y_o}(x_o, y_o, z_o, t), W_{z_o} = W_{z_o}(x_o, y_o, z_o, t) \quad (2.6)$$

Góc hướng gió Ψ_w là góc giữa trục Ox_o với hình chiếu của vector tốc độ gió ngược ($-W$) xuống mặt phẳng ngang $Ox_o z_o$. Góc nghiêng của gió θ_w là góc giữa vector W với mặt phẳng nằm ngang $Ox_o z_o$. Khi trường gió ngang đều thổi theo hướng $\Psi_w = \text{const}$ và $\theta_w = 0$, $W=W_o=\text{const}$. Các hình chiếu của vector tốc độ gió xuống mặt phẳng

ngang có dạng:

$$W_{x_0} = W_0 \cos\theta_w \cos\Psi_w, \quad W_{y_0} = W_0 \sin\theta_w = 0, \quad W_{z_0} = W_0 \cos\theta_w \sin\Psi_w.$$

Khi trường gió biến đổi điều hòa theo thời gian và không gian có biên độ $W_0 = \text{const}$. Các hình chiếu của vectơ tốc độ gió xuống mặt phẳng ngang có dạng:

$$W_{x_0} = W_0 \sin\left(\frac{2\pi x_0}{L_x}\right) \sin\left(\frac{2\pi y_0}{L_y}\right) \sin\left(\frac{2\pi z_0}{L_z}\right) \sin\left(\frac{2\pi t}{T_w}\right)$$

$$W_{y_0} = W_0 \sin\left(\frac{2\pi x_0}{L_x} + \varphi_{xy}\right) \sin\left(\frac{2\pi y_0}{L_y} + \varphi_{yy}\right) \sin\left(\frac{2\pi z_0}{L_z} + \varphi_{zy}\right) \sin\left(\frac{2\pi t}{T_w} + \varphi_{ty}\right)$$

$$W_{z_0} = W_0 \sin\left(\frac{2\pi x_0}{L_x} + \varphi_{xz}\right) \sin\left(\frac{2\pi y_0}{L_y} + \varphi_{yz}\right) \sin\left(\frac{2\pi z_0}{L_z} + \varphi_{zz}\right) \sin\left(\frac{2\pi t}{T_w} + \varphi_{tz}\right)$$

Với W_0 – biên độ gió, thông thường từ vài m/s đến vài chục m/s, L_x, L_y, L_z – quy mô của nhiễu động thông thường vào khoảng 10^2 đến 10^4 m tùy theo địa hình bay, độ cao bay và thời tiết, $\varphi_{xy}, \varphi_{yy}$ – độ lệch pha tương ứng theo các chiều, T_w – chu kỳ thay đổi của gió thông thường $T_w = 10 \dots 10^3$ giây tùy thuộc theo địa hình, độ cao bay và thời tiết.

Trường hợp biến đổi ngẫu nhiên ta có thể tổng hợp từ 2 trường gió trên và cho các tham số $W_0, L_x, L_y, L_z, \varphi_{xy}, \varphi_{yy} \dots$ thay đổi ngẫu nhiên theo một hàm phân bố nào đó, thông thường đó là hàm phân bố Gauss.

Thông thường quy mô L của nhiễu động có kích thước lớn hơn rất nhiều so với kích thước của bản thân UAV, có nghĩa là ở từng thời điểm nhất định ta có thể xét ảnh hưởng của nhiễu động khí quyển như một trường gió đồng đều tác động lên tất cả các phần tử của UAV. Đối với UAV, có thể loại trừ trường hợp có gió bão lớn hoặc mưa còn trong các trường hợp khác có thể giả thiết là biên độ W_0 của trường gió nhỏ hơn nhiều so với tốc độ chuyển động của UAV tức là $\frac{W_0}{vk} \gg 1$.

5.3. Hàm truyền từ cánh lái độ cao đến các góc điều khiển

Hàm truyền đối với góc chúc ngóc được xác định bởi: $W_g^{-\delta_c}(p) = \frac{\Delta_g^{-\delta_c}(p)}{\Delta(p)}$

$\Delta_g^{-\delta_c}(p)$ được xác định từ 3 phương trình đầu trong hệ phương trình (I) khi ta thay vế phải vào cột $\Delta\alpha(p)$ của vế trái:

$$\Delta_g^{-\delta_c}(p) = \begin{bmatrix} p & a_y^\alpha & 0 \\ 0 & a_{m_z}^\alpha & a_{m_z}^{\delta_c} \\ -1 & -1 & 0 \end{bmatrix} = a_{m_z}^{\delta_c} (p - a_y^\alpha)$$

$$W_g^{-\delta_c}(p) = \frac{\Delta_g^{-\delta_c}(p)}{\Delta(p)} = \frac{a_{m_z}^{\delta_c} (p - a_y^\alpha)}{(p^2 + 2\varepsilon_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2)p}$$

$$\text{Đặt: } a_{m_z}^{\delta_c} = k_\alpha^{\delta_c} \omega_\alpha^2$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha}$$

Suy ra hệ số truyền từ cánh lái δ_c đến góc chúc ngóc ϑ là: $k_{\vartheta}^{\delta_c} = \frac{k_{\alpha}^{\delta_c}}{T_{\theta}}$

Khi đó ta sẽ được hàm truyền từ cánh lái δ_c đến góc chúc ngóc ϑ như sau:

$$W_{\vartheta}^{-\delta_c}(p) = \frac{k_{\vartheta}^{\delta_c}(T_{\theta}p+1)\omega_{\alpha}^2}{(p^2+2\varepsilon_{\alpha}\omega_{\alpha}p+\omega_{\alpha}^2)p}$$

Thực hiện tương tự, ta cũng được hàm truyền từ δ_c đến góc tấn α , hàm truyền đối với góc nghiêng quỹ đạo θ , đối với độ cao H như sau:

$$W_{\alpha}^{-\delta_c}(p) = \frac{k_{\alpha}^{\delta_c}\omega_{\alpha}^2}{(p^2+2\varepsilon_{\alpha}\omega_{\alpha}p+\omega_{\alpha}^2)}$$

$$\Delta\theta = \frac{\Delta\alpha}{T_{\theta}p} = \frac{\Delta\vartheta}{T_{\theta}p+1}$$

$$\Delta H = \frac{V}{p} \Delta\theta$$

Từ các kết quả này ta có thể dễ dàng lập sơ đồ cấu trúc từ cánh lái lên xuống đến độ cao thông qua các góc chúc ngóc hoặc góc tấn.

Tín hiệu $-\Delta\delta_c$ đưa qua khâu $\frac{k_{\vartheta}^{\delta_c}\omega_{\alpha}^2(T_{\theta}p+1)}{p^2+2\varepsilon_{\alpha}\omega_{\alpha}p+\omega_{\alpha}^2}$ sẽ cho tín hiệu ra là ω_z , tiếp tục cho qua khâu tích phân $\frac{1}{p}$ sẽ được $\Delta\vartheta$, tín hiệu $\Delta\vartheta$ tiếp tục cho qua khâu quán tính $\frac{1}{T_{\theta}p+1}$ sẽ được $\Delta\alpha$, tín hiệu này qua khâu tích phân $\frac{V}{p}$ sẽ cho ra tín hiệu ΔH .

5.4. Bộ tự động điều chỉnh điều khiển – cơ cấu trợ dẫn

Các đặc tính ổn định và điều khiển chuyển động của UAV luôn thay đổi theo độ cao và tốc độ bay. Qua thiết kế và thực nghiệm cho thấy: nếu chỉ thay đổi kết cấu khí động của UAV thì không thể tạo được UAV vượt âm có đặc tính ổn định và điều khiển tốt cho các chế độ bay khác nhau. Sự ra đời của các thiết bị tự động và hệ thống điều khiển tự động góp phần đảm bảo được các đặc tính ổn định và điều khiển như mong muốn, đồng thời đơn giản hóa kỹ thuật lái ở mọi chế độ bay, nâng cao được độ an toàn bay, cho phép phát huy hết tính năng kỹ thuật và chiến thuật của UAV. Thông thường người ta dùng bộ tự động điều khiển điều chỉnh, bộ tự động ổn định để thực hiện mục tiêu đó.

5.4.1. Bộ tự động điều chỉnh điều khiển

Công dụng của bộ tự động điều chỉnh điều khiển là duy trì tỉ số giữa gia số của quá tải đứng và gia số của lực tác động vào cần lái bằng hằng số ở mọi độ cao và tốc độ

$$K_{n_y}^F = \frac{\Delta n_y}{\Delta F} = \text{const}$$

Để điều khiển UAV, người ta sử dụng phương pháp truyền tác động điều khiển từ cần lái đến cánh lái. Có thể điều khiển trực tiếp không qua cơ cấu trợ dẫn hoặc gián tiếp qua cơ cấu trợ dẫn.

Để giữ hệ số truyền không đổi, người ta sử dụng cơ cấu điều chỉnh điều khiển lắp từ cần lái đến xilanh. Cơ cấu điều chỉnh điều khiển thay đổi hệ số truyền theo quy luật:

- Vùng I ứng với chế độ cất hạ cánh, $K_{đc} = \text{const}$ và có giá trị lớn.
- Vùng II khi động áp tăng, $K_{đc}$ giảm dần.
- Vùng III ứng với động áp tác động lớn, chỉ cần dịch chuyển cần lái nhỏ cũng làm thay đổi quá tải đứng lớn nên $K_{đc} = \text{const}$ và nhỏ.

5.4.2. Cơ cấu trợ dẫn

Cơ cấu trợ dẫn là cơ cấu chấp hành của hệ thống điều khiển tự động có các chức năng: cộng các tín hiệu điều khiển (tín hiệu điều khiển và tín hiệu phản hồi) và khuếch đại tín hiệu để có công suất đủ lớn để điều khiển cánh lái.

Cơ cấu trợ dẫn gồm 3 phần: các bộ khuếch đại, máy lái và mạch phản hồi.

Bộ khuếch đại gồm có tầng khuếch đại từ (vừa khuếch đại vừa cộng các tín hiệu) và tầng khuếch đại công suất (có nhiệm vụ khuếch đại công suất và tạo chiều quay của động cơ máy lái, có thể khuếch đại bằng role).

Mạch phản hồi thông thường là mạch phản hồi ngược cứng, để khử tín hiệu đầu vào, nghĩa là vị trí của cánh lái sẽ dừng lại ở vị trí tương ứng với tín hiệu đầu vào.

Phản hồi ngược cứng có tín hiệu phản hồi tỉ lệ với tín hiệu đầu ra. Phản hồi ngược tốc độ lấy đạo hàm tín hiệu đầu ra làm tín hiệu phản hồi. Phản hồi ngược có hàm truyền của tín hiệu phản hồi như sau: $W_{ph}(p) = \frac{Tp}{Tp+1}$

Cơ cấu trợ dẫn điện có hàm truyền: $W_{TD}(p) = \frac{K_{TD}}{(T_{TD}p+1)p}$

Hàm truyền của cơ cấu trợ dẫn điện có khâu phản hồi ngược cứng có dạng:

$$\Phi_{TD}(p) = \frac{K'_{TD}}{(T'_{TD})^2 p^2 + 2(\varepsilon_{TD} T'_{TD})p + 1} \text{ với } K'_{TD} = \frac{1}{K_{phan\ hoi}}$$

Vì hằng số thời gian T'_{TD} thông thường khá nhỏ và nếu $K_{phan\ hoi} = 1$ thì hàm truyền của cơ cấu trợ dẫn điện có phản hồi ngược cứng sẽ là $\Phi_{TD}(p) = 1$.

5.5. Mạch vòng ổn định góc chúc ngóc

Mạch vòng dùng để ổn định vị trí và điều chỉnh góc UAV được gọi là mạch vòng ổn định góc. Nhiệm vụ của mạch vòng ổn định góc là nhằm đảm bảo chất lượng động học của quá trình điều khiển quỹ đạo bay (quá trình, số lần dao động, sai số tĩnh, sai số động).

Việc ổn định và điều khiển vị trí góc có thể là góc nghiêng, góc chúc ngóc, góc lệch hướng. Thông thường kênh lái hướng chỉ dùng để khử góc trượt cạnh β về giá trị không, mạch vòng tương ứng gọi là mạch vòng ổn định góc trượt β .

Trong phạm vi đồ án này, mạch vòng điều chỉnh góc chúc ngóc sẽ được trình bày chi tiết.

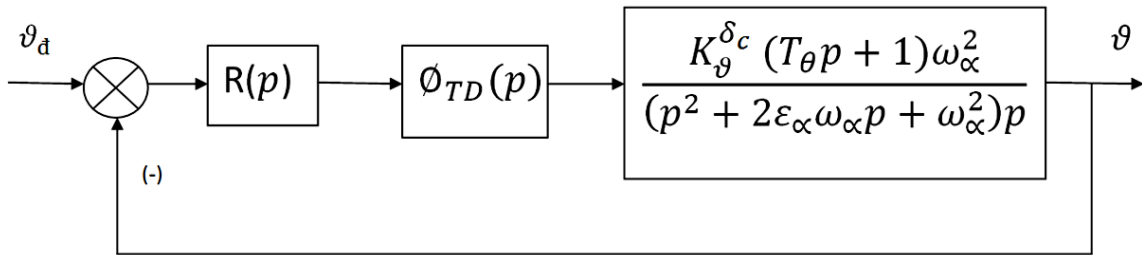
5.5.1. Xây dựng mạch vòng điều khiển ổn định góc chúc ngóc

Để xây dựng sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định góc chúc ngóc, ta sử dụng các hàm truyền của các khâu trong mạch vòng điều khiển là:

- Hàm truyền của cơ cấu trợ dẫn có phản hồi ngược cứng: $\Phi_{TD}(p) = 1$
- Hàm truyền của máy bay từ cánh lái δ_c đến góc chúc ngóc ϑ :

$$W_{\vartheta}^{-\delta_c}(p) = \frac{k_{\vartheta}^{\delta_c} (T_{\theta} + 1) \omega_{\alpha}^2}{(p^2 + 2\varepsilon_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p}$$

Sơ đồ cấu trúc ổn định góc chúc ngóc cho trước được thể hiện như hình vẽ sau:



Hình 5.3 Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển ổn định góc chúc ngóc
Hàm truyền hệ hở:

$$\begin{aligned} F_0(p) &= \Phi_{TD}(p) \cdot W_{\vartheta}^{-\delta_c}(p) = 1 \cdot \frac{k_{\vartheta}^{\delta_c} (T_{\theta} p + 1) \omega_{\alpha}^2}{(p^2 + 2\varepsilon_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p} \\ &= \frac{k_{\vartheta}^{\delta_c} (T_{\theta} p + 1) \omega_{\alpha}^2}{(p^2 + 2\varepsilon_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p} \end{aligned}$$

5.5.2. Lựa chọn, tính toán các thông số của hàm truyền và bộ điều khiển

Bộ thông số được lựa chọn và tra bảng:

$$S = 23 \text{ m}^2$$

$$J_z = 62\,000 \text{ Nm}^2$$

$$l = 7,1 \text{ m}$$

$$C_y^{\delta_c} = 0,017$$

$$m_z^{\alpha} = -0,05$$

$$m_z^{\delta_c} = -0,0055$$

$$m_z^{\omega_z} = -2,4$$

$$P = 30\,000 \text{ N}$$

$$m = 5600 \text{ kg}$$

$$H = 11000 \text{ m}$$

$$M = 0,8$$

$$C_y^\alpha = 0,056$$

$$\rho = 0,315 \text{ kg/m}^3$$

$$a = 295 \text{ m/s}$$

$$V = M.a = 0,8.295 = 236 \text{ m/s}$$

a. Khi chưa có nhiễu tác động

$$a_y^\alpha = -\frac{Y - P \cos \alpha}{mV} = -\frac{C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S + P}{mV}$$

$$= -\frac{0,056 \frac{0,315 * 236^2 * 23}{2} + 30000}{5600 * 236}$$

$$= -0,031$$

$$a_{m_z}^\alpha = -\frac{M_z^\alpha}{J_z} = -\frac{m_z^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S l}{J_z} = -\frac{-0,05 \frac{0,315 * 236^2 * 23 * 7,1}{2}}{62000} = 1,155$$

$$a_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} = -\frac{m_z^{\omega_z} \frac{l \rho V^2}{V^2} S l}{J_z} = -\frac{-2,4 \frac{7,1 * 0,135 * 236^2}{2} * 23 * 7,1}{62000} = 1,668$$

$$a_{m_z}^{\delta_c} = -\frac{M_z^{\delta_c}}{J_z} = -\frac{m_z^{\delta_c} \frac{\rho V^2}{2} S l}{J_z} = -\frac{-0,0055 \frac{0,135 * 236^2}{2} * 23 * 7,1}{62000} = 0,127$$

$$2\varepsilon_\alpha \omega_\alpha = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha = 1,668 + 0,031 = 1,699$$

$$\omega_\alpha^2 = a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha a_{m_z}^{\omega_z} = 1,155 + 0,031 * 1,668 = 1,207$$

$$\varepsilon_\alpha = \frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha}{2 \sqrt{a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha a_{m_z}^{\omega_z}}} = \frac{1,699}{2 \cdot \sqrt{1,207}} = 0,773$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha} = -\frac{1}{-0,031} = 32,258$$

$$k_\alpha^{\delta_c} = \frac{a_{m_z}^{\delta_c}}{\omega_\alpha^2} = \frac{0,127}{1,207} = 0,015$$

$$k_\theta^{\delta_c} = \frac{k_\alpha^{\delta_c}}{T_\theta} = \frac{0,015}{32,258} = 2,36 * 10^{-3}$$

Hàm truyền của hệ hở là:

$$F_0(p) = \frac{k_{\theta}^{\delta c} (T_{\theta} p + 1) \omega_{\alpha}^2}{(p^2 + 2\varepsilon_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2) p} = \frac{2.36 \cdot 10^{-3} (32.258 p + 1) \cdot 1.207}{(p^2 + 1.699 p + 1.207) p}$$

$$= \frac{2.85 \cdot 10^{-3} (32.258 p + 1)}{(p^2 + 1.699 p + 1.207) p} = \frac{0.092 p + 0.0029}{(p^2 + 1.699 p + 1.207) p}$$

Sử dụng phương pháp cho trước điểm cực, ta gán ba nghiệm cực cho hệ thống:

$$p_1 = -5.94, p_2 = -0.019, p_3 = -0.371$$

Phương trình đặc tính mong muốn:

$$(p - p_1) \cdot (p - p_2) \cdot (p - p_3) = 0$$

$$\Leftrightarrow (p + 5.94) \cdot (p + 0.019) \cdot (p + 0.371) = 0$$

$$\Leftrightarrow p^3 + 6.324 p^2 + 2.318 p + 0.04 = 0$$

$$\Leftrightarrow 1.451 p^3 + 9.183 p^2 + 3.368 p + 0.061 = 0 \quad (*)$$

Phương trình đặc tính hệ kín: $1 + G_c(p) \cdot G(p) = 0$

$$\Leftrightarrow 1 + \left[k_p + \frac{k_i}{p} + k_d \cdot p \right] \cdot \left[\frac{0.092 p + 0.0029}{p^2 + 1.699 p + 1.207} \right] = 0$$

$$\Leftrightarrow 1 + \left[\frac{(p k_p + k_i + k_d \cdot p^2)(0.0029 + 0.092 p)}{p^3 + 1.699 p^2 + 1.207 p} \right] = 0$$

$$\Leftrightarrow \left[\frac{p^3 + 1.699 p^2 + 1.207 p + 0.0029 p k_p + 0.092 p^2 k_p + 0.0029 k_i + 0.092 p k_i + 0.0029 p^2 k_d + 0.092 p^3 k_d}{p^3 + 1.699 p^2 + 1.207 p} \right] = 0$$

$$\Leftrightarrow p^3 + 1.699 p^2 + 1.207 p + 0.0029 p k_p + 0.092 p^2 k_p + 0.0029 k_i + 0.092 p k_i + 0.0029 p^2 k_d + 0.092 p^3 k_d = 0$$

$$\Leftrightarrow (1 + 0.092 k_d) \cdot p^3 + (1.699 + 0.092 k_p + 0.0029 k_d) \cdot p^2 + (1.207 + 0.0029 k_p + 0.092 k_i) p + 0.0029 k_i (**)$$

Đồng nhất hệ số giữa (*) và (**) ta được:

$$\begin{cases} 1 + 0.092.k_D = 1.451 \\ 1.699 + 0.092k_p + 0.0029k_d = 9.183 \\ 1.207 + 0.0029k_p + 0.092k_i = 3.368 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} k_p = 81.19 \\ k_i = 21.03 \\ k_D = 4.9 \end{cases}$$

Nhận xét:

- Từ việc sử dụng công cụ tối ưu hóa để tối ưu hệ thống ta thu được: $k_p=132.24$, $k_i=51.07$, $k_d=22.59$

- Thời gian quá độ giảm còn khoảng 2.8s

- Độ quá điều chỉnh là 18%

b. Khi có ảnh hưởng của nhiễu gió theo hàm bậc thang

$$W = \begin{cases} 0 & \text{khi } x \leq 0 \\ 5 & \text{khi } x > 0 \end{cases}$$

$$\begin{aligned} a_y^\alpha &= -\frac{Y - P \cos \alpha}{m(V + W)} = -\frac{C_y^\alpha \frac{\rho(V^2 + W^2)}{2} S + P}{m(V + W)} \\ &= -\frac{0.056 \frac{0.315 \cdot (236^2 + 5^2) \cdot 23}{2} + 30000}{5600 \cdot (236 + 5)} = -0.031 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} a_{m_z}^\alpha &= -\frac{M_z^\alpha}{J_z} = -\frac{m_z^\alpha \frac{\rho(V^2 + W^2)}{2} S l}{J_z} \\ &= -\frac{-0.05 \frac{0.315 \cdot (236^2 + 5^2) \cdot 23 \cdot 7.1}{2}}{62000} \end{aligned}$$

$$= 1.156$$

$$\begin{aligned} a_{m_z}^{\omega_z} &= -\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} = -\frac{m_z^{\omega_z} \frac{l \rho(V^2 + W^2)}{2} S l}{J_z} \\ &= -\frac{-2.4 \frac{7.1 \cdot 0.135 \cdot (236^2 + 5^2)}{2} \cdot 23 \cdot 7.1}{62000} = 1.634 \end{aligned}$$

$$a_{m_z}^{\delta_c} = -\frac{M_z^{\delta_c}}{J_z} = -\frac{m_z^{\delta_c} \frac{\rho(v^2+w^2)}{2} Sl}{J_z}$$

$$= -\frac{-0.0055 \frac{0.135*(236^2+5^2)}{2} 23 * 7.1}{62000} = 0.127$$

$$2\varepsilon_\alpha \omega_\alpha = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha = 1.634 + 0.031 = 1.665$$

$$\omega_\alpha^2 = a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha a_{m_z}^{\omega_z} = 1.156 + 0.031 * 1.634 = 1.207$$

$$\varepsilon_\alpha = \frac{a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha}{2 \sqrt{a_{m_z}^\alpha - a_y^\alpha a_{m_z}^{\omega_z}}} = \frac{1.665}{2 \cdot \sqrt{1.207}} = 0.756$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha} = \frac{1}{0.031} = 32.258$$

$$k_\alpha^{\delta_c} = \frac{a_{m_z}^{\delta_c}}{\omega_\alpha^2} = \frac{0.127}{1.207} = 0.015$$

$$k_\theta^{\delta_c} = \frac{k_\alpha^{\delta_c}}{T_\theta} = \frac{0.015}{32.258} = 2.36 \cdot 10^{-3}$$

Hàm truyền của hệ hở là:

$$F_0(p) = \frac{2.36 \cdot 10^{-3} * 1.207 * (32.258p+1)}{(p^2+1.665p+1.207)p} = \frac{2.85 \cdot 10^{-3} (32.258p+1)}{(p^2+1.665p+1.207)p}$$

Sử dụng phương pháp cho trước điểm cực, ta gán ba nghiệm cực cho hệ thống:
 $p_1 = -0.02$, $p_2 = -1.824$, $p_3 = -0.657$

=>Phương trình đặc tính mong muốn:

$$(p-p_1) \cdot (p-p_2) \cdot (p-p_3) = 0$$

$$\Leftrightarrow (p+0.02) \cdot (p+1.824) \cdot (p+0.657) = 0$$

$$\Leftrightarrow p^3 + 2.4962p^2 + 1.25p + 0.0243 = 0$$

$$\Leftrightarrow 2.933p^3 + 7.337p^2 + 3.6545p + 0.0719 = 0 \quad (1)$$

Phương trình đặc tính hệ kín: $1+G_c(p).G(p)=0$

$$\Leftrightarrow 1 + \left[k_p + \frac{k_i}{p} + k_D \cdot p \right] \left[\frac{0.092p + 0.0029}{p^2 + 1.665 \cdot p + 1.207} \right] = 0$$

$$\Leftrightarrow 1 + \left[\frac{(pk_p + k_i + k_d \cdot p^2)(0.0029 + 0.092p)}{p^3 + 1.665 \cdot p^2 + 1.207p} \right] = 0$$

$$\Leftrightarrow \left[\frac{p^3 + 1.665 \cdot p^2 + 1.207p + 0.0029pk_p + 0.092p^2k_p + 0.0029k_i + 0.092pk_i + 0.0029p^2k_d + 0.092p^3k_d}{p^3 + 1.665 \cdot p^2 + 1.207p} \right] = 0$$

$$\Leftrightarrow p^3 + 1.665p^2 + 1.207p + 0.0029pk_p + 0.092p^2k_p + 0.0029k_i + 0.092pk_i + 0.0029p^2k_d + 0.092p^3k_d = 0$$

$$\Leftrightarrow (1 + 0.092k_d) \cdot p^3 + (1.665 + 0.092k_p + 0.092k_d) \cdot p^2 + (1.207 + 0.0029k_p + 0.092k_i)p + 0.0029k_i = 0 \quad (2)$$

Đồng nhất hệ số giữa (1) và (2) ta được:

$$\begin{cases} 1 + 0.092 \cdot k_D = 2.933 \\ 1.665 + 0.092k_p + 0.0029k_d = 7.337 \\ 1.207 + 0.0029k_p + 0.092k_i = 3.36645 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} k_p = 60.99 \\ k_i = 24.79 \\ k_D = 21.01 \end{cases}$$

Nhận xét :

- Khi có bộ điều khiển, góc chức góc được ổn định tại giá trị đặt.
- Thời gian quá độ khoảng 5s.
- Độ quá điều chỉnh nhỏ.

Từ đặc tính quá độ trên ta sử dụng công cụ **Check Step Response Characteristics** trong Simulink để tối ưu hoá hệ thống.

Nhận xét:

- Từ việc sử dụng công cụ tối ưu hóa để tối ưu hệ thống ta thu được: $k_p=77.22$, $k_i=52.72$, $k_d=29.17$
- Thời gian quá độ giảm dưới 2s.
- Độ quá điều chỉnh rất nhỏ.
- Tín hiệu ra đáp ứng tốt so với yêu cầu.

KẾT LUẬN VÀ KIẾN NGHỊ

Sau một thời gian nghiên cứu và thực hiện đồ án, chúng em đã thu được rất nhiều kiến thức về lịch sử phát triển, ứng dụng của UAV trên các lĩnh vực ở trong nước và trên thế giới cũng như kiến thức về cơ học bay, các yếu tố ảnh hưởng đến quá trình bay và việc tổng hợp bộ điều khiển cho UAV. Cụ thể:

- Tìm hiểu về lịch sử phát triển của UAV.
- Ứng dụng và cách phân loại UAV.
- Các hệ phương trình chuyển động của UAV.
- Các yếu tố ảnh hưởng đến quá trình bay.
- Mô hình hóa và mô phỏng chuyển động và các yếu tố ảnh hưởng đến chuyển động của UAV.
- Tổng hợp và tối ưu được bộ điều khiển ổn định góc chúc ngóc.

Do thời gian và kiến thức còn hạn hẹp nên trong quá trình thực hiện còn những mặt hạn chế như:

- Không đi sâu được vào tất cả các chuyển động nên chỉ nghiên cứu được một phần nhỏ trong các chuyển động (chuyển động dọc).
-
- Chỉ tổng hợp được bộ điều khiển cũng như các thuật toán điều khiển khi tuyến tính hóa các phương trình chuyển động.

PHỤ LỤC

Bảng P1: Các tham số khí động của máy bay MiG-21Bis

Lực đẩy P,N	Khối lượng m,kg	Diện tích cánh S,m ²	Dây cung khí động trung bình cánh b, m	Sải cánh L,m	Mô men quán tính theo trục z Jz,Nm	Mô men quán tính theo trục x Jx,Nm	Mô men quán tính theo trục y Jy,Nm	Hệ số đạo hàm lực nâng theo góc cánh lái C _y ^γ
30000	5600	23	4	7,1	62000	4500	62000	0.017

Bảng P2 : Các tham số nội suy theo số M

Số M	-0.05	0.6	0.8	0.93	1.05	1.3	1.7	2.0	2.2
Hệ số tính lực cản cảm ứng A	0.23	0.23	0.235	0.241	0.249	0.263	0.279	0.58	0.9
Hệ số lực cản C _{x0}	0.017	0.017	0.0185	0.0225	0.0397	0.036	0.0352	0.32	0.032
Đạo hàm của hệ số lực nâng theo góc tấn C _Y ^α	0.053	0.053	0.056	0.06	0.06	0.055	0.048	0.04	0.038
Đạo hàm của hệ số mô men chúc góc theo góc tấn m _z ^α	-0.05	-0.05	-0.05	-0.55	-0.06	-0.14	-0.25	-0.25	-0.25
Đạo hàm của hệ số mô men chúc góc theo ωz m _z ^{ωz}	-2.2	-2.3	-2.4	-2.9	-3.5	-3.2	-2.8	-2.7	-2.6
Đạo hàm của hệ số mô men chúc góc theo góc cánh lái lên xuống m _z ^{δLx}	-0.005	-	-	-	-	-	-	-	-
Đạo hàm của hệ số mô men dọc theo ωx m _x ^{ωx}	-0.2	-0.23	-0.26	-0.3	-0.32	-0.25	-0.2	-0.18	-0.17

Đạo hàm của hệ số mô men dọc theo $\omega_y m_x^{\omega y}$	-0.12	-0,123	-0.134	-0.15	-0.16	-0.18	-0.13	-0.12	-0.115
Đạo hàm của hệ số mô men dọc theo cánh lái hướng $m_x^{\delta H}$	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Đạo hàm của hệ số mô men dọc theo cánh lái liệng $m_x^{\delta L}$.00045	.00045	.0005	.0004	.00035	.0003	.00025	.0002	.0002
Đạo hàm của hệ số mô men dọc theo góc trượt cạnh m_x^{β}	.0014	.0014	.00145	.00135	.0012	.001	.0007	.0006	.0005
Đạo hàm của hệ số mô men dọc theo góc trượt cạnh m_x^{β}	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Đạo hàm của hệ số mô men hướng theo $\omega_y m_y^{\omega y}$	-0.0008	-0.0008	-0.0009	-0.0011	-0.0012	-0.0015	-0.0014	-0.0009	-0.0008
Đạo hàm của hệ số mô men hướng theo góc trượt cạnh m_y^{β}	-0.5	-0.5	-0.55	-0.6	-0.7	-0.8	-0.6	-0.5	-0.45
Đạo hàm của hệ số mô men hướng theo góc cánh lái hướng $m_y^{\delta H}$	-0.0025	-0.0026	-0.0027	-0.0032	-0.0035	-0.0037	-0.002	-0.0017	-0.0015
Đạo hàm của hệ số lực cạnh theo góc cánh lái hướng $C_z^{\delta H}$	-0.0015	-0.0015	-0.0015	-0.0016	-0.0019	-0.0015	-0.0008	-0.0007	-0.0006
Đạo hàm của hệ số lực cạnh theo góc trượt cạnh C_z^{β}	-0.002	-0.002	-0.002	-0.0019	-0.0018	-0.0015	-0.0008	-0.0006	-0.0005
Đạo hàm của hệ số lực cạnh theo góc trượt cạnh C_z^{β}	-0.012	-0.013	-0.014	-0.015	-0.016	-0.017	-0.016	-0.015	-0.014

Bảng P3: Các tham số nội suy theo độ cao H

Độ cao H ,mét	Mật độ không khí (kg/m ³) ρ_H	Tốc độ âm thanh (m/s) a_H
100	1.22	340
1000	1.11	336
2000	1.01	332
3000	0,908	328
4000	0.818	325
5000	0.736	321
6500	0.623	314
8000	0.525	308
9500	0.439	302
11000	0.365	295
13000	0.265	295
15000	0.194	295
17000	0.142	295
20000	0.094	295
25000	0.040	295

TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. Nguyễn Đức Cường (2002), *Mô hình hóa và mô phỏng chuyển động của khí cụ bay tự động*, Sách chuyên khảo Trung tâm Khoa học Kỹ thuật – Công nghệ quân sự, NXB Quân đội nhân dân, Hà Nội.
2. Nguyễn Đức Cường (2015), *Thiết bị bay có điều khiển và tên lửa hành trình đối hải*, Sách chuyên khảo Viện Khoa học và công nghệ quân sự, NXB Quân đội nhân dân, Hà Nội.
3. Vũ Ngọc Hòe, *Bài giảng Khí động lực học bay*, Học viện phòng không quân-Khoa Kỹ thuật hàng không.
4. Phạm Công Ngô (2001), *Lý thuyết điều khiển tự động*, Nhà xuất bản khoa học và kỹ thuật.
5. Nguyễn Phùng Quang, *MATLAB & SIMULINK dành cho kỹ sư điều khiển tự động*, Nhà xuất bản khoa học và kỹ thuật.

Các Website:

<http://tailieu.vn>

<http://luanvan.net.vn>

<http://codientu.org>