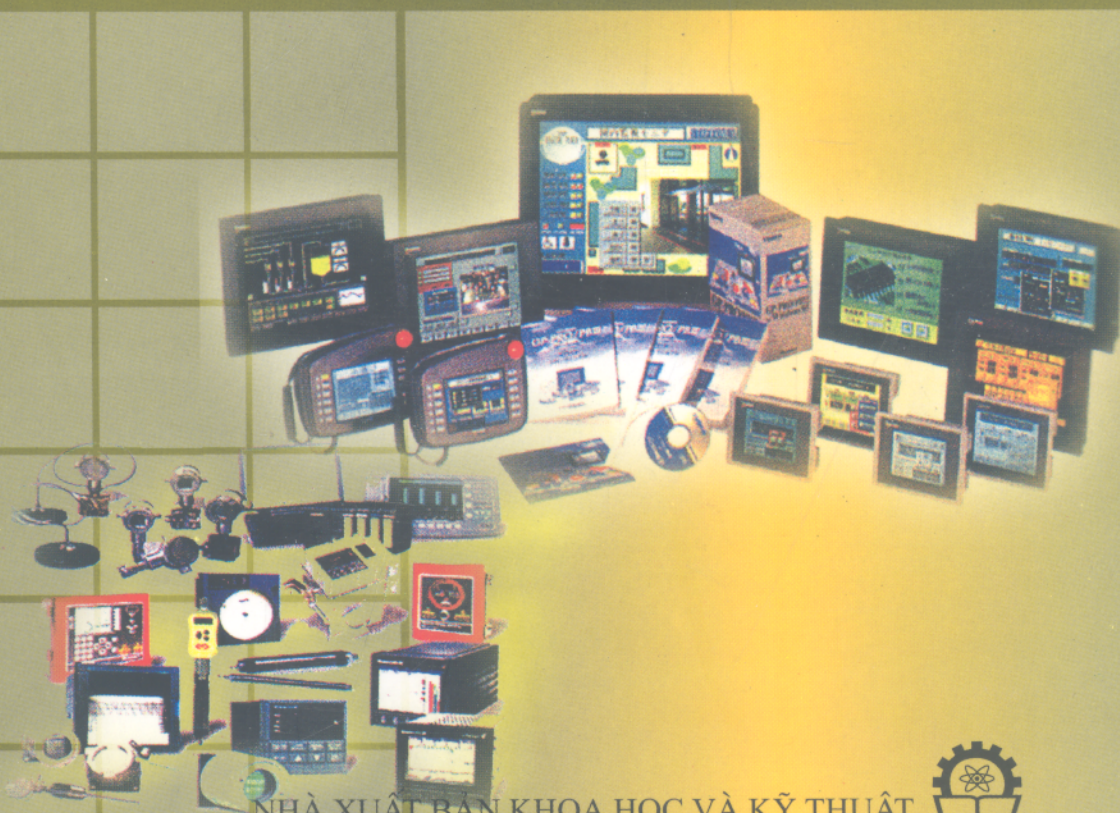


TÔ VĂN DỤC (CHỦ BIÊN)
NGUYỄN VĂN SƠN, PHẠM VŨ UY

ĐỘNG HỌC BAY VÀ NGUYÊN LÝ DẪN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH



NHÀ XUẤT BẢN KHOA HỌC VÀ KỸ THUẬT



TÔ VĂN DỤC (Chủ biên)
NGUYỄN VĂN SƠN, PHẠM VŨ UY

ĐỘNG HỌC BAY VÀ NGUYÊN LÝ DẪN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH



NHÀ XUẤT BẢN KHOA HỌC VÀ KỸ THUẬT
Hà Nội

Lời nói đầu

Các khí cụ bay phổ biến như máy bay, vệ tinh nhân tạo - được điều khiển trong không gian theo ba kênh: kênh hướng, kênh độ cao và kênh ổn định khí cụ bay xung quanh trục dọc Ox_1 của nó (kênh cren). Động học bay và điều khiển các loại khí cụ bay này đã được đề cập nhiều trong các tài liệu của nước ngoài, đặc biệt là Mỹ và Nga. Song, đối với loại khí cụ bay điều khiển một kênh (KCBĐKMK) là loại chỉ có một kênh lái nhưng điều khiển được hai chiều chuyển động theo phương nằm ngang và phương thẳng đứng. Trong bối cảnh nước ta hiện nay, nhu cầu nghiên cứu xây dựng lý thuyết động học bay và điều khiển khí cụ bay một kênh là cấp thiết và có một ý nghĩa quan trọng. Chính vì vậy Hội đồng Khoa học tự nhiên, Bộ Khoa học- Công nghệ đã cho mở đề tài "Nghiên cứu chuyển động cơ học trong không gian 3 chiều của thiết bị bay điều khiển một kênh". Tên tiếng Anh: Investigation of dimensionnal movement of one - channel controlled flight vehicle. Cuốn sách "Động học bay và nguyên lý dẫn khí cụ bay điều khiển một kênh", tên tiếng Anh: "Flight Dynamic and principle for Guiding one - channel controlled aerial vehicle", được viết trên cơ sở tổng kết một số kết quả nghiên cứu của các tác giả thuộc đề tài và một số tác giả khác trong và ngoài nước. Cuốn sách gồm có 6 chương.

Chương I: Cơ sở lý thuyết điều khiển tối ưu. Chương này giới thiệu các phương pháp điều khiển tối ưu hiện đại theo các tiêu chuẩn khác nhau, phân tích các phương pháp đó và chỉ ra việc áp dụng nguyên lý điều khiển cực đại Pontriagin là phù hợp cho việc giải bài toán tối ưu tìm luật điều khiển khí cụ bay.

Chương II: Luật điều khiển và phương trình trạng thái của khí cụ bay điều khiển một kênh. Chương này phân tích các phương trình động học bay, lập bài toán điều khiển khí cụ bay có một kênh lái và giải bài toán đó. Kết quả chứng minh được luật điều khiển cánh lái của khí cụ bay điều khiển một kênh tuân theo hàm số dấu. Luật này cho phép điều khiển khí cụ bay hoặc theo nguyên lý tác động nhanh, hoặc theo sai số. Nhờ đó chất lượng hệ thống được nâng cao. Luật này có thể áp dụng cho các đối tượng khác mà trong vòng điều khiển phản tử do có dạng phi tuyến.

Chương III: Khảo sát đặc tính động học của khí cụ bay điều khiển một kênh. Ở đây đã nêu lên các phương pháp dẫn được áp dụng trong thực tế để dẫn khí cụ bay điều khiển một kênh, mối quan hệ lý tưởng giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát cơ động để xác định các tham số điều khiển. Giải bài toán dao động xung quanh tâm khối của khí cụ bay, phân tích biến thiên của mômen điều khiển khi một số tham số thay đổi, phương pháp khử dao động khí cụ bay trong quá trình điều khiển và xây dựng sơ đồ cấu trúc điều khiển khí cụ bay một kênh.

Chương IV: Phương pháp xử lý tín hiệu trên khí cụ bay điều khiển một kênh. Chương này phân tích phương pháp xác định tọa độ tức thời của đối tượng quan sát và khí cụ bay, đặc trưng nhiễu trên máy đo sai số điều khiển, phương pháp lọc tín hiệu trên nền nhiễu bằng việc thiết lập mạch lọc Kalman-Biuxi. Phần sau của chương này trình bày cách tạo tín hiệu hàm số dấu và cách chọn các tham số để hệ số lệnh điều khiển luôn luôn tiệm cận tuyến tính.

Chương V: Các đặc trưng khối lượng, khí động và động lực của khí cụ bay điều khiển một kênh. Trong chương đã chỉ ra các công thức tính các hệ số khí động học của khí cụ bay điều khiển một kênh.

Chương VI: Mô phỏng hoạt động của hệ thống điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh. Chương này trình bày phương pháp mô phỏng, khảo sát các hệ thống điều khiển và quá trình bám đối tượng quan sát cơ động của khí cụ bay tự dẫn thụ động theo phương pháp tiếp cận tỷ lệ và điều khiển từ xa ba điểm.

Đây là cuốn sách phục vụ cho công tác đào tạo các chuyên gia làm việc trong lĩnh vực điều khiển, tự động hoá, kỹ thuật đo lường, kỹ thuật hàng không và điều khiển từ xa. Tham gia biên soạn cuốn sách có các tác giả:

Tô Văn Đức chủ biên cùng Nguyễn Văn Sơn biên soạn các chương I, II, III, IV, VI.

Phạm Vũ Uy biên soạn chương V.

Tác giả xin chân thành cảm ơn Bộ Khoa học - Công nghệ, Trung tâm Khoa học Kỹ thuật và Công nghệ Quân sự đã tạo điều kiện, giúp đỡ thực hiện thành công nhiệm vụ của đề tài cũng như hoàn thành cuốn sách này. Cảm ơn Nhà xuất bản Khoa học và Kỹ thuật đã sớm xuất bản cuốn sách này.

Tác giả xin chân thành cảm ơn các nhà khoa học: GS.TSKH. Nguyễn Đức Cường, PGS.TS. Trần Đức Thuận, TS. Dương Quốc Tuấn, TS. Nguyễn Tấn Lý đã có những nội dung đóng góp vào cuốn sách. Cảm ơn TS. Phạm Danh Hân, TS. Nguyễn Ngọc Quý đã đọc bản thảo lần đầu và góp ý phê bình trước khi đưa bản thảo trình Hội đồng thẩm định. Cảm ơn Hội đồng khoa học của Trung tâm Khoa học Kỹ thuật và Công nghệ Quân sự và các đồng nghiệp đã có nhiều ý kiến đóng góp quý báu cho nội dung cuốn sách.

Cuốn sách có thể còn có những thiếu sót. Các tác giả mong nhận được những ý kiến phê bình và đóng góp chân thành của bạn đọc.

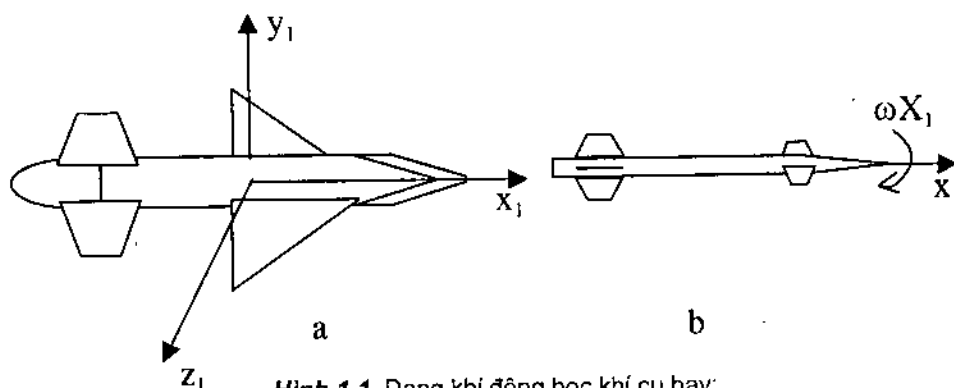
Các tác giả

Chương I

CƠ SỞ LÝ THUYẾT ĐIỀU KHIỂN TỐI ƯU

1.1. ĐẶT VẤN ĐỀ.

Vào nửa cuối thế kỷ 20, các nước công nghiệp phát triển như Liên Xô, Mỹ đã nghiên cứu ra khí cụ bay điều khiển bằng một kênh lái. Thông thường, bất cứ khí cụ bay nào cũng có ba kênh điều khiển là kênh lái hướng, kênh lái độ cao và kênh cren (kênh ổn định góc hoặc tốc độ góc quay của khí cụ bay quanh trục dọc OX_1 của nó). Song trên khí cụ bay điều khiển một kênh (KCBĐKMK) chỉ có duy nhất một kênh lái nhưng làm nhiệm vụ điều khiển cả hướng và tầm. Kênh cren không hình thành một hệ thống điều khiển riêng mà chỉ nhờ có độ nghiêng cố định của cánh ổn định so với trục dọc khí cụ bay và sự ổn định của tốc độ bay, khí cụ bay sẽ quay ổn định quanh trục dọc của nó với tốc độ góc ω_{x_1} . Trên hình 1.1 là sơ đồ của khí cụ bay điều khiển theo ba kênh và một kênh.



Hình 1.1. Dạng khí động học khí cụ bay:
 a - Sơ đồ khí cụ bay điều khiển ba kênh.
 b - Sơ đồ khí cụ bay điều khiển theo một kênh.

Hiện nay loại KCBĐKMK được phát triển theo hai hướng là tự dẫn bám đối tượng quan sát bằng phương pháp tiếp cận tỷ lệ và điều khiển từ xa bằng phương pháp ba điểm thẳng hàng. Đây là loại khí cụ bay có độ chính xác cao khi dẫn đến các đối tượng cơ động trên không cũng như đến các đối tượng cố định hoặc cơ động chậm trên mặt đất. Tuy đã trở thành thương phẩm, nhưng cơ sở lý thuyết bay và điều khiển chưa công bố nhiều. Chúng ta chỉ biết nó được điều khiển theo hàm số đầu. Để giải quyết vấn đề nêu trên cần nghiên cứu các phương pháp điều khiển và chọn phương pháp phù hợp để giải bài toán điều khiển KCBĐKMK, phân tích các đặc trưng tạo ra mô men điều khiển, phương pháp xử lý tín hiệu, phương pháp nâng cao chất lượng điều khiển. Trong lý thuyết điều khiển hiện đại thường đề cập đến các phương pháp giải bài toán điều khiển tối ưu như:

- Phương pháp biến phân cổ điển;
- Phương pháp cực đại Pontriaghin;
- Phương pháp quy hoạch động Belman.

Trong lý thuyết xử lý hiện đại các tín hiệu trên nền nhiễu thì phương pháp lọc Kanmal - Buixi được các nhà khoa học đưa vào thiết kế các hệ thống điều khiển hiện đại.

Dưới đây sẽ lần lượt trình bày các vấn đề nêu trên và ứng dụng vào việc nghiên cứu KCBĐKMK.

1.2. PHƯƠNG PHÁP BIẾN PHÂN CỔ ĐIỂN

Phương pháp biến phân cổ điển được hình thành từ bài toán “đường đẳng thời” của Bernounlli năm 1696. Sau đó Ole và Lagăng đã thiết lập được các bài toán biến phân và cách giải tổng quát hơn. Nội dung bài toán biến phân cổ điển như sau:

1. Thành lập phương trình Ole

Cho phiếm hàm dạng:

$$Q = \int_0^T G[y(t), \dot{y}(t)] dt. \quad (1.1)$$

Giả sử hàm $G[y(t), \dot{y}(t)]$ đơn trị và liên tục cùng với các đạo hàm riêng của nó, còn hàm $y = f(t)$ đơn trị và liên tục trong khoảng $[0, T]$ và các đạo hàm bậc một cũng liên tục trong khoảng đó hay nói cách khác là $y = f(t)$ thuộc về một lớp hàm $C_{(1)}$ nào đó. Bài toán biến phân đặt ra ở đây là tìm một đường cong $f(t)$ thuộc lớp $C_{(1)}$ để phiếm hàm (1.1) đạt cực trị.

Muốn giải bài toán này, ta xét hàm:

$$y(t) = f(t) + \alpha \delta(t) \quad (1.2)$$

ở lân cận hàm $f(t)$; trong đó α là một tham số bé, $\delta(t)$ là một hàm bất kỳ thuộc lớp $C_{(1)}$ thoả mãn điều kiện:

$$\delta(0) = \delta(T) = 0 \quad (1.3)$$

Khi đó biểu thức (1.1) được biểu diễn:

$$Q(\alpha) = \int_0^T G[f(t) + \alpha \delta(t), f'(t) + \alpha \delta'(t)] dt. \quad (1.4)$$

Nếu α rất nhỏ ta có thể phân tích hàm $Q(\alpha)$ thành chuỗi:

$$Q(\alpha) = [Q(\alpha)]_{\alpha=0} + \frac{\alpha}{1!} \left[\frac{dQ}{d\alpha} \right]_{\alpha=0} + \frac{\alpha^2}{2!} \left[\frac{d^2 Q}{d\alpha^2} \right]_{\alpha=0} + \dots \quad (1.5)$$

Các biến phân $\alpha \left[\frac{dQ}{d\alpha} \right]_{\alpha=0}$ và $\alpha^2 \left[\frac{d^2 Q}{d\alpha^2} \right]_{\alpha=0}$ gọi là biến phân bậc nhất và bậc hai của phiếm hàm Q được ký hiệu là δQ và $\delta^2 Q$.

Nếu $f(t)$ làm cho phiếm hàm Q đạt cực đại thì:

$$\left[\frac{dQ}{d\alpha} \right]_{\alpha=0} = 0. \quad (1.6)$$

Lấy vi phân hai vế (1.4) theo α và thế $\alpha = 0$ vào ta có:

$$\left[\frac{dQ}{d\alpha} \right]_{\alpha=0} = \int_0^T \left[\frac{\partial G}{\partial y} \delta(t) + \frac{\partial G}{\partial y'} \delta'(t) \right] dt = 0 \quad (1.7)$$

Mặt khác:

$$\int_0^T \frac{\partial G}{\partial y'} \delta'(t) dt = \left[\delta(t) \frac{\partial G}{\partial y'} \right] \Big|_0^T - \int_0^T \delta(t) \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial G}{\partial y'} \right) dt \quad (1.8)$$

Từ điều kiện (1.3) ta có:

$$\int_0^T \frac{\partial G}{\partial y'} \delta'(t) dt = - \int_0^T \delta(t) \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial G}{\partial y'} \right) dt. \quad (1.9)$$

Do đó:

$$\left[\frac{dQ}{d\alpha} \right]_{\alpha=0} = \int_0^T \delta(t) \left[\frac{\partial G}{\partial y} - \frac{d}{dt} \frac{\partial G}{\partial y'} \right] dt \quad (1.10)$$

Để nhận được điều kiện (1.6), từ biểu thức (1.10) suy ra:

$$\frac{\partial G}{\partial y} - \frac{d}{dt} \frac{\partial G}{\partial y'} = 0 \quad (1.11)$$

Phương trình (1.11) gọi là phương trình Ole. Đây là một phương trình vi phân thông thường.

2. Bài toán biến phân có cực trị ràng buộc

Cho một đối tượng điều khiển được mô tả bởi phương trình trạng thái:

$$\varphi_i[y(t), y'(t)] = 0; \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (1.12)$$

Tìm cực trị của phiếm hàm Q bị ràng buộc bởi chính điều kiện (1.12).

Bài toán điều khiển tìm cực trị phiếm hàm Q với điều kiện ràng buộc (1.12) là bài toán điều khiển không ôtonôm, tức là trong phương trình ràng buộc có đạo hàm (khác với bài toán điều khiển ôtonôm, tức là trong phương

trình ràng buộc không có đạo hàm). Để giải bài toán biến phân cực trị có ràng buộc ta phải dùng phương pháp thừa số bất định Lagrăng, tức là trong phương trình Ole thay hàm $G[y(t), y'(t)]$ bằng hàm

$$G^* = G[y(t), y'(t)] + \sum_{i=1}^n \lambda_i(t) \varphi_i[y(t), y'(t)], \quad (1.13)$$

ở đây: λ - thừa số Lagrăng. Khi đó phương trình Ole sẽ là:

$$\frac{\partial G^*}{\partial y} - \frac{d}{dt} \frac{\partial G^*}{\partial y'} = 0. \quad (1.14)$$

Muốn giải bài toán này ta phải dùng n phương trình ràng buộc (1.12) và một phương trình Ole (1.14) để xác định $(n+1)$ ẩn số: $y(t)$ và $\lambda_i(t)$; $i = 1 \dots n$. Nghiệm của chúng là các cực trị, tuy nhiên giải hệ phương trình này rất phức tạp.

3. Bài toán đẳng chu

Điều kiện ràng buộc trong bài toán này được cho dưới dạng:

$$\int_0^T \psi_i[y(t), y'(t)] dt = L_i; \quad i = 1 \dots n, \quad (1.15)$$

trong đó: L_i là các hằng số.

Để giải bài toán này với điều kiện (1.15), ta áp dụng phương trình Ole thông qua hàm phụ sau:

$$G^* = G[y(t), y'(t)] + \sum_{i=1}^n \lambda_i(t) \psi_i[y(t), y'(t)], \quad (1.16)$$

ở đây: λ_i là các thừa số bất định Lagrăng không phụ thuộc vào thời gian. Muốn giải bài toán này ta phải dùng n phương trình ràng buộc (1.15) và một phương trình Ole.

Tóm lại: Như đã trình bày trên đây, khi giải bài toán tối ưu bằng phương pháp biến phân, các cực trị tìm được là các giá trị cực đại theo đại

lượng điều khiển tối ưu. Với phương pháp này, việc giải bài toán rất phức tạp và không đề cập đến giới hạn điều khiển. Do đó không thể ứng dụng để giải bài toán điều khiển tối ưu KCBĐKMK.

1.3. PHƯƠNG PHÁP CỰC ĐẠI PONTIAGHIN

Giả sử trạng thái của đối tượng điều khiển được mô tả bằng các phương trình vi phân với các điều kiện ban đầu như sau:

$$\begin{aligned} \dot{y}_i &= f_i(y_1, y_2, \dots, y_n, u_1, \dots, u_r, t); & y_i(t_0) &= y_{i0}, \\ (i &= 1, 2, \dots, n) \end{aligned} \quad (1.17)$$

trong đó: f_i - các hàm phi tuyến;

y_{i0} - các giá trị ban đầu của các biến y_i ;

$y_1, y_2, \dots, y_n$ - n biến số đầu ra (các tọa độ điều khiển);

$u_1, u_2, \dots, u_r$ - r đại lượng điều khiển (các đại lượng đầu vào).

Coi các đạo hàm $\dot{y}_i$ và các hàm f_i là các tọa độ của các vectơ tương ứng $\dot{Y}$ và F , ta viết được phương trình (1.17) ở dạng tổ hợp vectơ sau:

$$\begin{aligned} \dot{Y} &= F(y, u, t); \\ Y_{(0)} &= Y_0 \end{aligned} \quad (1.18)$$

Trong thực tế các đại lượng điều khiển u_i không thể là các đại lượng bất kỳ vì chúng bị ràng buộc bởi các tính chất vật lý hoặc giới hạn về công suất của cơ cấu điều khiển. Do vậy các đại lượng này phải thỏa mãn một giới hạn R nhất định nào đó:

$$|u_i| \leq R \quad (i = 1, 2, \dots, n). \quad (1.19)$$

Coi R là miền điều khiển cho phép, thì vectơ điều khiển u phải thuộc vùng này:

$$u \in R. \quad (1.20)$$

Ngoài ra các giới hạn có thể được đặt ra bởi chính các tọa độ của đối tượng điều khiển và yêu cầu tuổi thọ của hệ thống.

Mục đích của điều khiển tối ưu là đạt tới các cực trị của tiêu chuẩn chất lượng I do lựa chọn tối ưu vectơ điều khiển u trong giới hạn cho phép. Đối với phương pháp điều khiển cực đại, cơ sở để xác định các vectơ điều khiển tối ưu u dựa vào 3 dạng bài toán sau:

1. Bài toán cực tiểu thời gian chuyển đổi trạng thái điều khiển từ trạng thái ban đầu y_0 sang trạng thái cuối cùng y_k (tiêu chuẩn tác động nhanh).

$$I(t_k) = \int_{t_0}^{t_k} dt = t_k - t_0, \quad (1.21)$$

trong đó: t_k - thời điểm kết thúc điều khiển;

t_0 - thời điểm bắt đầu điều khiển.

2. Bài toán cực tiểu hàm trạng thái đối tượng ở thời điểm kết thúc điều khiển với thời gian điều khiển cho trước $T = t_k - t_0$.

$$I(t_k) = F(y(t_k)), \quad (1.22)$$

trong đó: I - các hàm vi phân.

3. Bài toán cực tiểu tích phân hàm trạng thái đối tượng điều khiển và đại lượng điều khiển khi thời gian điều khiển cho trước $T = t_k - t_0$.

$$I(t_k) = \int_{t_0}^{t_k} F(y, u, t) dt. \quad (1.23)$$

Ba dạng bài toán trên có thể đưa về một dạng bài toán chung nếu xét các hàm tiêu chuẩn chất lượng của hệ thống điều khiển không chỉ ở thời điểm kết thúc điều khiển t_k mà ở bất kỳ thời điểm t nào. Các giá trị tức thời của nó được biểu diễn thông qua các tọa độ phụ $y_{n+1}(t)$. Khi đó bài toán được đưa về dạng tìm các giá trị cực tiểu của $y_{n+1}(t_k)$.

Ứng dụng đối với bài toán cực tiểu thời gian điều khiển t theo công thức (1.21), các tọa độ phụ y_{n+1} được xác định bởi phương trình:

$$y_{n+1}(t) = \int_0^t dt, \text{ từ đó suy ra:}$$

$$\dot{y}_{n+1}(t) = 1, y_{n+1}(0) = y_{n+1}(t_0) = t_0. \quad (1.24)$$

Cuối cùng bài toán được đưa về cực tiểu đại lượng $y_{n+1}(t_k)$.

Tương tự ứng dụng đối với bài toán cực tiểu hàm trạng thái đối tượng điều khiển ở thời điểm kết thúc điều khiển (theo công thức 1.22) ta có biến mới là $y_{n+1} = F(y)$, do đó phương trình vi phân của y_{n+1} được xác định như sau:

$$\dot{y}_{n+1} = \sum_{k=1}^n \frac{\partial F}{\partial y_k} f_k(y_1, y_2, \dots, y_n; u_1, \dots, u_r, t) \quad (1.25)$$

Bài toán khi này được đưa về tìm cực tiểu đại lượng $y_{n+1}(t_k)$.

Đối với bài toán cực tiểu tích phân hàm trạng thái đối tượng điều khiển và đại lượng điều khiển theo công thức (1.23) ta có biến mới:

$y_{n+1}(t) = \int_0^t F(y, u, t) dt$, do đó phương trình vi phân của $y_{n+1}(t_k)$ có dạng sau:

$$\dot{y}_{n+1} = F(y_1, y_2, \dots, y_n; u_1, u_2, \dots, u_r, t); y_{n+1}(t_0) = 0. \quad (1.26)$$

Bài toán khi này cũng được đưa về tìm cực tiểu đại lượng $y_{n+1}(t_k)$.

Như vậy bài toán tìm cực tiểu của hàm tiêu chuẩn chất lượng I bất kỳ từ 3 dạng bài toán xét trên đây là đi tìm các tọa độ y_{n+1} của đối tượng điều khiển tại thời điểm kết thúc điều khiển t_k theo đại lượng điều khiển u . Trong rất nhiều trường hợp trạng thái cuối cùng của đối tượng điều khiển trùng với các giới hạn. Ở tiêu chuẩn thứ nhất giới hạn này là các giá trị tọa độ cuối cho trước của đối tượng điều khiển, ở hai tiêu chuẩn còn lại giới hạn tại thời điểm kết thúc điều khiển có dạng sau:

$$q_p(y_1(t_k), \dots, y_n(t_k)) = 0; (p = 1, 2, \dots, n), \quad (1.27)$$

trong đó q_p - các hàm vi phân.

Khi đó biến hàm trạng thái của đối tượng điều khiển ở thời điểm cuối cùng được viết như sau:

$$\Pi = y_{n+1}(t_k) + \sum_{j=0}^n \lambda_j q_j(y_1(t_k) \dots y_n(t_k)), \quad (1.28)$$

trong đó: λ_j - các nhân tử Lagrăng, các hằng số này được xác định từ (1.27).

Cần phải tìm giá trị cực tiểu của biến hàm Π .

Khi này bài toán chung điều khiển tối ưu mà trạng thái của đối tượng điều khiển được mô tả bằng các phương trình vi phân (1.17) và một trong các phương trình (1.24), (1.25), (1.26) là xác định các đại lượng điều khiển u thoả mãn giới hạn (1.20) và làm cho biến hàm Π cực tiểu.

Để giải bài toán này Pontriaghin đã đưa ra phương pháp điều khiển theo nguyên tắc cực đại thông qua hàm số Hamilton (H) [11]:

$$H(y, u, \psi, t) = \sum_{i=0}^{n+1} \psi_i f_i, \quad (1.29)$$

trong đó: f_i - vế phải của phương trình vi phân (1.17) và một trong các phương trình (1.24), (1.25), (1.26);

ψ_i - là hàm số thoả mãn phương trình sau:

$$\dot{\psi}_i = - \sum_{j=1}^{n+1} \psi_j \frac{\partial f_j}{\partial y_i}, \quad (i=1, 2, \dots, n+1), \quad (1.30)$$

với các điều kiện cuối:

$$\psi_i(t_k) = - \frac{\partial \Pi}{\partial y_i} = - \sum_{j=1}^n \lambda_j \frac{\partial q_j}{\partial y_i}, \quad (i=1, \dots, n), \quad (1.31)$$

$$\psi_{n+1}(t_k) = -1.$$

Theo nguyên tắc điều khiển cực đại, để tối ưu đại lượng điều khiển u và tương ứng với nó là các toạ độ điều khiển y thì biến hàm trạng thái Π phải có giá trị cực tiểu, hàm số Hamilton (H) phải có giá trị cực đại hoặc trong trường hợp chung hàm (H) phải có giá trị lớn nhất theo đại lượng điều khiển u trong suốt quá trình điều khiển từ t_0 đến t_k . Nguyên tắc này là điều kiện cần để điều khiển tối ưu đối với các đối tượng điều khiển phi tuyến và là điều kiện cần và đủ đối với các đối tượng điều khiển tuyến tính.

Điều kiện cực đại của hàm Hamilton (H) theo đại lượng điều khiển u trong suốt thời gian điều khiển là điều kiện để đảm bảo cho biến hàm Π cực tiểu. Do đó để xác định đại lượng điều khiển tối ưu u cần phải tìm giá trị cực đại của (H) theo đại lượng u tại bất kỳ thời điểm nào của quá trình điều khiển.

Từ biểu thức của hàm số Hamilton (H) (1.29), viết các phương trình trạng thái (1.17) đối với các tọa độ y_i và phương trình (1.30) đối với các hàm bổ trợ ψ_i sang một dạng khác. Đạo hàm biểu thức (1.29) theo ψ_i ta có:

$$\frac{\partial H}{\partial \psi_i} = f_i(y, u, t), \quad (i = 1, 2, \dots, n+1). \quad (1.32)$$

Đạo hàm biểu thức (1.29) theo y_i ta có:

$$\frac{\partial H}{\partial y_i} = \sum_{j=1}^{n+1} \psi_j \frac{\partial f_j}{\partial y_i}, \quad (i = 1, 2, \dots, n+1). \quad (1.33)$$

Theo (1.32), (1.33), các phương trình (1.17) và (1.30) được đưa về dạng chính tắc theo phương trình Hamilton như sau:

$$\dot{y}_i = \frac{\partial H}{\partial \psi_i}, \quad (i = 1, 2, \dots, n+1), \quad (1.34)$$

$$\dot{\psi}_i = -\frac{\partial H}{\partial y_i}, \quad (i = 1, 2, \dots, n+1). \quad (1.35)$$

Tóm lại: Điều khiển tối ưu theo nguyên tắc cực đại là đi tìm từ điều kiện cực đại của hàm Hamilton (H) vector điều khiển $u(\psi)$ cũng như hàm vector ψ . Thay $u(\psi)$ vào các hệ phương trình trạng thái (1.17) và hệ phương trình bổ trợ (1.30), giải chúng theo các biến số $y(t)$, $\psi(t)$. Giải hệ phương trình vi phân (1.17) với các điều kiện ban đầu, giải hệ phương trình (1.30) với các điều kiện cuối. Bài toán này gọi là bài toán hai điểm giới hạn. Có thể ứng dụng phương pháp này giải bài toán điều khiển tối ưu KCBĐKMK.

1.4. PHƯƠNG PHÁP QUY HOẠCH ĐỘNG BELMAN

Phương pháp điều khiển tối ưu quy hoạch động Belman là sự phát triển của phương pháp biến phân cổ điển và ứng dụng phương pháp nguyên lý cực đại. Ở phương pháp này bài toán biến phân được xét như rất nhiều giai đoạn của quá trình điều khiển. Đại lượng điều khiển tối ưu $u^*(t)$ được xác định theo các bước nối tiếp nhau thông qua trạng thái của hệ thống ở từng thời điểm đã xét và không phụ thuộc vào trạng thái ở thời điểm trước đó. So với phương pháp cực đại phương pháp quy hoạch động đã khắc phục được vấn đề bài toán hai giới hạn. Tuy nhiên đối với phương pháp này số lượng các phép tính là rất lớn, lời giải chỉ có thể thực hiện hiệu quả nhờ máy tính.

Xét quá trình gián đoạn hoá theo phương pháp quy hoạch động hệ thống mà trạng thái của nó được mô tả bằng phương trình sai phân trong khoảng thời gian cho trước $T = t_k - t_0$:

$$y(k+1) = y(k) + f(y(k), u(k), k), \quad (1.36)$$

trong đó: $y(k)$ - toạ độ điều khiển;

$u(k)$ - đại lượng điều khiển ở thời điểm $k.T$ ($k=0, 1, \dots, N$);

$T = (t_k - t_0)/N$ - các thời điểm gián đoạn.

Giả sử toạ độ ban đầu của đối tượng điều khiển $y(t_0) = y_0$, giới hạn đại lượng điều khiển $|u| \leq R$. Yêu cầu xác định các đại lượng điều khiển tối ưu $u(0), \dots, u(N-1)$ để đảm bảo cực tiểu hoá tổng:

$$I = \sum_{k=0}^{N-1} F(y_{(k)}, u_{(k)}) + Q(y_{(N)}), \quad (1.37)$$

trong đó: F, Q là các hàm cho trước.

Bài toán cực tiểu hoá hàm (1.37) với nhiều biến $u(0), u(1), \dots, u(N-1)$ rất phức tạp. Tuy nhiên theo phương pháp tối ưu này thì ta hoàn toàn có thể đưa về cực tiểu nhiều hàm một biến liên tiếp nhau.

Xét thời điểm điều khiển cuối cùng $(N-1).T \leq t \leq N.T$. Giả thiết rằng trạng thái của đối tượng điều khiển tại thời điểm này đã biết, đại lượng điều

khíến $u(N-1)$ tương ứng được xác định cần phải thoả mãn giới hạn điều kiện theo điều kiện đã cho.

Để cực tiểu hoá tổng (1.37) phải cực tiểu hoá các hàm của nó tại các thời điểm gián đoạn. Tại thời điểm $N-1$ ta có:

$$I_{N-1} = F(y(N-1), u(N-1)) + Q(y(N)). \quad (1.38)$$

Thay $y(N)$ bằng biểu thức (1.36):

$$I(N-1) = F(y(N-1), u(N-1)) + Q(y(n-1) + f(y(n-1), u(N-1), N-1)). \quad (1.39)$$

Ta nhận thấy tổng (1.39) chỉ phụ thuộc vào 1 biến chưa biết đó là $u(N-1)$. Biến này tính được từ điều kiện cực tiểu của biểu thức $I(N-1)$ khi xét tới giới hạn của đại lượng điều khiển u . Ký hiệu đại lượng điều khiển tối ưu này là $u^*(N-1)$, còn giá trị cực tiểu của $I(N-1)$ phụ thuộc vào $y(N-1)$ được ký hiệu là $S_{N-1}(y(N-1))$.

$$\text{Ta có: } S_{N-1}(y(N-1)) = \min I_{N-1} = \min \{F(y(N-1), u(N-1)) + Q(y(N-1) + f(y(N-1), u(N-1), N-1))\}. \quad (1.40)$$

Như vậy khi cực tiểu (1.39) theo $u(N-1)$ chúng ta xác định được hàm $S_{N-1}(y(N-1), (N-1))$.

Xét tiếp đoạn $(N-2).T_{\Pi} \leq t \leq N.T_{\Pi}$, theo tổng (1.37) ta có:

$$I_{N-2} = F(y(N-2), u(N-2)) + I_{N-1}. \quad (1.41)$$

Theo (1.36) biết được $y(N-2)$, khi đó cực tiểu hoá I_{N-2} sẽ xác định được đại lượng điều khiển tối ưu trên đoạn $((N-2).T_{\Pi}, T_{11})$. Khi cực tiểu I_{N-2} theo $u(N-2)$ và $u(N-1)$, giá trị này được ký hiệu S_{N-2} :

$$S_{N-2}(y(N-2)) = \min I_{N-2}, \quad (1.42)$$

$$|u_{N-1}| \leq R, |u_{N-2}| \leq R.$$

Như tính ở trên I_{N-1} đã được cực tiểu theo $u(N-1)$ và có giá trị là $S_{N-1}(y(N-1), N-1)$ còn $y(N-1)$ theo (1.36) lại phụ thuộc vào $y(N-2)$ và $u(N-2)$, do đó (1.42) được viết như sau:

$$S_{N-2}(y(N-2)) = \min \{ F(y(N-2), u(N-2)) + S_{N-1}(y(N-2) + \\ |u_{N-1} \leq R|, |u_{N-2} \leq R| \\ + f(y(N-2), u(N-2), N-2)) \}. \quad (1.43)$$

Theo (1.43) giá trị cực tiểu của $S_{N-2}(y(N-2))$ khi này được xác định chỉ phụ thuộc vào một biến đó là $u(N-2)$ vì giá trị tọa độ $y(N-2)$ đã biết. Bằng nguyên tắc cực đại xác định được đại lượng điều khiển u để cho $S_{N-2}(y(N-2))$ cực tiểu. Đây chính là đại lượng điều khiển tối ưu $u^*(N-2)$, thay giá trị của $u^*(N-2)$ vào (1.43) tìm được giá $S_{N-2}(y(N-2))$. Tương tự tính toán cho các thời điểm tiếp theo $(N-3).T_{\Pi} \leq t \leq N.T_{\Pi} \dots$ và đến $(N-N).T_{\Pi} \leq t \leq N.T_{\Pi}$ theo công thức truy hồi:

$$S_{N-k}(y(N-k)) = \min \{ F(y(N-k), u(N-k)) + S_{N-k+1}(y(N-k) + \\ |u_{N-k} \leq R| \\ + f(y(N-k), u(N-k), N-k)) \}. \quad (1.44)$$

Với công thức này cực tiểu hoá hàm $S_{N-k}(y(N-k))$ chỉ theo một biến $u(N-k)$, từ đó hoàn toàn xác định được đại lượng điều khiển tối ưu $u^*(N-k)$. Ở đây k chạy từ 1 đến N , chúng ta xác định được N đại lượng điều khiển tối ưu từ $u^*(0)$ đến $u^*(N-1)$, trong đó $u^*(0) = u^*(N-N)$ là đại lượng điều khiển tối ưu ở thời điểm đầu tiên, ứng với nó là trạng thái ban đầu của đối tượng điều khiển.

1.5. PHÂN TÍCH CÁC PHƯƠNG PHÁP ĐIỀU KHIỂN TỐI ƯU

Đối với một số bài toán tối ưu ta có thể sử dụng phương pháp biến phân cổ điển, phương pháp quy hoạch động hoặc nguyên lý cực đại đều cho cùng một lời giải. Nếu bài toán tối ưu không đặt giới hạn u điều khiển thì

phương pháp biến phân và phương pháp cực đại cho kết quả như nhau. Dưới đây sẽ phân tích mối quan hệ của 3 phương pháp điều khiển tối ưu trên.

1. Quan hệ giữa nguyên lý cực đại và biến phân cổ điển

Giả sử đối tượng điều khiển được mô tả bởi phương trình vi phân:

$$\frac{dy}{dt} = u, \quad (1.45)$$

Cần tìm cực tiểu của phiếm hàm:

$$Q = \int_0^T G[y, u, t] dt. \quad (1.46)$$

Ký hiệu:

$$\begin{cases} y_0 = \int_0^T G[y, u, t] dt, \\ y_1 = y. \end{cases} \quad (1.47)$$

Khi đó ta có hệ phương trình vi phân:

$$\begin{cases} \frac{dy_0}{dt} = G[y, u, t] \\ \frac{dy_1}{dt} = u. \end{cases}, \quad (1.48)$$

Hàm Hamilton trong nguyên lý cực đại có dạng:

$$\begin{aligned} H &= \sum_{i=0}^n \psi_i f_i(y, u, t) = \sum_{i=0}^1 \psi_i f_i(y, u, t), \\ \Rightarrow H &= \psi_0 G(y, u, t) + \psi_1 u. \end{aligned} \quad (1.49)$$

Đối với hàm bổ trợ ψ_i , ta có:

$$\begin{cases} \frac{d\psi_0}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y_0} = 0, \\ \frac{d\psi_1}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y_1} = -\frac{\partial H}{\partial y} = -\psi_0 \frac{\partial G[y, u, t]}{\partial y}. \end{cases} \quad (1.50)$$

Xác định $u(t)$ để hàm H cực đại, từ:

$$\frac{\partial H}{\partial u} = \psi_0 \frac{\partial G[y, u, t]}{\partial u} + \psi_1 = 0, \quad (1.51)$$

trong đó: $\psi_0 = \text{const}$, nếu lấy $\psi_0 = -1$ thì:

$$\psi_1 = \frac{\partial G[y, u, t]}{\partial u}. \quad (1.52)$$

Mặt khác thay $\psi_0 = -1$ vào phương trình 2 của (1.50), lấy tích phân 2 vế ta có:

$$\psi_1 = C_1 + \int_0^t \frac{\partial G[y, u, \tau]}{\partial y} d\tau. \quad (1.53)$$

Kết hợp (1.52) và (1.53) nhận được:

$$\frac{\partial G[y, u, t]}{\partial u} = C_1 + \int_0^t \frac{\partial G[y, u, \tau]}{\partial y} d\tau. \quad (1.54)$$

Lấy vi phân (1.54) theo thời gian và thay $\frac{\partial y}{\partial t} = u$ ta có:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial G}{\partial u} = \frac{\partial G}{\partial y}. \quad (1.55)$$

Vì $y' = u$ nên $\partial u = \partial y'$ do vậy:

$$\frac{\partial G}{\partial y} - \frac{d}{dt} \frac{\partial G}{\partial y'} = 0. \quad (1.56)$$

Từ những vấn đề trình bày trên, ta thấy phương trình (1.56) rút ra từ nguyên lý cực đại trong trường hợp đối tượng điều khiển được mô tả bởi

phương trình $y' = u$ hoàn toàn như phương trình Ole (1.14) trong phương pháp biến phân cổ điển.

2. Quan hệ giữa nguyên lý cực đại và phương pháp quy hoạch động

Đối với phương pháp quy hoạch động, phương trình Belman có dạng:

$$\text{Min} \left\{ G[y, u, t] + \sum_{i=1}^n \frac{\partial Q^0}{\partial y_i} f_i[y, u, t] + \frac{\partial Q^0}{\partial t} \right\} = 0 \quad (1.57)$$

$$u \in \Omega$$

Đối với một hàm tổng quát μ ta có tính chất:

$$\text{Min}\{\mu\} = -\text{Max}\{-\mu\}, \quad (1.58)$$

khi này (1.57) trở thành:

$$\text{Max} \left\{ -G[y, u, t] + \sum_{i=1}^n f_i[y, u, t] \left(-\frac{\partial Q^0}{\partial y_i} \right) - \frac{\partial Q^0}{\partial t} \right\} = 0 \quad (1.59)$$

$$u \in \Omega$$

Đối với hệ thống ôtonôm không có biến t trong hàm f_i , khi đó phương trình Belman có dạng:

$$\text{Max} \left\{ -G[y(t), u(t)] + \sum_{i=1}^n f_i[y(t), u(t)] \left(-\frac{\partial Q^0}{\partial y_i} \right) \right\} = 0 \quad (1.60)$$

$$u \in \Omega$$

Đối với hệ thống không ôtonôm, nếu đặt $t = y_{n+1}$ thì: $\frac{\partial Q^0}{\partial t} = \frac{\partial Q^0}{\partial y_{n+1}}$,

biểu thức (1.60) khi này trở thành:

$$\text{Max} \left\{ -G[y, u, y_{n+1}] + \sum_{i=1}^{n+1} f_i[y, u, y_{n+1}] \left(-\frac{\partial Q^0}{\partial y_i} \right) \right\} = 0 \quad (1.61)$$

$$u \in \Omega$$

Nếu đưa vào một toạ độ phụ y_0 xác định theo:

$$\frac{\partial y_0}{\partial t} = G[y, u, t] = G[y, u, y_{n+1}] = f_0[y, u, y_{n+1}], \quad (1.62)$$

khi đó có:

$$y_0 = \int_0^t G[y, u, t] dt = Q_{\min} = Q^0 \quad (1.63)$$

với điều kiện ban đầu $y_{t=0} = 0$.

Từ (1.62) và (1.63) suy ra:

$$\partial y_0 = \partial Q^0 \Leftrightarrow \frac{\partial Q^0}{\partial y_0} = 1. \quad (1.64)$$

Như vậy có thể viết (1.61) ở dạng đơn giản hơn:

$$\begin{aligned} \text{Max} \left\{ \sum_{i=1}^{n+1} \left(-\frac{\partial Q^0}{\partial y_i} \right) f_i[y, u, y_{n+1}] \right\} = 0. \\ u \in \Omega \end{aligned} \quad (1.65)$$

Đặt $\psi_i(t) = -\frac{\partial Q^0}{\partial y_i}$ với $i = 1, 2, \dots, n$ ta có:

$$\begin{aligned} \text{Max} \left\{ \sum_{i=1}^{n+1} f_i[y, u, y_{n+1}] \psi_i(t) \right\} = 0. \\ u \in \Omega \end{aligned} \quad (1.66)$$

Nếu xét hệ thống ôtonôm thì (1.59) có dạng:

$$\begin{aligned} \text{Max} \left\{ \sum_{i=1}^n f_i[y, u, y_{n+1}] \psi_i(t) \right\} = 0. \\ u \in \Omega \end{aligned} \quad (1.67)$$

Các biểu thức (1.65), (1.66), (1.67) cần phải có giá trị cực đại, tức là tương ứng với cực đại của hàm H trong nguyên lý cực đại:

$$H = \sum_{i=0}^n \psi_i(t) \cdot f_i[y, u, t]. \quad (1.68)$$

Qua những vấn đề trình bày ở trên, ta thấy từ phương pháp quy hoạch động có thể suy ra nguyên lý cực đại và ngược lại.

3. Nhận xét

Đối với phương pháp biến phân cổ điển, việc tìm cực trị phiếm hàm bằng cách giải phương trình Ôle với bài toán không hạn chế là rất khó khăn. Khi có một số ràng buộc chúng ta có bài toán ôtônôm, không ôtônôm hay bài toán đẳng chu. Thực tế ta thường gặp các bài toán tối ưu mà tín hiệu điều khiển $u(t)$ lại là hàm liên tục từng đoạn, cho nên việc áp dụng phương trình Ôle – Lagrăng để giải quyết bài toán đó sẽ rất phức tạp. Vì vậy khả năng ứng dụng phương pháp này bị hạn chế trong thực tế.

Phương pháp quy hoạch động ứng dụng rất thuận lợi cho hệ thống gián đoạn. Đặc biệt việc sử dụng máy tính số để giải bài toán điều khiển gián đoạn theo phương pháp này rất hiệu quả. Hàm điều khiển $u(t)$ khi đó được biểu diễn dưới dạng bảng số, nếu biểu diễn liên tục ta chỉ nhận được biểu thức gần đúng. Do vậy việc ứng dụng phương pháp điều khiển này cho hệ liên tục là không hiệu quả.

Phương pháp cực đại rất hiệu quả khi giải các bài toán có giới hạn, dù giới hạn đó đối với các tham số liên tục hay gián đoạn cho hệ tuyến tính.

Từ những vấn đề phân tích trên đây và yêu cầu của bài toán điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh, chúng ta thấy ứng dụng nguyên lý điều khiển cực đại Pontriaghin để tìm luật điều khiển khí cụ bay là phù hợp nhất.

Chương II

LUẬT ĐIỀU KHIỂN VÀ PHƯƠNG TRÌNH TRẠNG THÁI CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

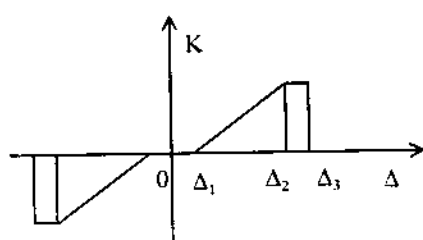
2.1. BÀI TOÁN ĐIỀU KHIỂN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Theo [37] đặc trưng của thiết bị đo sai số điều khiển khi dẫn khí cụ bay đến đối tượng quan sát có dạng như hình 2.1. Ở đây, K - hệ số đặc trưng cho cảm biến đo; Δ - sai số điều khiển.

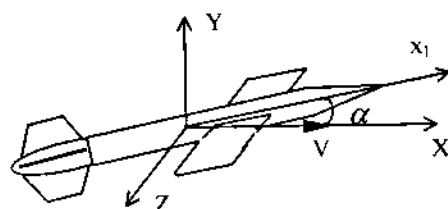
Khi $0 \leq \Delta < \Delta_1$ - vùng mù;

$\Delta_1 \leq \Delta < \Delta_2$ - vùng tuyến tính;

$\Delta_2 \leq \Delta < \Delta_3$ - vùng bão hoà và là vùng có sai số lớn dễ dẫn đến mất điều khiển và mất đối tượng quan sát.



Hình 2.1. Đặc trưng của thiết bị đo sai số



Hình 2.2. Dạng khí cụ bay điều khiển một kênh

Điều này có nghĩa là điểm làm việc của hệ thống hoặc ở chế độ bão hoà, hoặc ở chế độ tuyến tính, hoặc ở vùng mù. Từ đặc trưng trên chúng ta thấy, để đảm bảo nhanh chóng đưa sai số điều khiển từ vùng bão hoà trở về vùng tuyến tính nhằm giảm thiểu khả năng mất bám đối tượng quan sát đặc biệt đối với các đối tượng quan sát cơ động nhanh cần phải ứng dụng nguyên lý điều khiển tác động nhanh. Phương pháp điều khiển cực đại của Pontriaghin rất phù hợp với các quá trình điều khiển liên tục và có tính đến giới hạn của đại lượng điều khiển nên áp dụng để giải bài toán điều khiển nêu trên sẽ cho algorithm điều khiển mong muốn. Nhưng điều khiển theo nguyên lý tác động nhanh bao giờ cũng có sai số lớn hơn so với điều khiển theo sai số. Vì vậy điều quan trọng thứ 2 cần quan tâm là tìm được algorithm điều khiển KCBĐKMK sao cho khi điểm làm việc của hệ thống đang ở chế độ bão hoà thì hệ thống hoạt động theo nguyên lý cực đại; khi điểm làm việc đã về miền tuyến tính thì đối tượng điều khiển cần phải được điều khiển theo sai số và ngược lại. Algorithm điều khiển phải thoả mãn điều kiện tự động chuyển từ chế độ này sang chế độ kia và ngược lại trong suốt quá trình.

Khí cụ bay điều khiển một kênh nghĩa là chỉ có một kênh lái nhưng điều khiển chuyển động khí cụ bay trên cả hai mặt phẳng thẳng đứng và mặt phẳng nằm ngang. Giả sử khí cụ bay một kênh có kết cấu như hình 2.2 và theo [11] khi có góc lệch cánh lái δ sẽ xuất hiện góc α hợp bởi vectơ trục dọc khí cụ bay OX_1 với vectơ tốc độ V , ở đây OX trùng với vectơ V , trạng thái của KCBĐKMK được mô tả bởi 2 phương trình cơ bản sau:

$$\ddot{\alpha} + C_{\dot{\alpha}}\dot{\alpha} + C_{\alpha}\alpha = C_{\delta}\delta, \quad (a) \quad (2.1)$$

$$T_{x1}\dot{\omega}_l + \omega_l = K_l\delta_l, \quad (b)$$

Phương trình (2.1.a) phản ánh sự thay đổi hướng của vectơ tốc độ khí cụ bay. $C_{\dot{\alpha}}, C_{\alpha}, C_{\delta}$ là các hệ số khí động. Phương trình (2.1.b) phản ánh trạng thái của khí cụ bay luôn xoay tròn xung quanh trục dọc OX_1 , ω_{x1} là tốc độ góc của khí cụ bay xung quanh trục dọc, T_{x1} là hằng số thời gian, K_l là hệ số, δ_l góc lệch của cánh ổn định tạo ra mômen quay khí cụ bay. Vấn đề đặt ra là tìm quy luật biến đổi của cánh lái sao cho tối ưu.

Trước hết chúng ta quan tâm đến phương trình (2.1.a). Đưa phương trình đó về hệ phương trình vi phân bậc 1 bằng cách đặt các biến: $y_1 = \alpha, \dot{y}_1 = y_2 = \dot{\alpha}, \dot{y}_2 = \ddot{\alpha}, u = C_{\delta}\delta$ ta có hệ phương trình sau:

$$\begin{aligned}\dot{y}_1 &= y_2 \\ \dot{y}_2 &= -c_a y_2 - c_\alpha y_1 + u\end{aligned}\quad (2.2)$$

trong đó u quen gọi là tín hiệu điều khiển. Các điều kiện đầu và cuối của bài toán $y_1(t_0) = y_{10}$, $y_2(t_0) = 0$, $y_1(t_k) = y_{1k0}$, $y_2(t_k) = 0$ thỏa mãn điều kiện giới hạn $u \leq |u_0|$. Điều này đồng nghĩa với việc cần tìm một quy luật điều khiển cánh lái tối ưu để sao cho tại thời điểm ban đầu góc tấn α có giá trị nào đó $\alpha(t_0) = \alpha_0$, $\dot{\alpha}(t_0) = 0$ trong thời gian ngắn nhất T , khi cụ bay có giá trị $\alpha(t_k)$ và $\dot{\alpha}(t_k) = 0$ thỏa mãn điều kiện $\delta \leq |\delta_{gh}|$, góc δ_{gh} là giới hạn góc lệch cực đại cho phép của cánh lái. Muốn giải bài toán trên ta đưa vào hàm phụ $y_3 = t$, $y_3(t_0) = t_0$. Khi ấy ta có hệ phương trình:

$$\begin{aligned}\dot{y}_1 &= y_2 \\ \dot{y}_2 &= -c_a y_2 - c_\alpha y_1 + u \\ \dot{y}_3 &= y_1\end{aligned}\quad (2.3)$$

Khi đó hàm cần cực tiểu có dạng:

$$\Pi = y_3(t_k) + \lambda_1 y_1(t_k) + \lambda_2 y_2(t_k) \quad (2.4)$$

λ - các hằng số được xác định theo điều kiện cuối của bài toán.

Theo [11] hàm Hamilton $H = \sum_{i=1}^{n+1} \psi_i f_i$ được xác định từ hệ phương trình (2.3)

như sau:

$$H = \psi_1 y_2 + \psi_2 (-c_a y_2 - c_\alpha y_1 + u) + \psi_3, \quad (2.5)$$

trong đó: ψ_i - các hàm bổ trợ.

Để hàm Hamilton (H) đạt giá trị cực đại thì đại lượng u điều khiển (góc lệch cánh lái $\delta(t)$) tại mọi thời điểm phải có giá trị: $u = u_0 \text{sign}(\psi_2)$, tức là:

$$\delta_{dk}(t) = \delta_{gh} \text{sign}(\psi_2). \quad (2.6)$$

Xác định hàm ψ_2 theo thời gian, áp dụng công thức:

$$\dot{\psi}_j = - \sum_{i=1}^{n+1} \psi_i \frac{\partial f_i}{\partial y_j}; j=1, 2, \dots, n+1, \quad (2.7)$$

f_j - các phương trình trạng thái của (2.3), y_i - các biến trạng thái. Nhận được:

$$\begin{aligned}\dot{\psi}_1 &= C_\alpha \cdot \psi_2, & (a) \\ \dot{\psi}_2 &= C_\alpha \cdot \psi_2 - \psi_1, & (b) \\ \dot{\psi}_3 &= 0. & (c)\end{aligned}\tag{2.8}$$

Với điều kiện cuối $\psi_1(t_k) = -\lambda_1$, $\psi_2(t_k) = -\lambda_2$, $\psi_3(t) = -1$. Chuyển về phương trình (8b) có:

$$\dot{\psi}_2 - C_\alpha \cdot \psi_2 + \psi_1 = 0, \tag{2.9}$$

rồi đạo hàm ta được:

$$\ddot{\psi}_2 - C_\alpha \cdot \dot{\psi}_2 + \dot{\psi}_1 = 0, \tag{2.10}$$

thay $\dot{\psi}_1$ vào phương trình (2.10) ta nhận được phương trình:

$$\ddot{\psi}_2 - C_\alpha \cdot \dot{\psi}_2 + C_\alpha \cdot \psi_2 = 0. \tag{2.11}$$

Phương trình đặc trưng của phương trình (2.11) có giá trị: $\Delta = b^2 - 4ac = (C_\alpha)^2 - 4C_\alpha < 0$ do trong thực tế $C_\varepsilon \ll C_\alpha$ nên nghiệm là phức, do đó nghiệm của (2.10) có dạng sau:

$$\psi_2(t) = A_1 e^{C_\alpha t} C_\delta \sin(\sqrt{4C_\alpha - (C_\alpha)^2} t + B_0) \tag{2.12}$$

trong đó : A_1, B_0 - các hằng số xác định theo điều kiện của bài toán.

Thay biểu thức (2.12) vào (2.6), xác định được biểu thức điều khiển tối ưu như sau:

$$\delta_{BH} = \delta_{gh} \text{sign}[A_1 e^{C_\alpha t} C_\delta \sin(\sqrt{4C_\alpha - (C_\alpha)^2} t + B_0)]. \tag{2.13}$$

Để cho đơn giản ta giả thiết rằng, tại thời điểm bắt đầu điều khiển $t_0 = 0$, hàm sin có giá trị bằng 0 và $B_0 = 0$, thì có hàm:

$$\sin(\sqrt{4C_\alpha - (C_\alpha)^2} t) = 0 \tag{2.14}$$

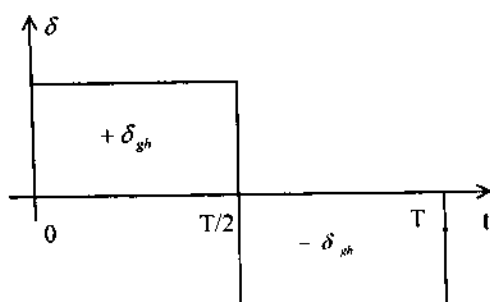
khi $t^* = \pi / \sqrt{4C_\alpha - (C_\alpha')^2}$, tức là đúng nửa chu kỳ, còn thành phần $e^{C_\alpha' t} C_\delta$ luôn luôn không đổi dấu, do đó không có ý nghĩa làm đổi dấu hàm (2.13), nên có thể cho bằng 1. Cho $e^{C_\alpha' t} C_\delta = 1$ sẽ có thuận lợi cho việc thực hiện về mặt kỹ thuật. Khi ấy biểu thức (2.13) có thể viết đơn giản như sau:

$$\delta = \delta_{gh} \operatorname{sign}[A_1 \sin(\sqrt{(4C_\alpha) - (C_\alpha')^2} t)] \quad (2.15)$$

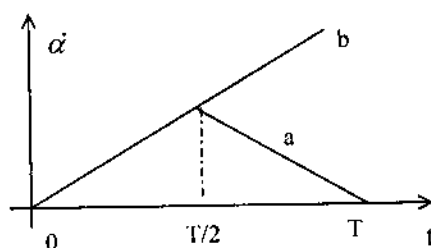
Biểu thức (2.15) xác định luật điều khiển đối với KCBĐKMK theo tiêu chuẩn tác động nhanh. Hình 2.3 biểu diễn luật điều khiển theo hàm số dấu (hay còn gọi là luật điều khiển rơle).

Theo điều kiện bài toán, theo định lý về n khoảng [11], dựa vào phương trình vi phân (2.1a) thì trong khoảng thời gian từ 0 – T góc lệch cánh lái sẽ đổi dấu 1 lần (hình 2.3) và tốc độ góc tấn $\dot{\alpha}(t)$ có thể biểu diễn trên hình 2.4a. Theo (2.15) giá trị T chính bằng chu kỳ của hàm sin trong hàm số dấu. Bây giờ ta xét phối hợp giữa sự thay đổi dấu góc lệch cánh lái (2.15) với quá trình quay cường bức của khí cụ bay xung quanh trục dọc OX_1 , phương trình (2.1b).

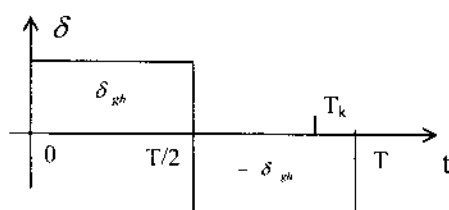
Gọi chu kỳ quay của khí cụ bay là T_k , ta quy ước khí cụ bay quay theo chiều kim đồng hồ và xuất phát từ trục $-OZ_1$. Giá trị góc lệch cánh lái tại điểm xuất phát đó bắt đầu có giá trị dương, trong suốt quá trình quay đến gặp trục OZ_1 sẽ tạo ra mômen điều khiển dương. Khi khí cụ bay quay từ OZ_1 đến $-OZ_1$ tạo ra mômen điều khiển âm. Nếu $T \geq T_k$ thì trong một chu kỳ quay của khí cụ bay chỉ có một lần giá trị góc lệch cánh lái đổi dấu từ dương sang âm, lần thứ hai đổi từ âm sang dương sẽ thực hiện ở chu kỳ quay thứ 2 (hình 2.5).



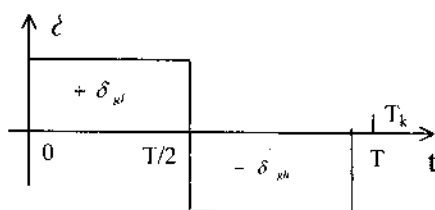
Hình 2.3. Luật điều khiển theo hàm số dấu



Hình 2.4. Biến thiên của tốc độ góc α



Hình 2.5. Luật điều khiển theo hàm số dấu



Hình 2.6. Luật điều khiển theo hàm số dấu

Nếu $T \leq T_k$ thì trong một chu kỳ quay của khí cụ bay giá trị góc lệch cánh lái thực hiện 1 lần đổi dấu, lần thứ nhất từ dương sang âm, lần thứ 2 từ âm sang dương và vẫn còn dư một phần thời gian của chu kỳ đó làm cho góc lệch cánh lái có giá trị dương (hình 2.6). Điều này rất khó khăn trong việc phối hợp chiều của mô men điều khiển. Theo [4] mô men điều khiển được xác định bởi biểu thức:

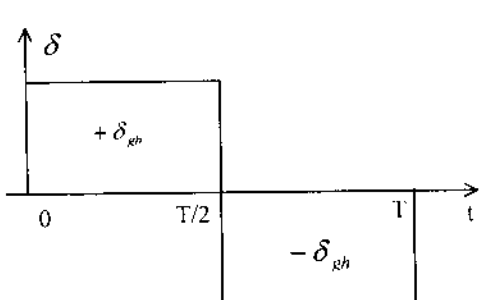
$$M = \frac{l}{T} \int_0^T \frac{\rho V^2}{2} S l \delta_{gk} \text{sign}(A_1 \sin \sqrt{4C_{a^*} - (C_{a^*})^2} t) \sin \omega_1 t dt, \quad (2.16)$$

để có thể điều khiển khí cụ bay theo một hướng đã định. Do đó cần thiết phải cho $T = T_k$, tức là $\omega_1 t = \sqrt{4C_{a^*} - (C_{a^*})^2} t$. Khi đó mô men điều khiển được tính bởi biểu thức sau:

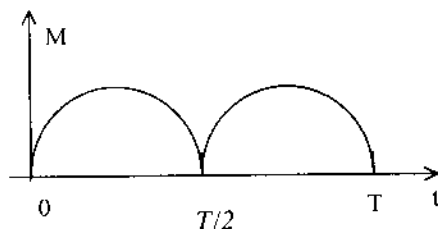
$$M = \frac{l}{T} \int_0^T \frac{\rho V^2}{2} S l \delta_{gk} \text{sign}(A_1 \sin \omega_1 t) \sin \omega_1 t dt, \quad (2.17)$$

trong đó: ρ - mật độ khí quyển; l - cánh tay đòn cánh lái; V - là tốc độ khí cụ bay; S - diện tích cánh lái. Như vậy nửa chu kỳ đầu mô men điều khiển có dấu dương và nửa chu kỳ sau khi khí cụ bay quay từ trục $+OZ_1$ theo chiều kim đồng hồ xuống phía dưới, cánh lái có giá trị âm, nhưng mô men điều khiển vẫn dương (hình 2.7, hình 2.8) và tiếp tục làm cho tốc độ góc $\alpha(t)$ tăng (hình 2.4). Khi ấy ta thấy rằng vai trò hãm của nửa chu kỳ sau không còn nữa mà nó lại đóng vai trò tăng tốc, nghĩa là khi $\dot{\alpha}(T) \neq 0$ và $\alpha(T)$ lúc đó lớn hơn giá trị $\alpha(t_k)$ đặt ra cho bài toán, nhưng không lớn hơn giá trị tối hạn (α_{gk}) thì khí cụ bay không bị thất tốc. Điều này không trái với nguyên lý tác động nhanh mà chỉ càng làm tăng khả năng đạt

được giá trị $\alpha(t)$ nào đó lớn hơn giá trị được đặt ra của bài toán và điểm làm việc của hệ thống càng nhanh về miền tuyến tính.



Hình 2.7. Luật điều khiển theo hàm số dấu



Hình 2.8. Mômen điều khiển

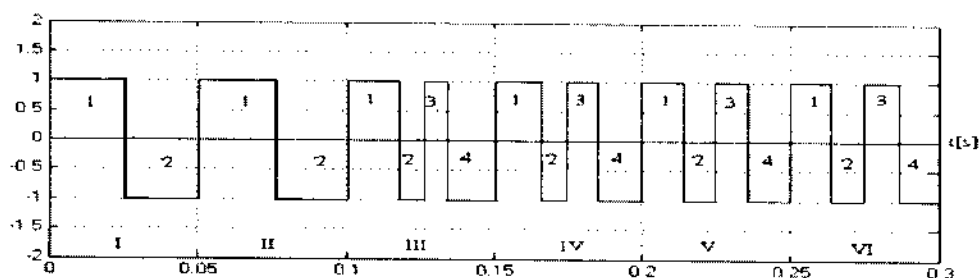
Khi điểm làm việc của hệ thống đã về miền tuyến tính thì algorithm điều khiển (2.15) cần phải tự động chuyển về algorithm điều khiển tuyến tính theo sai số. Bài toán đặt ra là làm sao với luật điều khiển $\delta(t)$, mômen điều khiển khi thì hoạt động theo luật tác động nhanh, khi thì hoạt động theo sai số điều khiển. Để thực hiện được ý tưởng này, trong biểu thức (2.15) cần đưa thêm vào hàm điều chế dạng hàm sin, khi đó biểu thức này sẽ được viết dưới dạng sau:

$$\delta(t) = \delta_{\max} \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1}t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1}t - \varphi)], \quad (2.18)$$

trong đó: $A_1(t)$ - hàm biến thiên phụ thuộc vào sai số điều khiển ; A_2 - giá trị biên độ hàm điều chế được gọi là hàm tuyến tính ; φ - góc lệch pha ; n - bội số lần tốc độ góc quay của khí cụ bay quanh trục dọc (n nguyên, dương).

Các giá trị hằng số A_2 và n cần phải được tính toán, lựa chọn phù hợp để quá trình điều khiển đạt hiệu quả nhất. Theo biểu thức (2.18), quan hệ giữa hàm biến thiên phụ thuộc vào sai số điều khiển $A_1(t)$ và giá trị biên độ hàm tuyến tính A_2 sẽ xác định thời điểm và số lần lật cánh lái trong một chu kỳ quay. Điều này có ý nghĩa quan trọng để thiết lập mối quan hệ giữa sai số điều khiển và mô men điều khiển. Theo [30], khi $A_1(t)$ bằng 0, tức là sai số bằng không, cánh lái sẽ có 4 lần đổi dấu với khoảng thời gian như nhau và bằng 1/4 chu kỳ. Khi $A_1(t) = 2A_2(t)$ tức là sai

số lớn, cánh lái sẽ có 2 lần đổi dấu với khoảng thời gian như nhau và bằng nửa chu kỳ. Trong các trường hợp khác là trung gian sẽ có 4 lần đổi dấu nhưng khoảng thời gian của lần thứ nhất và thứ tư bằng nhau, lần thứ 2 và lần thứ 3 bằng nhau. Do đó chúng ta sẽ có tập hợp các xung điều khiển theo chuỗi thể hiện trên hình 2.9.



Hình 2.9. Dạng xung điều khiển.

Các chu kỳ I, II – là quá trình điều khiển cực đại, 2 nửa chu kỳ 1, 2 đều đóng vai trò tăng tốc. Các chu kỳ tiếp theo III, IV, V- là quá trình điều khiển theo sai số, các xung điều khiển trong một chu kỳ quay của KCBĐKMK: 1, 4 đóng vai trò tăng tốc, còn 2, 3 đóng vai trò hãm. Chu kỳ VI – khi sai số điều khiển gần như đã được triệt tiêu, các xung điều khiển trong một chu kỳ quay của KCBĐKMK: 1, 4, đóng vai trò tăng tốc, còn 2, 3 đóng vai trò hãm đều có độ rộng như nhau, chúng khử lẫn nhau. Khi đó các góc tấn, góc trượt khí cụ bay đều trở về 0.

Như vậy bằng giải bài toán điều khiển tối ưu theo Pontriaghin để tìm được algorithm điều khiển tác động nhanh nhằm đưa điểm làm việc của hệ thống về miền tuyến tính và khi đưa thêm một hàm điều chế vào algorithm điều khiển đó đã làm cho hệ thống hoặc điều khiển theo nguyên lý cực đại, hoặc điều khiển theo sai số nhằm nâng cao chất lượng điều khiển. Để rõ tính ưu việt của luật điều khiển này trong chương III sẽ khảo sát kỹ hơn mômen điều khiển.

2.2. PHƯƠNG TRÌNH CHUYỂN ĐỘNG CỦA TÂM KHỐI KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Hình 2.10 biểu diễn các lực tác động lên tâm khối khí cụ bay. Oxyz là hệ tọa độ tốc độ, có trục Ox trùng với vectơ tốc độ khí cụ bay, trục Oy vuông góc

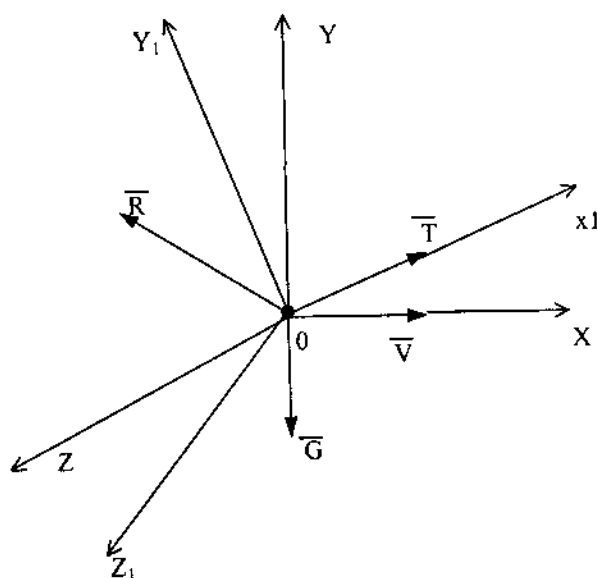
với trục OX và hướng lên trên, trục OZ vuông góc với mặt phẳng OXY và tạo thành hệ quay phải.

$OX_1Y_1Z_1$ là hệ toạ độ liên kết, có trục OX_1 trùng với trục dọc của khí cụ bay, trục OY_1 vuông góc với trục OX_1 và hướng lên trên, trục OZ_1 vuông góc với mặt phẳng OX_1Y_1 và tạo thành một hệ quay phải. Liên kết có nghĩa là trục OZ_1 trùng với mặt phẳng cánh lái, gắn chặt với mặt phẳng cánh lái quay theo khí cụ bay. Hai trục OZ_1, OY_1 hợp với OX_1 thành hệ quay phải. Việc chọn như vậy để dễ dàng phân tích sự chuyển động của khí cụ bay trên 2 mặt phẳng thẳng đứng và mặt phẳng nằm ngang.

Khi chuyển động trong không gian, khí cụ bay chịu tác dụng của các vector lực sau:

- Lực đẩy của động cơ $\vec{T}$,
- Lực khí động toàn phần $\vec{R}$,
- Trọng lực $\vec{G} = m \cdot \vec{g}$,

trong đó: m - khối lượng khí cụ bay ; g - gia tốc trọng trường.



Hình 2.10. Hệ toạ độ

Khi ấy luật điều khiển cánh lái sẽ có dạng:

$$\delta_l(t) = \delta_{\max} \sin[\omega_{x1} t - \varphi] + A_2 \sin n(\omega_{x1} t - \varphi) \sin \omega_l t, \quad (2.19)$$

Dựa vào 2 hệ tọa độ trên, ta xác định các phương trình chuyển động của tâm khối khí cụ bay và phương trình chuyển động của khí cụ bay quanh tâm khối.

Chuyển động của tâm khối khí cụ bay xác định bởi phương trình vectơ Niuton, theo [10] được viết như sau:

$$m \ddot{\bar{V}} = m \bar{g} + \bar{R} + \bar{T}, \quad (2.20)$$

trong đó m - khối lượng khí cụ bay, V - tốc độ khí cụ bay, R - lực điều khiển tác động lên khí cụ bay, T - tổng các lực của động cơ tác động lên khí cụ bay, g - gia tốc trọng trường.

Do hệ tọa độ tốc độ $OXYZ$ quay quanh hệ tọa độ gốc $OX_g Y_g Z_g$ ($OX_g Y_g Z_g$ là hệ tọa độ cố định) với tốc độ góc Ω , công thức (2.20) theo hình 2.10 được biểu diễn như sau:

$$m \frac{d\ddot{\bar{V}}}{dt} + m \bar{\Omega} \times \bar{V} = m \bar{g} + \bar{R} + \bar{T} \quad (2.21)$$

trong đó $\frac{d\ddot{\bar{V}}}{dt}$ - đạo hàm cục bộ của vectơ tốc độ $\bar{V}$ trong hệ tọa độ tốc độ.

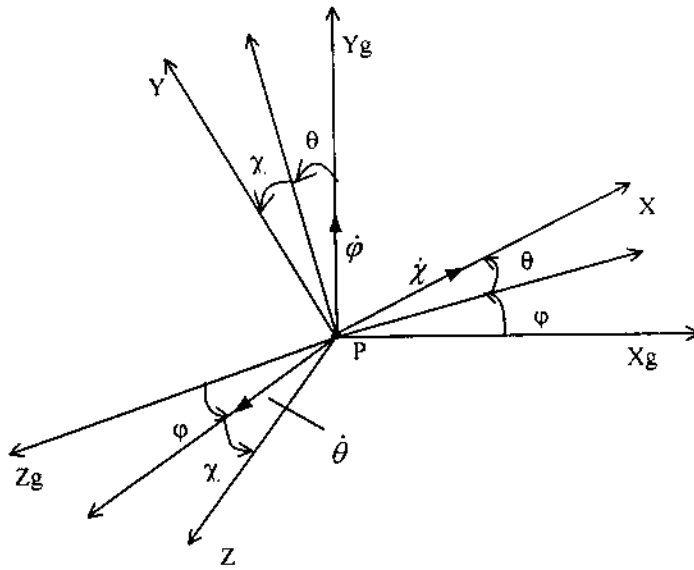
Khai triển (2.21) dưới dạng vec tơ:

$$m \dot{\bar{V}} \bar{X}^0 + m \begin{vmatrix} \bar{X}^0 & \bar{Y}^0 & \bar{Z}^0 \\ \Omega_x & \Omega_y & \Omega_z \\ V & 0 & 0 \end{vmatrix} = (mg_x - X - T_x) \bar{X}^0 + (mg_y + Y + T_y) \bar{Y}^0 + (mg_z + Z + T_z) \bar{Z}^0, \quad (2.22)$$

ở đây: Y - lực nâng; Z - lực cạnh tạo ra sự đổi hướng bay; X - lực cản; T_x, T_y, T_z - các lực đẩy thành phần được tạo nên từ động cơ đẩy.

Chiếu (2.22) lên các trục của hệ tọa độ tốc độ (hình 2.10) và chia phương trình thứ nhất cho m , còn phương trình thứ hai và thứ ba cho mV , nhận được:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -g \sin \theta - \frac{1}{m} C_x s q + \frac{T_x}{m}; \\
\Omega_x &= -\frac{g}{V} \cos \theta \sin \chi + \frac{1}{mV} (C_y s q + T_y); \\
\Omega_y &= -\frac{g}{V} \cos \theta \cos \chi + \frac{1}{mV} (C_z s q + T_z).
\end{aligned} \quad (2.23)$$



Hình 2.11. Hệ tọa độ cố định

Các thành phần $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ của vector tốc độ góc $\vec{\Omega}$ liên quan với các tốc độ góc $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\chi}$ bởi các phương trình động học Ole. Từ hình 2.11 nhận được:

$$\begin{aligned}
\Omega_x &= \dot{\varphi} \sin \theta + \dot{\chi}; \\
\Omega_y &= \dot{\varphi} \cos \theta \cos \chi + \dot{\theta} \sin \chi; \\
\Omega_z &= \dot{\theta} \cos \chi - \dot{\varphi} \cos \theta \sin \chi.
\end{aligned} \quad (2.24)$$

Từ các phương trình của (2.24) theo $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\chi}$, ta có:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \Omega_x \cos \chi + \Omega_z \sin \chi; \\ \dot{\varphi} = \frac{1}{\cos \theta} (\Omega_x \sin \chi - \Omega_z \cos \chi); \\ \dot{\chi} = \Omega_x - (\Omega_x \cos \chi - \Omega_z \sin \chi) \tan \theta \end{cases} \quad (2.25)$$

Khi các góc tấn và góc trượt nhỏ, coi lực đẩy của động cơ dọc theo trục $T_x = T_{x1}$, các lực đẩy thành phần $T_{y1} = T_{x1}\alpha$; $T_{z1} = T_{x1}\beta$ nhỏ, ta nhận được các phương trình chuyển động của tâm khối khí cụ bay từ các hệ (2.23), (2.25), như sau:

$$\dot{V} = -g_x + \frac{T_{x1}}{m} - C_x \frac{qs}{m}; \quad (a)$$

$$\Omega_z = A_\alpha \alpha + \frac{g_z}{V}; \quad (b)$$

$$\Omega_y = A_\beta \beta - \frac{g_y}{V}; \quad (c) \quad (2.26)$$

$$\dot{\theta} = \Omega_z \cos \chi + \Omega_y \sin \chi; \quad (d)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{1}{\cos \theta} (\Omega_y \cos \chi + \Omega_z \sin \chi); \quad (e)$$

$$\dot{\chi} = \Omega_x - (\Omega_y \cos \chi + \Omega_z \sin \chi) \tan \theta; \quad (g)$$

trong đó các hệ số: $A_\alpha = \frac{1}{mV} (T_{x1} + C_y^\alpha qs)$; $A_\beta = \frac{1}{m} (T_{z1} + C_z^\beta qs)$; V - tốc độ

bay; C_x - hệ số lực cản; C_y - hệ số lực nâng, $g_x = g \sin \theta$; $g_y = g \cos \theta \cos \chi$, $g_z = g \cos \theta \sin \chi$ - các thành phần gia tốc trọng trường theo các trục tương ứng; $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ -

tốc độ góc của vectơ tốc độ theo các trục OX, OY, OZ ; s - diện tích thiết diện đặc

trung, $q = \frac{\rho V^2}{2}$ - tốc áp; φ - góc hướng; θ - góc chúc ngóc; (θ - góc của vectơ vận

tốc); χ - góc nghiêng.

Từ các phân tích trên ta thấy phương trình chuyển động tâm khối của khí cụ bay điều khiển một kênh hoàn toàn giống với phương trình chuyển động tâm khối của khí cụ bay điều khiển ba kênh.

2.3. PHƯƠNG TRÌNH CHUYỂN ĐỘNG CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH QUANH TÂM KHỐI

Phương trình vectơ chuyển động của khí cụ bay quanh tâm khối có dạng:

$$\dot{\bar{K}} = \bar{L} + \bar{M}, \quad (2.27)$$

trong đó :

$\bar{K}$ - vectơ mômen động lượng của khí cụ bay ;

$\bar{L}$ - vectơ mômen các lực do động cơ tạo lên;

$\bar{M}$ - vectơ mômen các lực khí động.

Trong trường hợp các trục của hệ tọa độ liên kết trùng với các trục quán tính trung tâm chính của khí cụ bay thì mômen động lượng $\bar{K}$ có thể biểu diễn qua hình chiếu lên các trục này như sau:

$$\bar{K} = J_{xx}\omega_x\bar{x}_l^0 + J_{yy}\omega_y\bar{y}_l^0 + J_{zz}\omega_z\bar{z}_l^0 \quad (2.28)$$

trong đó : J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} - các mômen quán tính của khí cụ bay quanh các trục OX_l, OY_l, OZ_l ;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - tốc độ góc quay của khí cụ bay quanh các trục OX_l, OY_l, OZ_l ,

$\bar{x}_l^0, \bar{y}_l^0, \bar{z}_l^0$ - các vectơ đơn vị của hệ tọa độ liên kết.

Phương trình (2.27) được xây dựng trong hệ tọa độ liên kết $OX_lY_lZ_l$, do hệ tọa độ này quay với tốc độ góc $\bar{\omega}$ quanh hệ tọa độ gốc (hệ tọa độ xuất phát) nên phương trình (2.27) khi này được viết ở dạng:

$$\frac{d\bar{K}}{d\tau} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \bar{L} + \bar{M}. \quad (2.29)$$

Triển khai (2.29):

$$J_{xx} \omega_l \overline{x_l^0} + J_{yy} \omega_l \overline{y_l^0} + J_{zz} \omega_l \overline{z_l^0} + \begin{vmatrix} \overline{x_l^0} & \overline{y_l^0} & \overline{z_l^0} \\ \omega_l & \omega_l & \omega_l \\ J_{xx} \omega_l & J_{yy} \omega_l & J_{zz} \omega_l \end{vmatrix} = \quad (2.30)$$

$$\left(\dot{L}_{x1} - J_{xx} \omega_l + M_{x1} \right) \overline{x_l^0} + \left(\dot{L}_{y1} - J_{yy} \omega_l + M_{y1} \right) \overline{y_l^0} + \left(\dot{L}_{z1} - J_{zz} \omega_l + M_{z1} \right) \overline{z_l^0}.$$

Chiếu (2.30) lên hệ tọa độ liên kết, ta nhận được :

$$\begin{aligned} J_{xx} \omega_{x1} - (J_{yy} - J_{zz}) \omega_{y1} \omega_{z1} &= L_{x1} + M_{x1}, \\ J_{yy} \omega_{y1} - (J_{zz} - J_{xx}) \omega_{x1} \omega_{z1} &= L_{y1} + M_{y1}, \\ J_{zz} \omega_{z1} - (J_{xx} - J_{yy}) \omega_{x1} \omega_{y1} &= L_{z1} + M_{z1}, \end{aligned} \quad (2.31)$$

$$\begin{aligned} L_{x1} &= \dot{L}_{x1} - J_{xx} \omega_{x1}; L_{y1} = \dot{L}_{y1} - J_{yy} \omega_{y1}; L_{z1} = \dot{L}_{z1} - J_{zz} \omega_{z1}, \\ M_{x1} &= m_{x1} l_x s q; M_{y1} = m_{y1} l_y s q; M_{z1} = m_{z1} l_z s q, \end{aligned} \quad (2.32)$$

trong đó : m_{x1} ; m_{y1} ; m_{z1} - các hệ số mômen khí động không thứ nguyên phụ thuộc vào số Makha: $M = \frac{V}{a}$ (a - tốc độ âm thanh), góc tấn α , góc trượt β , các góc lệch cánh lái δ_1 , δ_e cũng như dạng khí động của khí cụ bay.

Các hệ số khí động và mô men phụ thuộc phi tuyến vào các đối số của chúng. Song, đối với các loại khí cụ bay có các góc trượt, góc tấn và góc lệch cánh lái nhỏ có thể áp dụng những công thức phụ thuộc tuyến tính để xác định các hệ số này [10]. Ta có:

$$C_Y = C_Y^a \alpha; C_Z = C_Z^\beta \beta; C_Z^\beta = C_Y^a; \quad (2.33)$$

$$m_{x1} = m_{x1}^{\delta_e} \delta_e + m_{x1}^{\omega_{x1}} \frac{l_x \omega_{x1}}{V};$$

$$m_{y1} = m_{y1}^\beta \beta + m_{y1}^{\omega_{y1}} \frac{l_y \omega_{y1}}{V} + m_{y1}^\beta \frac{l_y \dot{\beta}}{V}; \quad (2.34)$$

$$m_{z1} = m_{y1}^{\alpha} \alpha + m_{y1}^{\delta} \delta + m_{z1}^{\omega_{z1}} \frac{l_z \omega_{z1}}{V} + m_{z1}^{\dot{\alpha}} \frac{l_z \dot{\alpha}}{V}.$$

Thay các biểu thức (2.32), (2.33), (2.34) vào (2.31) và coi các thành phần mômen do động cơ tạo ra bằng không $\dot{L}_{x1} = \dot{L}_{y1} = \dot{L}_{z1} = 0$, nhận được các phương trình chuyển động của khí cụ bay quanh tâm khối như sau:

$$\dot{\omega}_{x1} + a_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} = -a_{xe} \delta_e, \quad (a)$$

$$\dot{\omega}_{y1} + a_{y1}^{\omega_{y1}} \omega_{y1} = -a_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} \omega_{z1} - a_{y1}^{\beta} \beta - a_{y1}^{\dot{\beta}} \dot{\beta}, \quad (b)$$

$$\dot{\omega}_{z1} + a_{z1}^{\omega_{z1}} \omega_{z1} = a_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} \omega_{y1} - a_{z1}^{\alpha} \alpha - a_{z1}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - a_{\delta} \delta, \quad (c)$$

(2.35)

trong đó:

$$a_{\delta_e} = -m_{x1}^{\delta_e} \frac{l_{x1} sq}{J_{x1}}, \quad a_{x1}^{\omega_{x1}} = -m_{x1}^{\omega_{x1}} \frac{l_{x1}^2 sq}{J_{x1} V}, \quad a_{x1}^{\dot{\alpha}} = -\frac{(J_{x1} - J_{y1})}{J_{y1}},$$

$$a_{x1}^{\beta} = -\frac{(J_{y1} - J_{z1})}{J_{z1}}, \quad a_{y1}^{\beta} = -m_{y1}^{\beta} \frac{lsq}{J_{y1}}, \quad a_{y1}^{\dot{\beta}} = -m_{y1}^{\dot{\beta}} \frac{lsq}{V^2},$$

$$a_{y1}^{\omega_{y1}} = -m_{y1}^{\omega_{y1}} \frac{l^2 sq}{J_{y1} V}, \quad a_{z1}^{\omega_{z1}} = -m_{z1}^{\omega_{z1}} \frac{l^2 sq}{J_{z1} V}, \quad a_{z1}^{\alpha} = -m_{z1}^{\alpha} \frac{lsq}{J_{z1}},$$

$$a_{z1}^{\dot{\alpha}} = -m_{z1}^{\dot{\alpha}} \frac{lsq}{V^2}$$

$$a_e = -\frac{sq l_{x1}}{J_{x1}} m_{x1}^{\delta_e}, \quad a_{\delta} = -\frac{sq l_{z1}}{J_{z1}} m_{z1}^{\delta}, \quad q = \frac{\rho V^2}{2}, \quad \text{là các hệ số phụ}$$

thuộc vào chế độ bay. δ_1 , δ_e - các góc lệch cánh lái và cánh liệng, ω_{x1} , ω_{y1} , ω_{z1} - tốc độ góc quay của khí cụ bay quanh tâm khối lượng theo các trục tương ứng, α , β - góc tấn, góc trượt.

Từ hệ phương trình (2.35) ta có nhận xét như sau:

- Phương trình (2.35a) phản ánh quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc không phụ thuộc vào 2 phương trình kia (không phụ thuộc vào 2 kênh kia).

- Phương trình (2.35b) không chứa góc lệch cánh lái tạo ra mômen điều khiển.

- Phương trình (2.35c) có chứa góc lệch cánh lái tạo ra mômen điều khiển.

- Do $\omega_{x1} \neq 0$ mà xuất hiện sự đan chéo giữa 2 kênh độ cao và kênh nằm ngang.

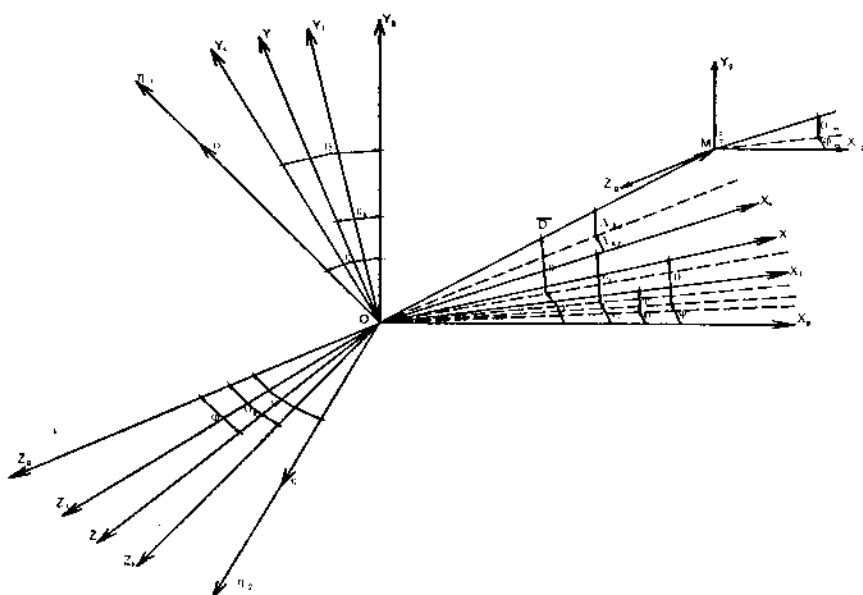
Đây chính là sự khác nhau giữa điều khiển một kênh và 2 kênh.

Chương III

KHẢO SÁT ĐẶC TÍNH ĐỘNG HỌC CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

3.1. HỆ TỌA ĐỘ

Chúng ta thấy quá trình nhận và xử lý thông tin, tạo lệnh điều khiển, điều khiển khí cụ bay chuyển động tương đối bám theo đối tượng quan sát là một quá trình phức tạp. Để thuận lợi trong việc phân tích quá trình đó, cần xét các hệ tọa độ được sử dụng khi nghiên cứu chuyển động của khí cụ bay và đối tượng quan sát trong không gian.



Hình 3.1. Hệ tọa độ

Trên hình 3.1 biểu diễn các hệ toạ độ:

- Hệ toạ độ $Ox_g Y_g Z_g$ là hệ toạ độ cố định gắn liền với mặt đất, hay còn gọi là hệ toạ độ xuất phát.

- Hệ $Ox_l Y_l Z_l$ là hệ toạ độ liên kết gắn liền với khí cụ bay (hình 3.1).

Trạng thái của khí cụ bay so với hệ toạ độ cố định là các tham số ϑ và ψ (góc của vectơ trục Ox_l của khí cụ bay). Hệ toạ độ $OXYZ$ gọi là hệ toạ độ tốc độ, nghĩa là trục OX trùng với vectơ tốc độ, trục OY vuông góc với trục OX và nằm trên mặt phẳng thẳng đứng, trục OZ vuông góc với mặt phẳng OXY và tạo với OXY hệ quay phải. Như vậy trạng thái tốc độ của khí cụ bay được xác định bởi các tham số φ, θ . Hệ toạ độ $O\xi_1 \eta_1 \zeta_1$ là hệ toạ độ gắn liền với vectơ cự ly D từ khí cụ bay đến đối tượng quan sát. Trạng thái của vectơ D được xác định bởi các góc υ, ε . Hệ toạ độ $Ox_k Y_k Z_k$ gắn liền với máy đo toạ độ đối tượng quan sát, trục Ox_k trùng với trục ngắm của máy đo toạ độ luôn luôn có xu hướng ngắm vào đối tượng quan sát, trục OY_k vuông góc với Ox_k và tương tự OZ_k tạo với Ox_k và OY_k hệ quay phải. Như vậy trạng thái của máy đo toạ độ đối tượng quan sát được xác định bởi các tham số ν_k, ε_k . Sai số trong quá trình bám sát đối tượng quan sát sẽ là:

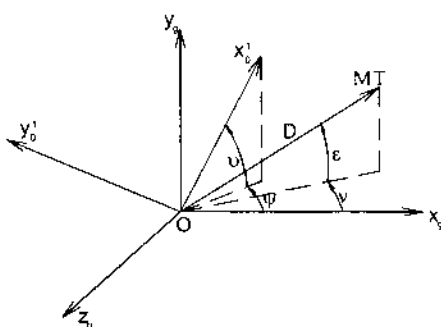
$$\begin{aligned}\Delta_{ky} &= \varepsilon - \varepsilon_k, \\ \Delta_{kx} &= \nu - \nu_k.\end{aligned}\tag{3.1}$$

Sai số điều khiển biểu diễn trên công thức (3.1) là sai số của hệ tự động bám sát đối tượng quan sát trên các hệ thống tự dẫn khí cụ bay.

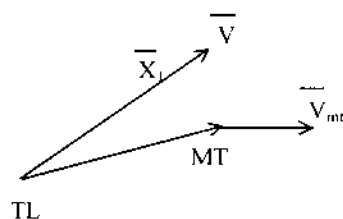
3.2. CÁC PHƯƠNG PHÁP DẪN KHÍ CỤ BAY

1. Phương pháp dẫn thẳng

Phương pháp dẫn thẳng là phương pháp luôn luôn đòi hỏi trục dọc khí cụ bay phải hướng vào đối tượng quan sát (hình 3.2, hình 3.3). M - ký hiệu đối tượng quan sát, TL - ký hiệu khí cụ bay, Ox_l - trục dọc của khí cụ bay.



Hình 3.2. Biểu diễn đối tượng quan sát trong hệ tọa độ



Hình 3.3. Biểu diễn vectơ tốc độ khí cụ bay và đối tượng quan sát

Mối liên hệ giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát được mô tả bởi phương trình vector:

$$\vec{X}_1^0 - \vec{D}^0 = 0, \quad (3.2)$$

trong đó: $\vec{X}_1^0$ - vectơ đơn vị của trục dọc khí cụ bay; $\vec{D}^0$ - vectơ đơn vị của cự ly.

Phương pháp dẫn thẳng là phương pháp đơn giản nhất theo quan điểm thực hiện kỹ thuật, bởi vì nó dễ thiết kế và không đòi hỏi những giải pháp công nghệ phức tạp. Để thực hiện phương pháp này chỉ cần làm sao cho trục dọc của máy đo tọa độ đối tượng quan sát luôn luôn trùng với trục dọc khí cụ bay và hướng vào đối tượng quan sát. Tuy đơn giản về mặt công nghệ, nhưng phương pháp này có nhược điểm là nó đòi hỏi quá tải của khí cụ bay rất lớn, lớn hơn cả quá tải của đối tượng quan sát đồng thời tỷ lệ nghịch với cự ly, khi cự ly tiến tới 0 thì quá tải tiến tới ∞ . Do đó phương pháp này không được dùng để dẫn KCBĐKMK đến đối tượng quan sát. Hình 3.2, 3.3 mô tả mối quan hệ giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát trong không gian.

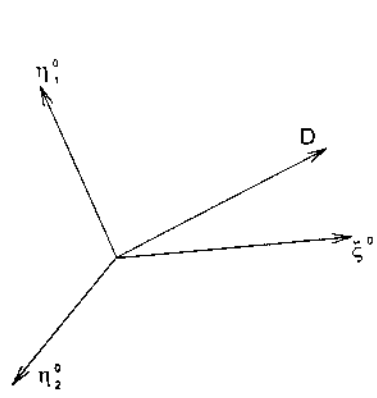
2. Phương pháp tiếp cận song song

Phương pháp tiếp cận song song là phương pháp dẫn mà hướng của vectơ cự ly D^0 trong suốt quá trình điều khiển luôn song song với nhau. Về mặt toán học ta có thể mô tả điều kiện cân bằng giữa vectơ cự ly D^0 với một

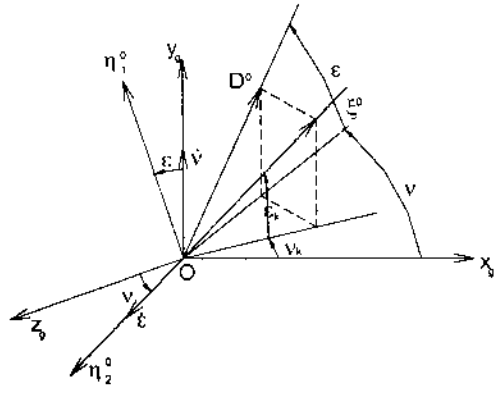
vector đơn vị ξ^0 cố định cho trước nào đó (hình 3.4, hình 3.5). Khi đó ta có mối liên hệ:

$$\overline{D}^0 - \overline{\xi}^0 = 0. \tag{3.3}$$

Phương trình (3.3) phù hợp với máy toạ độ đối tượng quan sát ổn định trong không gian theo vector ξ'' .

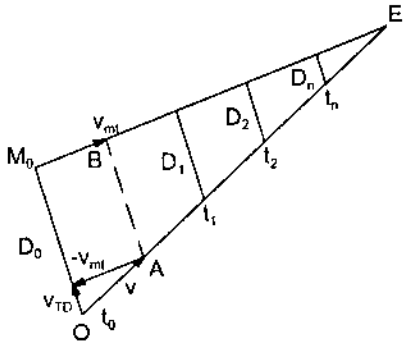


Hình 3.4. Hệ tọa độ chuẩn



Hình 3.5. Biểu diễn góc vectơ D so với hệ tọa độ cố định

Giả sử đối tượng quan sát chuyển động với tốc độ V_{mi} hướng tới điểm E, khí cụ bay chuyển động với tốc độ V cũng hướng vào điểm E như hình 3.6.



Hình 3.6. Biểu diễn phương pháp dẫn song song

Điểm E gọi là điểm gặp . Khi đó theo hình 3.6 vectơ tốc độ tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát luôn luôn hướng vào đối tượng quan sát. Vectơ này được xác định bằng biểu thức:

$$\vec{V}_{to} = \vec{V} - \vec{V}_m, \quad (3.4)$$

ở đây: $\vec{V}_{to}$ - vectơ tốc độ tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát.

Giả thiết rằng, quá trình dẫn đến một thời điểm nào đó thì bị ngừng, sau khi ngừng dẫn khí cụ bay và đối tượng quan sát chuyển động thẳng đều.

Tại thời điểm ngừng dẫn khí cụ bay và đối tượng quan sát ở vị trí O và M_0 . Điểm E là điểm cắt của các quỹ đạo bay của khí cụ bay và đối tượng quan sát. Giả sử vectơ D , V_m , V khi dẫn bằng phương pháp tiếp cận song song đều nằm trên một mặt phẳng, ta tính thời gian bay của khí cụ bay và đối tượng quan sát đến điểm gặp. Theo hình 3.6, ta có:

$$t_n = \frac{\overline{OE}}{V}, \quad t_m = \frac{\overline{M_0E}}{V_m}. \quad (3.5)$$

Vì đường thẳng AB nối các đầu mút của vectơ tốc độ khí cụ bay và đối tượng quan sát song song với đường thẳng OM và các tam giác EOM và EAB là đồng dạng, suy ra các vế phải của biểu thức (3.5) là bằng nhau. Do đó

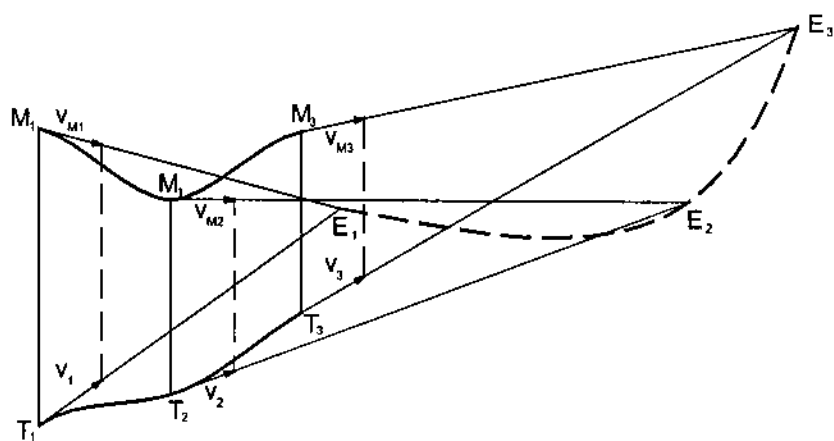
$$t_{nL} = t_m. \quad (3.6)$$

Điều đó có nghĩa là, khí cụ bay và đối tượng quan sát sau khi ngừng dẫn bằng phương pháp tiếp cận song song sẽ chuyển động thẳng đều đến điểm E một cách đồng thời, hay nói một cách khác điểm E là điểm gặp của khí cụ bay và đối tượng quan sát sau khi ngừng điều khiển bằng phương pháp tiếp cận song song. Như vậy sau khi ngừng dẫn bằng phương pháp tiếp cận song song khí cụ bay và đối tượng quan sát sẽ chuyển động thẳng đều với tỷ số tốc độ V/V_m không đổi. Nếu như sau khi ngừng dẫn, khí cụ bay và đối tượng quan sát chuyển động cong hoặc thẳng nhưng tỷ số V/V_m không phải là hằng số, thì điểm E nói chung không phải là điểm gặp của khí cụ bay với đối tượng quan sát. Bởi vậy ta cần nhấn mạnh rằng, điểm E là điểm gặp

của khí cụ bay với đối tượng quan sát chỉ đúng với một chế độ chuyển động nhất định của khí cụ bay với đối tượng quan sát, thông thường điểm E được gọi là điểm gặp tức thì. Khi đối tượng quan sát chuyển động cong hoặc không đều thì điểm đón tức thời liên tục thay đổi vị trí theo một quỹ đạo nào đó (hình 3.7).

Trên cơ sở các điều chỉ ra ở trên, phương pháp dẫn song song còn được gọi là phương pháp dẫn đến điểm đón tức thời.

Một tính chất rất quan trọng của phương pháp tiếp cận song song là vector cự ly tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát luôn luôn hướng vào đối tượng quan sát, cho nên luôn luôn đảm bảo chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát chính xác hướng vào đối tượng quan sát. Vì thế phương pháp tiếp cận song song có thể xem là phương pháp lý tưởng. Nếu đối tượng quan sát chuyển động thẳng đều thì khí cụ bay được dẫn theo phương pháp tiếp cận song song cũng sẽ chuyển động thẳng đến đối tượng quan sát. Từ phân tích trên ta thấy phương pháp dẫn song song đòi hỏi quá tải của khí cụ bay rất nhỏ, nhỏ hơn cả quá tải của đối tượng quan sát. Đó là ưu điểm cơ bản của phương pháp dẫn này. Song nó không được sử dụng để dẫn KCBĐKMK vì về mặt công nghệ đòi hỏi phức tạp.



Hình 3.7. Biểu diễn phương pháp dẫn song song khi đối tượng quan sát luôn cơ động

3. Phương pháp tiếp cận tỷ lệ

Phương pháp tiếp cận tỷ lệ là phương pháp dẫn mà tốc độ góc của vectơ cự ly D luôn có xu hướng giảm dần và tiến tới không (tức là vectơ cự ly sẽ tiến tới song song với nhau). Ta có phương trình mô tả như sau:

$$\dot{\vec{V}} - K\vec{\omega}_p = 0, \quad (3.7)$$

ở đây: $\dot{\vec{V}}$ - tốc độ góc quay của vectơ tốc độ; $\vec{\omega}_p$ - tốc độ góc quay của vectơ cự ly.

Khi dẫn bằng phương pháp tiếp cận tỷ lệ, máy đo toạ độ phải xác định được tốc độ góc của vectơ cự ly để làm tham số điều khiển. Tốc độ góc của vectơ cự ly khi dẫn bằng phương pháp này thông thường giảm rất chậm và không bao giờ đạt giá trị 0 trong quá trình điều khiển. Bởi vậy, phương pháp tiếp cận tỷ lệ thực chất khác với phương pháp tiếp cận song song. Vì phương pháp tiếp cận tỷ lệ sử dụng tốc độ góc của vectơ cự ly làm tham số điều khiển nên hướng tiếp cận đối tượng quan sát của khí cụ bay là không cho trước. Hướng đó được lựa chọn dần dần trong quá trình dẫn nhờ hệ thống điều khiển. Khi khí cụ bay lệch khỏi hướng tiếp cận ban đầu, hệ thống điều khiển không quay nó trở về hướng đó, mà chỉ quay nó sao cho giảm độ lệch của nó so với mối liên kết lý tưởng trên hướng mới tiếp cận đến đối tượng quan sát phù hợp với vị trí tức thời đã có của khí cụ bay. Phương pháp điều khiển này rất mềm dẻo, nó là phương pháp đưa dần khí cụ bay về phương pháp tiếp cận song song. Phương pháp này được sử dụng rộng rãi trong các KCBĐKMK tự dẫn.

4. Phương pháp điều khiển từ xa

Phương pháp điều khiển từ xa được ứng dụng để dẫn KCBĐKMK đến các đối tượng quan sát cố định hoặc cơ động chậm, về nguyên tắc để thực hiện phương pháp này cũng phải thiết lập mối quan hệ lên hướng của vectơ tốc độ khí cụ bay một cách trực tiếp hoặc gián tiếp. Tuy vậy, việc thiết lập

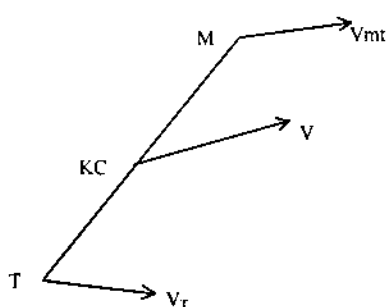
mối quan hệ trực tiếp lên vector tốc độ khí cụ bay rất khó khăn mặc dù hiện nay với nền công nghệ phát triển. Trong các hệ thống điều khiển xa đơn giản nhất có thể chỉ cần đo tọa độ khí cụ bay tương đối so với đài điều khiển. Do đó có thể chỉ cần thiết lập mối liên hệ đến vector cự ly của khí cụ bay. Chính đó là thiết lập mối liên hệ gián tiếp lên tốc độ của khí cụ bay. Thực chất là phải thiết lập mối liên hệ vector cự ly khí cụ bay và vector cự ly của đối tượng quan sát.

$$\begin{aligned} F_1\{D_{KC}, D_M, t\} &= 0, \\ F_2\{D_{KC}, D_M, t\} &= 0, \end{aligned} \quad (3.8)$$

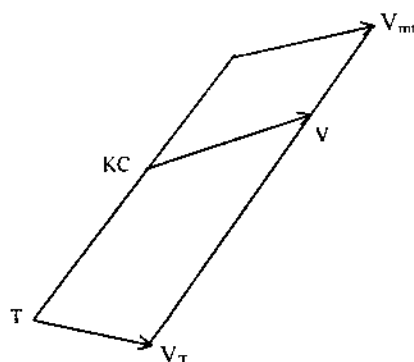
trong đó : D_{KC} - cự ly từ đài điều khiển đến khí cụ bay; D_M - cự ly từ đài điều khiển tới vị trí tức thời của đối tượng quan sát.

Phương pháp đơn giản nhất đối với hệ thống điều khiển xa là phương pháp 3 điểm. Phương pháp này đòi hỏi khí cụ bay luôn luôn nằm trên đường thẳng nối giữa đài điều khiển và đối tượng quan sát (hình 3.8). Phương pháp này còn có tên là phương pháp trùng hợp hay phương pháp "che khuất" đối tượng quan sát.

Nếu đài điều khiển đặt trên máy bay hay trên các khí cụ bay khác trong vũ trụ thì việc cơ động đài điều khiển có thể đảm bảo điều khiển được bằng phương pháp 3 điểm. Trong trường hợp riêng, nếu đài điều khiển cơ động sao cho vector cự ly đến đối tượng quan sát chuyển động tịnh tiến song song với hướng ban đầu thì phương pháp 3 điểm đảm bảo cho khí cụ bay tiếp cận song song đến đối tượng quan sát (hình 3.9).



Hình 3.8. Mô tả phương pháp 3 điểm



Hình 3.9. Điều khiển theo phương pháp song song

M - đối tượng quan sát, KC - khí cụ bay; T - đài điều khiển; V_T - tốc độ đài điều khiển,

V_M - tốc độ đối tượng quan sát; V - tốc độ khí cụ bay.

Nếu đài điều khiển không cơ động hoặc cơ động rất chậm hoặc tốc độ tương đối so với tốc độ cơ động của đối tượng quan sát chậm thì ứng dụng phương pháp 3 điểm rất khó khăn, khi ấy ta phải dùng đến phương pháp bắn đón.

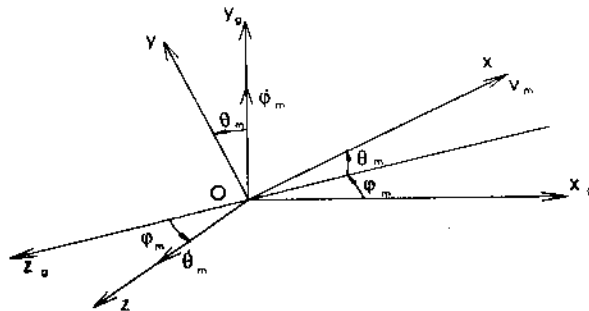
Nhận xét: Từ các phương pháp dẫn được phân tích trên ta thấy khí cụ bay có thể dẫn theo 2 phương pháp:

- Phương pháp tiếp cận tỷ lệ được sử dụng để điều khiển khí cụ bay đến các đối tượng quan sát cơ động nhanh.

- Phương pháp 3 điểm được sử dụng khi dẫn khí cụ bay điều khiển 1 kênh đến các đối tượng quan sát cố định hoặc cơ động chậm.

3.3. THAM SỐ CHUYỂN ĐỘNG CỦA ĐỐI TƯỢNG QUAN SÁT

Đặc trưng cơ bản về chuyển động của đối tượng quan sát là tốc độ $\vec{V}_m$, quá tải ngang n_m hoặc là gia tốc ngang $\vec{j}_m$. Quá tải ngang là tham số điển hình nhất về tính cơ động của đối tượng quan sát. Trên hình 3.10 mô tả mối quan hệ giữa vectơ tốc độ đối tượng quan sát với các tham số về góc của vectơ tốc độ khí cụ bay và các đạo hàm của nó.



Hình 3.10. Biểu diễn vectơ vận tốc

Có thể biểu diễn được mối quan hệ đó qua biểu thức sau:

$$\begin{aligned} n_{ym} &= \frac{V_m}{g} \frac{d\theta_m}{dt} + \cos \theta_m, \\ n_{zm} &= \frac{V_m}{g} \cos \theta_m \frac{d\varphi_m}{dt}, \end{aligned} \quad (3.9)$$

trong đó: n_{ym} , n_{zm} - quá tải ngang của đối tượng quan sát theo các trục OY và OZ; θ_m , φ_m - góc của vectơ tốc độ đối tượng quan sát.

Từ (3.9) ta có được:

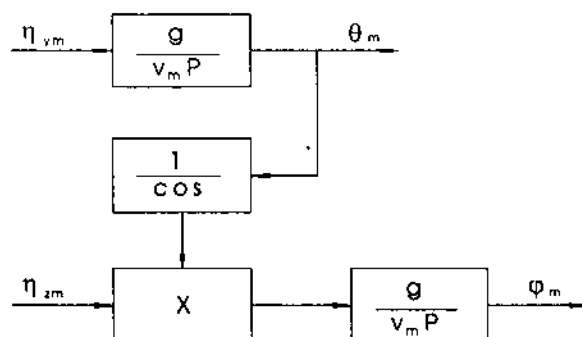
$$\begin{aligned} \frac{d\theta_m}{dt} &= \frac{gn_{ym}}{V_m} - \frac{g}{V_m} \cos \theta_m, \\ \frac{d\varphi_m}{dt} &= \frac{-g}{V_m \cos \theta_m} n_{zm}. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Vì $g \ll V_m$ nên phương trình (3.10) nhận dạng đơn giản hơn:

$$\begin{aligned} \frac{d\theta_m}{dt} &= \frac{gn_{ym}}{V_m}, \\ \frac{d\varphi_m}{dt} &= \frac{-g}{V_m \cos \theta_m} n_{zm}. \end{aligned} \quad (3.11)$$

Từ hệ phương trình (3.11) ta có sơ đồ cấu trúc của khâu động học thể hiện cơ động của đối tượng quan sát như hình 3.11.

Đầu vào là quá tải ngang của đối tượng quan sát, đầu ra là góc của vectơ tốc độ đối tượng quan sát.



Hình 3.11. Sơ đồ cấu trúc khâu động học của đối tượng quan sát

3.4. PHƯƠNG TRÌNH ĐỘNG HỌC CHUYỂN ĐỘNG TƯƠNG ĐỐI GIỮA KHÍ CỤ BAY VÀ ĐỐI TƯỢNG QUAN SÁT KHI TỰ DẪN

Khi nghiên cứu, áp dụng các phương pháp tự dẫn khí cụ bay, cần nghiên cứu chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát mà đặc trưng của nó là vectơ cự ly (khoảng cách từ khí cụ bay đến đối tượng quan sát). Vectơ này được xác định bằng phương trình động học:

$$\dot{\vec{D}} = \vec{V}_{mi} - \vec{V}, \quad (3.12)$$

trong đó $\vec{V}_{mi}$ - vectơ tốc độ đối tượng quan sát, $\vec{V}$ - vectơ tốc độ khí cụ bay. Phương trình (3.12) phản ánh biến thiên của vectơ cự ly.

Xét chuyển động tương đối của khí cụ bay tự dẫn và đối tượng quan sát trong hệ toạ độ gắn liền với vectơ cự ly. Để có được phương trình vectơ động học trong hệ toạ độ quay, biểu diễn đạo hàm tuyệt đối của vectơ cự ly qua đạo hàm cục bộ và tốc độ góc quay hệ toạ độ ω_k , ta có biểu thức sau :

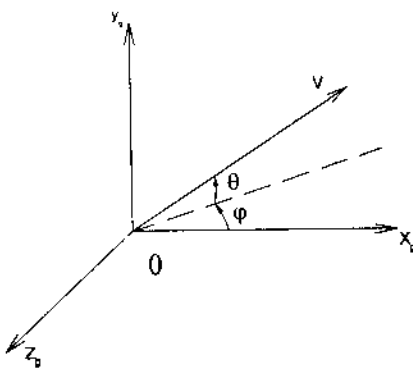
$$\frac{d\vec{D}}{dt} = \frac{\tilde{d}\vec{D}}{dt} + \vec{\omega}_k \times \vec{D}. \quad (3.13)$$

Thay biểu thức (3.12) vào (3.13) ta được:

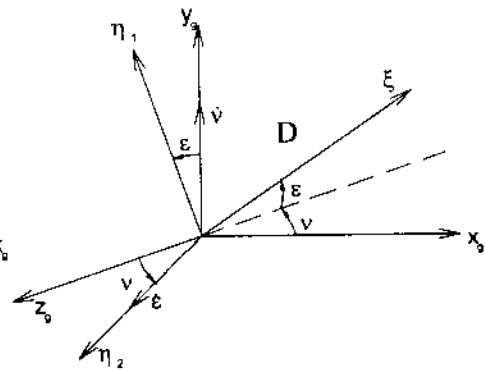
$$\frac{\tilde{d}\vec{D}}{dt} + \vec{\omega}_k \times \vec{D} = \vec{V}_{mi} - \vec{V}. \quad (3.14)$$

Phương trình (3.12) hoặc (3.14) là phương trình vectơ động học tổng quát.

Thông thường, các phương trình đó được viết trong hệ toạ độ cầu, nghĩa là mỗi một vectơ được đặc trưng bằng môđun của nó và 2 góc xác định hướng. Hướng vectơ tốc độ khí cụ bay $\vec{V}$ được xác định bởi các góc φ và θ tương ứng trong hệ toạ độ mặt đất. Tương tự, hướng vectơ tốc độ đối tượng quan sát được xác định bởi các góc φ_m và θ_m , còn các hướng vectơ cự ly là ν và ϵ (hình 3.12, 3.13).



Hình 3.12. Biểu diễn góc vectơ
tốc độ khí cụ bay



Hình 3.13. Biểu diễn góc của
vectơ cự ly

Để có được hệ tọa độ $O\xi\eta_1\eta_2$, mà trục $O\xi$ trùng với vectơ cự ly D , trục η_1 lấy trong mặt phẳng ξy_0 , trục η_2 vuông góc với mặt phẳng $O\xi\eta_1$, sao cho hệ $O\xi\eta_1\eta_2$ là hệ thuận. Ký hiệu $\xi^0, \eta_1^0, \eta_2^0$ là vectơ đơn vị của trục ξ, η_1, η_2 tương ứng. Từ đó có hình chiếu của vectơ trong phương trình (3.12) và (3.14) lên các hệ tọa độ trên như bảng 3.1.

Bảng 3.1

Vectơ Trục	D	ω_k	$\omega_k \times D$	V	V_m
ξ	D	$\dot{v} \sin \varepsilon$	0	$V \xi^0$	$V_m \xi^0$
η_1	0	$\dot{v} \cos \varepsilon$	$D \dot{\varepsilon}$	$V \eta_1^0$	$V_m \eta_1^0$
η_2	0	$\dot{\varepsilon}$	$-D \dot{v} \cos \varepsilon$	$V \eta_2^0$	$V_m \eta_2^0$

Từ bảng 3.1 ta có các thành phần của phương trình vectơ (3.14) như sau:

$$\begin{aligned}
\dot{D} &= \bar{V}_m \bar{\xi}^0 - \bar{V} \bar{\xi}^0, \\
D.\dot{\varepsilon} &= \bar{V}_m \bar{\eta}_1^0 - \bar{V} \bar{\eta}_1^0, \\
D.v \cos \varepsilon &= -\bar{V}_m \bar{\eta}_2^0 + \bar{V} \bar{\eta}_2^0.
\end{aligned}
\tag{3.15}$$

Tính các tích vô hướng nằm trong các phương trình của (3.14) theo (hình 3.12), lập bảng 3.2 bằng phép chiếu các vectơ $\bar{\xi}^0, \bar{\eta}_1^0, \bar{\eta}_2^0, \bar{V}, \bar{V}_m$ trong hệ tọa độ trái đất $0X_g Y_g Z_g$. Đồng thời xác định hướng của vectơ tốc độ đối tượng quan sát V_m trong hệ tọa độ trái đất bằng các góc φ_m, θ_m (hình 3.13).

Bảng 3.2

Vector Trục	ξ^0	η_1^0	η_2^0	V	V_m
x_g	$\cos \varepsilon \cos \nu$	$-\sin \varepsilon \cos \nu$	$\sin \nu$	$V \cos \theta \cos \varphi$	$V_m \cos \theta_m \cos \varphi_m$
y_g	$\sin \varepsilon$	$\cos \varepsilon$	0	$V \sin \theta$	$V_m \sin \theta_m$
z_g	$-\cos \varepsilon \sin \nu$	$\cos \varepsilon \sin \nu$	$\cos \nu$	$-V \cos \theta \sin \varphi$	$-V_m \cos \theta_m \sin \varphi_m$

Theo bảng 3.2, ta nhận được:

$$\begin{aligned}
\bar{V} \bar{\xi}^0 &= V [\cos \theta \cos \varepsilon \cos (\varphi - \nu) + \sin \theta \sin \varepsilon], \\
\bar{V} \bar{\eta}_1^0 &= V [\sin \theta \cos \varepsilon - \cos \theta \sin \varepsilon \cos (\varphi - \nu)], \\
\bar{V} \bar{\eta}_2^0 &= -V \cos \theta \sin (\varphi - \nu), \\
\bar{V}_m \bar{\xi}^0 &= V_m [\cos \theta_m \cos \varepsilon \cos (\varphi_m - \nu) + \sin \theta_m \sin \varepsilon], \\
\bar{V}_m \bar{\eta}_1^0 &= V_m [\sin \theta_m \cos \varepsilon - \cos \theta_m \sin \varepsilon \cos (\varphi_m - \nu)], \\
\bar{V}_m \bar{\eta}_2^0 &= -V_m \cos \theta_m \sin (\varphi_m - \nu).
\end{aligned}
\tag{3.16}$$

Kết hợp các hệ phương trình (3.16) và (3.15), chúng ta có được hệ phương trình mô tả chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát như sau:

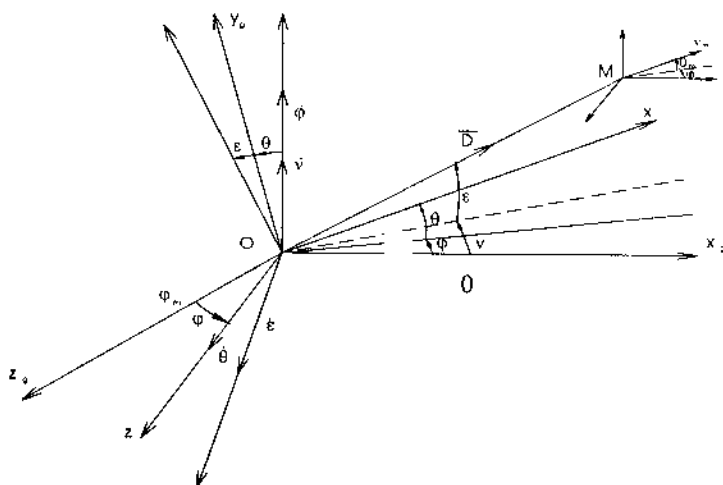
$$\begin{aligned}\dot{D} &= V_m [\cos \theta_m \cos \varepsilon \cos(\varphi_m - \psi_m) + \sin \varepsilon] - \\ &\quad - V [\cos \theta \cos \varepsilon \cos(\varphi - \psi) + \sin \theta \sin \varepsilon], \\ \dot{\varepsilon} &= \frac{V_m}{D} [\sin \theta \cos \varepsilon - \cos \theta_m \sin \varepsilon \cos(\varphi_m - \psi)] - \\ &\quad - \frac{V}{D} [\sin \theta \cos \varepsilon - \cos \theta \sin \varepsilon \cos(\varphi - \psi)], \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{D \cos \varepsilon} [V_m \cos \theta_m \sin(\varphi_m - \psi) - V \cos \theta \sin(\varphi - \psi)].\end{aligned}\quad (3.17)$$

Từ hệ phương trình (3.17), xác định được tốc độ góc của vectơ cự ly trên hai mặt phẳng ngang và đứng là $\dot{\psi}$ và $\dot{\varepsilon}$, chúng được thể hiện trên hình 3.14. Để điều khiển khí cụ bay theo phương pháp tiếp cận tỷ lệ, phải đo được tốc độ góc này và tạo lệnh điều khiển tỷ lệ với nó.

Khi đối tượng quan sát và khí cụ bay chuyển động trong một mặt phẳng, giả sử đối tượng quan sát và khí cụ bay chuyển động trong mặt phẳng ngang $Ox_y Z_y$ ta sẽ có $\theta_m = \theta = \varepsilon = 0$, khi đó trong hệ (3.17) sẽ không có phương trình 2 mà chỉ tồn tại phương trình 1 và phương trình 3 ở dạng:

$$\begin{aligned}\dot{D} &= V_m \cos(\varphi_m - \psi) - V \cos(\varphi - \psi), \\ D \dot{\psi} &= V_m \sin(\varphi_m - \psi) - V \sin(\varphi - \psi).\end{aligned}\quad (3.18)$$

Nếu đối tượng quan sát không chuyển động trong mặt phẳng $Ox_y Z_y$ mà lệch ít so với nó thì các góc θ_m , θ và ε sẽ nhỏ. Khi ấy có thể xem $\cos \theta_m \approx \cos \theta \approx \cos \varepsilon \approx 1$, tích của các giá trị nhỏ $\sin \theta \sin \varepsilon$ và $\sin \theta_m \sin \varepsilon$ trong công thức 3.16 a sẽ được bỏ qua. Các phương trình (3.17a, c) cũng có thể biểu diễn gần đúng qua các phương trình (3.18). Như vậy khi đối tượng quan sát và khí cụ bay chuyển động trên một mặt phẳng thì phương trình (3.18) là phương trình động học phản ánh chuyển động của chúng, nhưng khi khí cụ bay chuyển động gần mặt phẳng đó thì phương trình (3.18) là phương trình gần đúng.



Hình 3.14. Biểu diễn vị trí của đối tượng quan sát

Khi khí cụ bay và đối tượng quan sát chuyển động trên mặt phẳng OX_gY_g thì các góc $\varphi_m = \varphi = \nu = 0$ phương trình thứ 1 và thứ 2 có dạng :

$$\begin{aligned} \dot{D} &= V_m \cos(\theta_m - \varepsilon) - V \cos(\theta - \varepsilon), \\ D\dot{\varepsilon} &= V_m \sin(\theta_m - \varepsilon) - V \sin(\theta - \varepsilon). \end{aligned} \quad (3.19)$$

Các phương trình trên sẽ đúng hoặc gần đúng khi khí cụ bay và đối tượng quan sát chuyển động trên mặt phẳng OX_gY_g hoặc lệch ít so với mặt phẳng đó để cho $\cos(\varphi_m - \nu) \approx \cos(\varphi - \nu) \approx 1$.

Nếu đối tượng quan sát chuyển động trong mặt phẳng OX_gZ_g thì tín hiệu đầu ra của máy đo tọa độ tỷ lệ với $\dot{\nu}$, còn khi đối tượng quan sát chuyển động trên mặt phẳng OX_gY_g , tín hiệu đầu ra tỷ lệ với $\dot{\varepsilon}$ và nếu đối tượng quan sát chuyển động trong không gian hai mặt phẳng thì tín hiệu đầu ra sẽ phải tỷ lệ với $\dot{\nu}$ và $\dot{\varepsilon}$.

3.5. PHƯƠNG TRÌNH CHUYỂN ĐỘNG TƯƠNG ĐỐI GIỮA KHÍ CỤ BAY VÀ ĐỐI TƯỢNG QUAN SÁT KHI ĐIỀU KHIỂN TỪ XA

1. Phương trình trạng thái của vectơ cự ly khí cụ bay

Thiết lập mối quan hệ thông qua chuyển động của khí cụ bay, đài điều khiển và đối tượng quan sát. Vị trí tâm khối của khí cụ bay điều khiển từ xa

trong hệ toạ độ gắn liền với đài điều khiển được xác định bằng vectơ cự ly D_{KC} . Rõ ràng rằng, tốc độ biến thiên của vectơ cự ly đó bằng tốc độ biến thiên của khí cụ bay tương đối so với đài điều khiển T :

$$\dot{\vec{D}}_{KC} = \vec{V} - \vec{V}_T, \quad (3.20)$$

trong đó: V - tốc độ khí cụ bay, V_T - tốc độ đài điều khiển. Nếu chuyển động của khí cụ bay được khảo sát trên hệ toạ độ quay với tốc độ ω_T có thể biểu diễn đạo hàm tuyệt đối của vectơ D_{KC} qua đạo hàm riêng và tốc độ góc của hệ toạ độ bằng công thức:

$$\frac{dD_{KC}}{dt} = \frac{d\tilde{D}}{dt} + \omega_T x D_{KC}, \quad (3.21)$$

hoặc được viết dưới dạng:

$$\frac{d\tilde{D}}{dt} + \omega_T x D_{KC} = V - V_T. \quad (3.22)$$

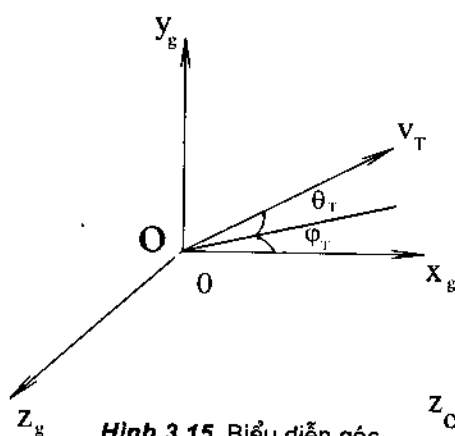
Phương trình (3.20) hoặc (3.22) là phương trình vectơ động học tổng quát của chuyển động khí cụ bay trong không gian, từ đó có thể nhận được các phương trình thành phần bằng cách chiếu lên các trục của hệ toạ độ. Như trên đã xác định hướng của vectơ tốc độ khí cụ bay V là các góc φ_{KC} và θ_{KC} tương đối so với hệ toạ độ mặt đất $OXgYgZg$. Như vậy hoàn toàn có thể xác định hướng của vectơ chuyển động của đài điều khiển qua tham số φ_T và θ_T (hình 3.15). Hướng của vectơ cự ly khí cụ bay D_{KC} được xác định bằng φ_{KC} , θ_{KC} (hình 3.16). Để rút ra được phương trình động học vô hướng chọn một hệ toạ độ vuông góc quay phải $O\xi_1\eta_1\eta_2$, hướng trục ξ_1 theo vectơ cự ly của khí cụ bay, trục η_1 trên mặt phẳng $O\xi_1Yg$, trục η_2 trên mặt phẳng $OXgYg$.

Tương tự như mục 3.4 ta có:

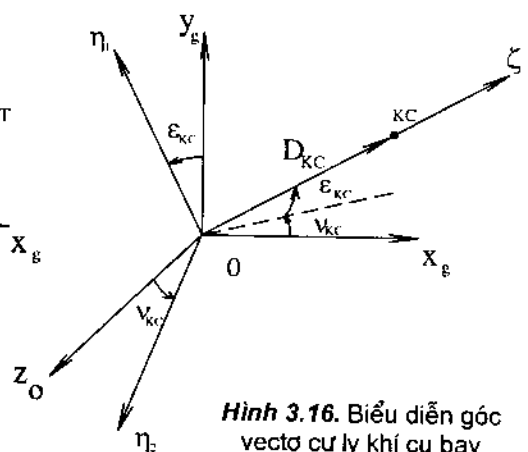
$$\dot{D}_{KC} = V\zeta^0 - V_T\zeta^0, \quad (3.23)$$

$$D_{KC}\dot{\varepsilon}_{KC} = V\eta_1^0 - V_T\eta_1^0, \quad (3.24)$$

$$D_{KC}\dot{\nu}_{KC}\cos\varepsilon_{KC} = -V\eta_2^0 + V_T\eta_2^0. \quad (3.25)$$



Hình 3.15. Biểu diễn góc vectơ tốc độ trạm điều khiển



Hình 3.16. Biểu diễn góc vectơ cự ly khí cụ bay

Phương trình biểu diễn các thành phần của vectơ tốc độ khí cụ bay như sau:

$$V_{\zeta}^0 = V[\cos\theta_{KC}\cos\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC}) + \sin\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}], \quad (3.26)$$

$$V_{\eta_1}^0 = V[\sin\theta_{KC}\cos\epsilon_{KC} - \cos\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC})], \quad (3.27)$$

$$V_{\eta_2}^0 = -V\cos\theta_{KC}\sin(\varphi_{KC} - v_{KC}). \quad (3.28)$$

Phương trình biểu diễn các thành phần của vectơ tốc độ đài điều khiển:

$$V_T\zeta^0 = V_T[\cos\theta_T\cos\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC}) + \sin\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}], \quad (3.29)$$

$$V_T\eta_1^0 = V_T[\sin\theta_{KC}\cos\epsilon_{KC} - \cos\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC})], \quad (3.30)$$

$$V_T\eta_2^0 = -V_T\cos\theta_{KC}\sin(\varphi_{KC} - v_{KC}). \quad (3.31)$$

Thay các biểu thức (3.26)-(3.31) vào (3.23) - (3.25) ta được:

$$\dot{D}_{KC} = V[\cos\theta_{KC}\cos\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC}) + \sin\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}] - V_T[\cos\theta_T\cos\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC}) + \sin\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}], \quad (3.32)$$

$$D_{KC}\dot{\epsilon}_{KC} = V[\sin\theta_{KC}\cos\epsilon_{KC} - \cos\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC})] - V_T[\sin\theta_{KC}\cos\epsilon_{KC} - \cos\theta_{KC}\sin\epsilon_{KC}\cos(\varphi_{KC} - v_{KC})], \quad (3.33)$$

$$D_{KC} \dot{v}_{KC} \cos \varepsilon_{KC} = V \cos \theta_{KC} \sin(\varphi_{KC} - v_{KC}) - V_T [\cos \theta_{KC} \sin(\varphi_{KC} - v_{KC})]. \quad (3.34)$$

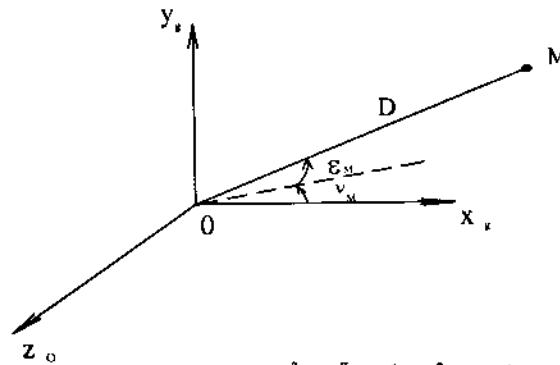
Nếu đài điều khiển cố định ($V_T = 0$) thì phương trình trên được biểu diễn như sau:

$$\dot{D}_{KC} = V [\cos \theta_{KC} \cos \varepsilon_{KC} \cos(\varphi_{KC} - v_{KC}) + \sin \theta_{KC} \sin \varepsilon_{KC}], \quad (3.35)$$

$$D_{KC} \dot{\varepsilon}_{KC} = V [\sin \theta_{KC} \cos \varepsilon_{KC} - \cos \theta_{KC} \sin \varepsilon_{KC} \cos(\varphi_{KC} - v_{KC})], \quad (3.36)$$

$$D_{KC} \dot{v}_{KC} \cos \varepsilon_{KC} = V \cos \theta_{KC} \sin(\varphi_{KC} - v_{KC}). \quad (3.37)$$

2. Phương trình trạng thái của vectơ cự ly đối tượng quan sát



Hình 3.17. Biểu diễn góc của vectơ cự ly đối tượng quan sát

Từ hình 3.17, tương tự như trên ta có phương trình trạng thái của vectơ cự ly đối tượng quan sát tương đối so với đài điều khiển:

$$\begin{aligned} \dot{D}_M = & V_M [\cos \theta_M \cos \varepsilon_M \cos(\varphi_M - v_M) + \sin \theta_M \sin \varepsilon_M] - \\ & V_T [\cos \theta_T \cos \varepsilon_M \cos(\varphi_M - v_M) + \sin \theta_M \sin \varepsilon_M], \end{aligned} \quad (3.38)$$

$$\begin{aligned} D_M \dot{\varepsilon}_M = & V_M [\sin \theta_M \cos \varepsilon_M - \cos \theta_M \sin \varepsilon_M \cos(\varphi_M - v_M)] - \\ & V_T [\sin \theta_M \cos \varepsilon_M - \cos \theta_M \sin \varepsilon_M \cos(\varphi_M - v_M)], \end{aligned} \quad (3.39)$$

$$D_M \dot{v}_M \cos \varepsilon_M = V_M \cos \theta_M \sin(\varphi_M - v_M) - V_T \cos \theta_M \sin(\varphi_M - v_M). \quad (3.40)$$

Khi đài điều khiển không cơ động thì:

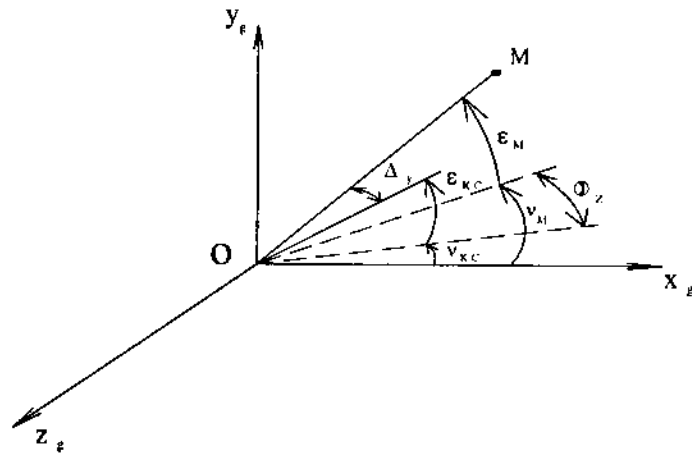
$$\dot{D}_M = V_M [\cos \theta_M \cos \varepsilon_M \cos(\varphi_M - v_M) + \sin \theta_M \sin \varepsilon_M], \quad (3.41)$$

$$D_M \dot{\varepsilon}_M = V_M [\sin \theta_M \cos \varepsilon_M - \cos \theta_M \sin \varepsilon_M \cos(\varphi_M - v_M)], \quad (3.42)$$

$$D_M \dot{v}_M \cos \varepsilon_M = V_M \cos \theta_M \sin(\varphi_M - v_M). \quad (3.43)$$

- Sai số điều khiển KCBĐKMK theo phương pháp 3 điểm :

Hình 3.18 thể hiện sai số điều khiển theo phương pháp 3 điểm.



Hình 3.18. Biểu diễn sai số

Theo hình 3.18, xác định được sai số điều khiển trong không gian:

$$\Delta_Y = \varepsilon_M - \varepsilon_{KC}.$$

$$\Delta_Z = v_M - v_{KC}. \quad (3.44)$$

Sai số trên có thể biểu diễn dưới dạng:

$$\Delta = \Delta_Z + i\Delta_Y. \quad (3.45)$$

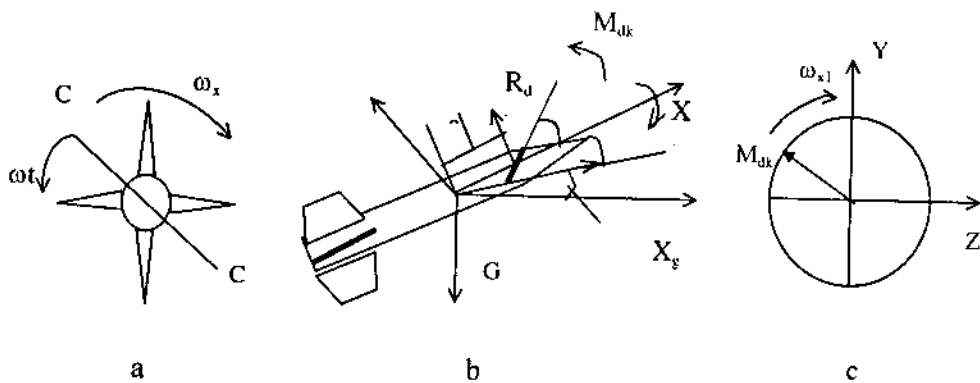
3.6. LỰC VÀ MÔMEN ĐIỀU KHIỂN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Trong chương II đã chứng minh luật điều khiển KCBĐKMK khi hệ thống làm việc theo nguyên lý cực đại có dạng hàm dấu:

$$\delta_{dk}(t) = \delta_{\max} \sin(\omega_{x1}t - B_0), \quad (3.46)$$

trong đó: $\delta_{\max}$ - góc lệch cực đại của cánh lái, bị giới hạn bởi giá trị lệch tới hạn cho phép để không gây ra thất tốc khí cụ bay; ω_{x1} - tốc độ quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc, B_0 - hằng số phụ thuộc vào trạng thái của khí cụ bay.

Để phân tích quá trình tạo lực và mômen điều khiển đối với KCBĐKMK, xét quá trình chuyển động có điều khiển của khí cụ bay trong không gian như hình 3.19.



Hình 3.19. Dạng động học và mômen điều khiển

Khi chuyển động khí cụ bay quay quanh trục dọc với tốc độ góc ω_{x1} , mặt phẳng cánh lái $C - C$ cũng quay theo, đồng thời cánh lái liên tục lật theo luật điều khiển (3.46). Lực khí động tác động lên cánh lái tạo ra mômen tổng hợp $\vec{M}_{dk}$ điều khiển khí cụ bay. Theo hình 3.19b tại mọi thời điểm, lực khí động tác động lên cánh lái được xác định bằng biểu thức sau:

$$R_{dk} = c^\delta \frac{\rho V^2 S}{2} \delta_{dk}(t) \cdot \sin(\omega_{x1}t - \varphi), \quad (3.47)$$

trong đó: S - diện tích cánh lái; ρ - mật độ không khí; V - tốc độ khí cụ bay; c^δ - hệ số khí động của cánh lái phụ thuộc vào số Mach (M); φ - góc lệch pha.

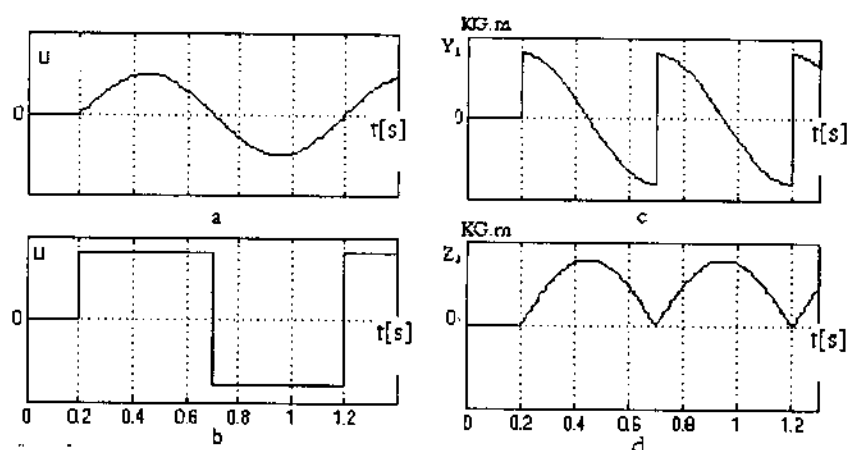
Từ các biểu thức (3.46), (3.47) và hình 3.19c, nhận được biểu thức xác định mômen điều khiển khí cụ bay như sau:

$$M_{dk} = -m^{\delta_p} \cdot R_{dk} \cdot l = -m^{\delta_p} c^{\delta} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \operatorname{sign}[\sin(\omega_{x1} t - B_0)] \sin(\omega_{x1} t - \varphi), \quad (3.48)$$

trong đó : l - khoảng cách giữa tâm khối và điểm đặt lực điều khiển;

m^{δ} - hệ số mômen khí động phụ thuộc vào số M , $\delta \dots$

Biểu diễn mô men điều khiển (3.48) theo các trục OY_1 và OZ_1 khi $B_0 = \varphi = 0$, ta nhận được biểu đồ như hình 3.20.



Hình 3.20. Biến dạng mômen điều khiển

a, b - luật điều khiển cánh lái; c, d - biểu đồ mômen điều khiển theo mặt phẳng ngang và đứng.

Từ biểu đồ hình 3.20, thấy rằng trong một chu kỳ quay của khí cụ bay, cánh lái lật một lần (hình 3.20b). Ở nửa chu kỳ thứ nhất giả sử góc lệch cánh lái dương (quay lên trên) sẽ điều khiển khí cụ bay chuyển động lên. Khi khí cụ bay bắt đầu quay sang nửa chu kỳ quay thứ 2 thì cánh lái lật (đảo dấu) và nó lại quay lên trên làm cho khí cụ bay tiếp tục chuyển động lên. Mômen điều khiển theo mặt phẳng đứng là các phần tạo bởi đường biểu đồ mômen

với trục hoành (hình 3.20d), các phần này nằm hoàn toàn ở phía trên trục hoành do đó diện tích của chúng đạt cực đại, mômen điều khiển sẽ cực đại. Mômen điều khiển theo mặt phẳng ngang được giới hạn bởi đường biểu đồ mômen với trục hoành. Nó gồm các phần bằng nhau nằm trên và dưới trục hoành (hình 3.20c), tổng diện tích của chúng trong một chu kỳ quay bằng không, mômen điều khiển bằng không.

Như vậy khi điều khiển theo một kênh, khí cụ bay sẽ chuyển động zích zắc trong không gian nhưng sau mỗi chu kỳ quay, nó lại lệch được một lượng nào đó. Có thể coi quá trình điều khiển KCBĐKMK là điều khiển theo các chu kỳ quay liên tiếp nhau, do đó chúng ta sẽ nghiên cứu quá trình điều khiển trong một chu kỳ quay. Theo biểu đồ mômen hình 3.20 và phân tích trên, chúng ta thấy trong một chu kỳ quay mômen tổng hợp để điều khiển khí cụ bay chính là tích phân xác định của biểu thức (3.48) theo thời gian, ta có [40]:

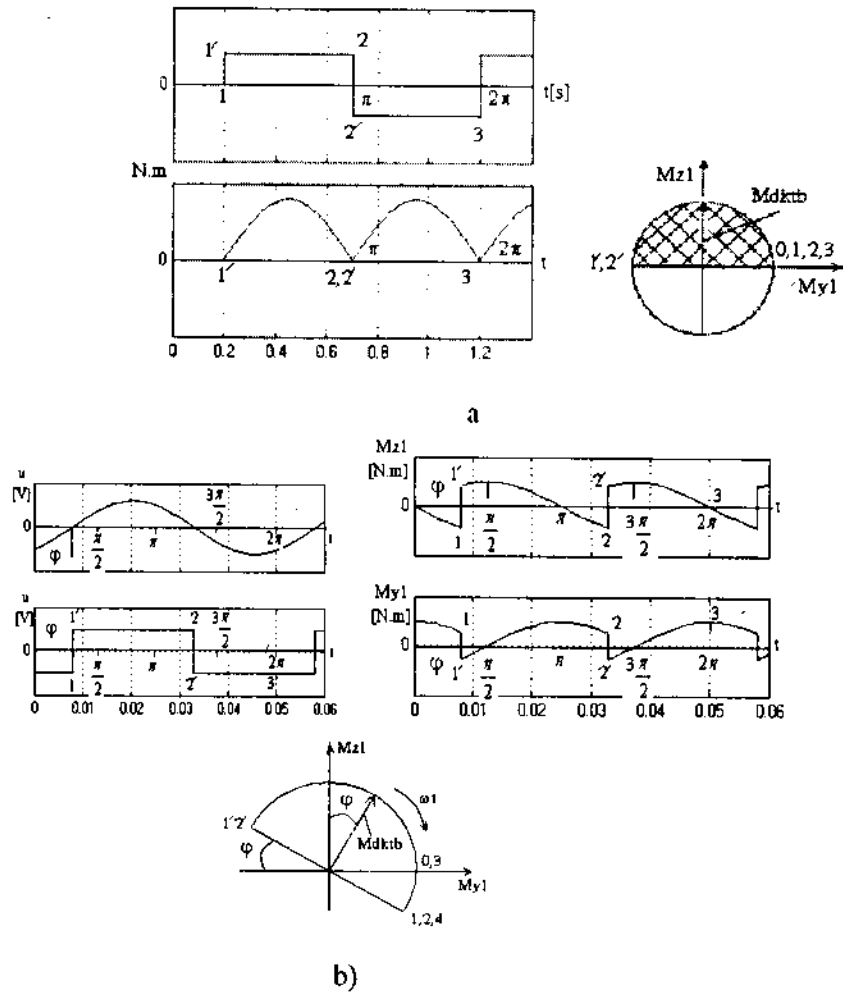
$$\begin{aligned} M_{dk} &= - \int_0^T [m^{\delta_r} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \cdot \text{sign}[\sin(\omega_{x1}t - \varphi)] \sin(\omega_{x1}t - \varphi) dt = \\ &= -m^{\delta_r} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \int_0^T \text{sign}[\sin(\omega_{x1}t - \varphi)] \sin(\omega_{x1}t - \varphi) dt, \end{aligned} \quad (3.49)$$

trong đó: T - chu kỳ quay của khí cụ bay quanh trục dọc.

Chia biểu thức (3.49) cho T , nhận được mômen điều khiển trung bình trong một chu kỳ quay của khí cụ bay. Mômen này đặc trưng cho lượng điều khiển trong một chu kỳ quay.

$$M_{dkTB} = - \frac{1}{T} m^{\delta_r} S \frac{\rho V^2}{2} l \delta_{\max} \int_0^T \text{sign}[\sin(\omega_{x1}t - \varphi)] \sin(\omega_{x1}t - \varphi) dt. \quad (3.50)$$

Từ biểu đồ mômen điều khiển KCBĐKMK (hình 3.20) và biểu thức (3.50), biểu diễn mômen điều khiển trung bình trong một chu kỳ quay như hình 3.21.



Hình 3.21. Biểu diễn mômen điều khiển

a- khi $\varphi = 0$; b- khi $\varphi \neq 0$.

Phần diện tích trùng nhau gạch chéo biểu diễn mômen tổng trong một chu kỳ quay từ 0 đến 2π . Mômen điều khiển trung bình được biểu diễn là một vectơ môđun của nó xác định theo biểu thức (3.50), hướng phụ thuộc vào mặt phẳng lệch chứa đường ngắm "khí cụ bay - đối tượng quan sát" trong không gian so với trục khí cụ bay, gọi là góc lệch pha. Khi góc pha $\varphi = 0$ ta có biểu đồ vectơ mômen điều khiển như hình 3.21a, khi $\varphi \neq 0$ - hình

3.21b. Như vậy, giá trị mômen điều khiển trung bình luôn đạt cực đại trong mọi trường hợp dù sai số điều khiển Δ lớn hay nhỏ. Điều này đảm bảo cho hệ thống luôn nhanh chóng khử sai số điều khiển theo quy luật tác động nhanh, nhưng cũng không có lợi cho quá trình điều khiển, có thể tạo ra dao động của khí cụ bay trong không gian khi bám đối tượng quan sát.

Trong chương II đã xét khi đưa thêm hàm số điều chế $A_2(t) = A_2 \sin n(\omega_{x1}t - \varphi)$ vào hàm điều khiển để có được:

$$\delta(t) = \delta_{\max} \operatorname{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1}t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1}t - \varphi)], \quad (3.51)$$

trong đó: $A_1(t)$ - hàm biến thiên phụ thuộc vào sai số điều khiển, A_2 - giá trị biên độ hàm tuyến tính ($A_2 = \text{const}$), φ - góc lệch pha, n - bội số lần tốc độ góc quay của khí cụ bay quanh trục dọc (n nguyên, dương) thì hệ thống sẽ tự động chuyển từ điều khiển theo nguyên lý tác động nhanh sang điều khiển theo sai số và ngược lại. Theo biểu thức (3.51), các giá trị $A_1(t)$, A_2 , φ và n sẽ xác định thời điểm và số lần đổi dấu của góc lệch cánh lái trong một chu kỳ quay. Biểu diễn luật điều khiển (3.51) với các quan hệ $A_1(t)$, A_2 và các tham số φ , n khác nhau, ta nhận được biểu đồ thể hiện sự phụ thuộc của $\delta(t)$ vào các tham số trên.

Khi góc lệch pha $\varphi = 0$ và tham số $A_2 = \text{const}$: $\frac{A_1(t)}{A_2} = 1; 1.5; 2$;

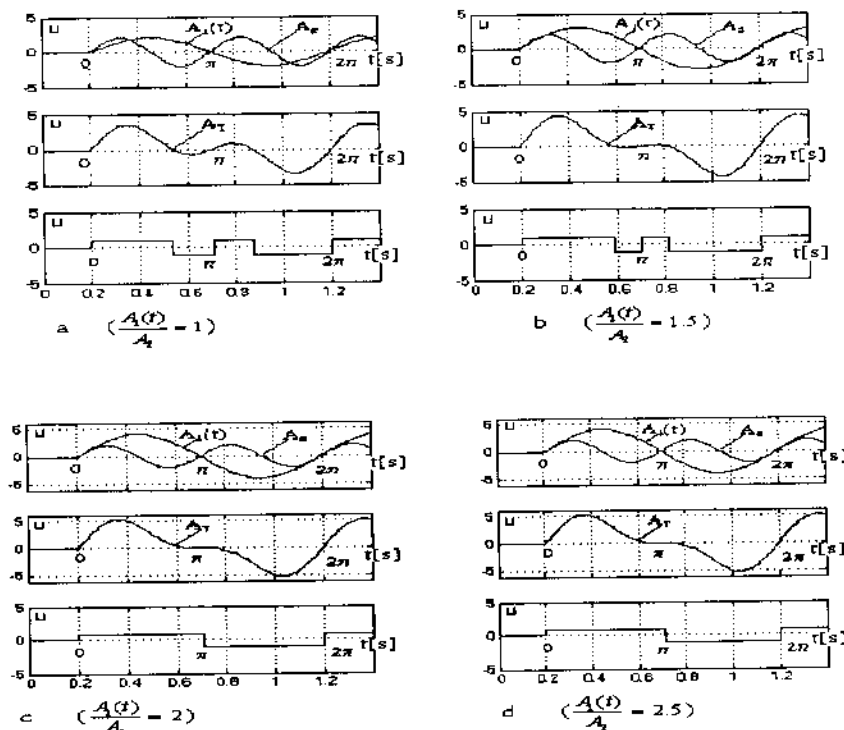
2.5, ta có biểu đồ như hình 3.22:

Từ các biểu đồ biểu thị sự phụ thuộc của luật điều khiển $\delta(t)$ vào các tham số điều khiển, chúng ta thấy:

- Khi quan hệ $\left| \frac{A_1(t)}{A_2} \right| \leq 2$ tức $A_1(t) \leq 2A_2$ giá trị góc lệch cánh lái đổi dấu $2n$ lần trong một chu kỳ quay (ở trên trường hợp $n = 2$ giá trị góc lệch cánh lái có 4 lần đổi dấu), quan hệ $\left| \frac{A_1(t)}{A_2} \right|$ thay đổi tức $A_1(t)$ thay đổi thì thời điểm đổi dấu giá trị góc lệch cánh lái cũng thay đổi (trường hợp $\frac{A_1(t)}{A_2} = 1$

và $\frac{A_1(t)}{A_2} = 1,5$ như hình 3.22a, b). Điều này dẫn đến mômen điều khiển

trung bình trong một chu kỳ quay sẽ thay đổi.



Hình 3.22. Biểu diễn mômen điều khiển

$A_1(t)$ - hàm biến thiên phụ thuộc vào sai số điều khiển;

A_2 - hàm tuyến tính; A_T - hàm tổng.

- Trường hợp $n = 2$, biểu thức (3.51) có dạng:

$$\delta(t) = \delta_{\max} \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_x t - \varphi) + A_2 \sin 2(\omega_x t - \varphi)]. \quad (3.52)$$

- Khi quan hệ $\left| \frac{A_1(t)}{A_2} \right| \geq 2$ tức $A_1(t) \geq 2A_2$ thì giá trị góc lệch cánh lái chỉ

đổi dấu 2 lần trong một chu kỳ quay như hình 3.22c, d. Theo phân tích ở

trên mô men điều khiển khi này luôn đạt cực đại mặc dù đại lượng sai số điều khiển $A_1(t)$ thay đổi.

Tương tự có thể biểu diễn sự phụ thuộc của $\delta(t)$ trong các trường hợp với hàm tuyến tính $n = 1; 3; \dots$

Trong trường hợp tổng quát khi góc lệch pha $\varphi \neq 0$ ta cũng biểu diễn được tương tự nhưng phải đi pha đi một góc φ . Khi đó thời điểm đổi dấu đầu tiên của lệnh điều khiển sẽ trùng với góc pha.

Như vậy khi đưa hàm tuyến tính vào hàm điều khiển, theo biểu thức (3.48), ta tổng hợp được mômen điều khiển như sau:

$$M_{dk} = -m^{\delta_r} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \cdot \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1}t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1}t - \varphi)] \sin(\omega_{x1}t - \varphi) \quad (3.53)$$

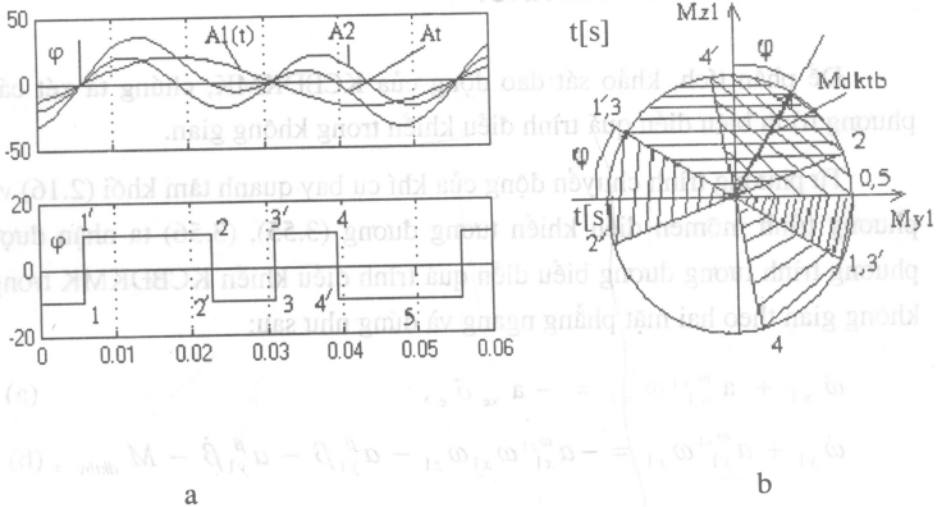
Theo biểu thức (3.50), ta cũng tổng hợp được mômen điều khiển trung bình trong một chu kỳ quay như sau:

$$M_{dkb} = -\frac{1}{T} m^{\delta_r} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \int_0^T \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1}t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1}t - \varphi)] \sin(\omega_{x1}t - \varphi) dt \quad (3.54)$$

Từ biểu thức (3.53), (3.54), ta xây dựng được biểu đồ biểu diễn mômen điều khiển trung bình trong trường hợp khi $n = 2$ và góc lệch pha là φ như hình 3.23, ở đây giá trị mômen điều khiển trung bình hình 3.23a được xác định theo biểu thức (3.54). Biểu diễn giá trị này trên vòng tròn đơn vị theo luật thay đổi giá trị góc lệch cánh lái kết hợp với chiều quay của khí cụ bay, ta nhận được biểu đồ như hình 3.23b. Do có góc lệch pha φ nên mômen điều khiển trung bình trong một chu kỳ quay được tính từ thời điểm mặt phẳng cánh lái lệch so với trục quy ước một góc φ .

Theo hàm số dấu, cánh lái bắt đầu lệch một góc cực đại ($\delta = \delta_{gh}$) so với trục dọc khí cụ bay (thời điểm 0) và quay cùng khí cụ bay, khi hàm dấu thay đổi (thời điểm 1) cánh lái lật và quay cùng khí cụ bay đến thời điểm 2. Hàm dấu lại thay đổi cánh lái lại lật và quay đến thời điểm 3, hàm dấu lại

thay đổi cánh lái lại lật và quay đến thời điểm 4 ... cứ như vậy cho đến hết một chu kỳ quay, chúng ta dựng được biểu đồ biểu diễn mômen điều khiển trung bình như hình 3.23b. Các phần nằm trên và dưới trục hoành có diện tích bằng nhau triệt tiêu nhau. Phần gạch chéo trùng nhau biểu diễn giá trị của mômen điều khiển trung bình trong một chu kỳ quay, đường phân giác của góc bao phần gạch chéo đó hợp với trục tung M_{z1} một góc bằng góc pha φ .



Hình 3.23. Biểu diễn mômen điều khiển

Chiếu mô men điều khiển trung bình M_{dktb} (hình 3.23b) xuống các trục OY_1, OZ_1 ta nhận được mô men điều khiển khí cụ bay trong không gian theo hai mặt phẳng ngang và đứng. Biểu thức xác định các thành phần mômen này trong trường hợp tổng quát nhận được từ hình 3.23b có dạng:

$$M_{dkbY} = -\frac{1}{T} m^{\delta_p} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \int_0^T \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1}t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1}t - \varphi)] dt \cdot \sin \varphi \quad (3.55)$$

$$M_{dktbz} = -\frac{1}{T} m^{\delta_r} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} l \int_0^T \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1} t - \varphi)] dt \cdot \cos \varphi \quad (3.56)$$

Như vậy với các biểu thức (3.55), (3.56), chúng ta hoàn toàn có thể điều khiển được khí cụ bay theo một kênh trong không gian phụ thuộc vào sai số điều khiển.

3.7. DAO ĐỘNG CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH XUNG QUANH TÂM KHỐI

Để phân tích, khảo sát dao động của KCBĐKMK, chúng ta xét các phương trình biểu diễn quá trình điều khiển trong không gian.

Từ phương trình chuyển động của khí cụ bay quanh tâm khối (2.16) và phương trình mômen điều khiển tương đương (3.55), (3.56) ta nhận được phương trình tương đương biểu diễn quá trình điều khiển KCBĐKMK trong không gian theo hai mặt phẳng ngang và đứng như sau:

$$\dot{\omega}_{x1} + a_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} = -a_{xe} \delta_e, \quad (a)$$

$$\dot{\omega}_{y1} + a_{y1}^{\omega_{y1}} \omega_{y1} = -a_{z1}^{\omega_{z1}} \omega_{z1} \omega_{y1} - a_{y1}^{\beta} \beta - a_{y1}^{\dot{\beta}} \dot{\beta} - M_{dkthy}, \quad (b)$$

(3.57)

$$\dot{\omega}_{z1} + a_{z1}^{\omega_{z1}} \omega_{z1} = a_{x1}^{\omega_{x1}} \omega_{x1} \omega_{z1} - a_{z1}^{\alpha} \alpha - a_{z1}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - M_{dkthz} \quad (c)$$

Do KCBĐKMK có hình dạng gần như đối xứng tuyệt đối nên có thể coi các hệ số khí động, hệ số điều khiển theo mặt phẳng ngang và đứng là như nhau, trong quá trình điều khiển khí cụ bay lại quay xung quanh trục dọc vì vậy biểu diễn phương trình (3.57) trong hệ tọa độ quay thông qua mặt phẳng phức, có dạng:

$$\dot{\omega} + (a - i a_{x1} \omega_{x1}) \omega + a_{\eta} \eta + a_{\dot{\eta}} \dot{\eta} = -M_{dktb}, \quad (3.58)$$

$$a_{x1}^{y1} = a_{x1}; a_{x1}^{z1} = a_{x1}; a_{y1}^{\omega_{y1}} = a_{z1}^{\omega_{z1}}; a_{y1}^{\beta} = a_{z1}^{\beta}; a_{y1}^{\dot{\beta}} = a_{z1}^{\dot{\beta}},$$

trong đó:

$$\omega = \omega_1 + i\omega_2; \dot{\omega} = \dot{\omega}_1 + i\dot{\omega}_2; \eta = \alpha + i\beta; \dot{\eta} = \dot{\alpha} + i\dot{\beta}; M_{dktb} = M_{dkth_2} + iM_{dkth_1}.$$

Bây giờ ta xét phương trình chứa η . Theo [30] tốc độ góc của hệ tọa độ động (hệ tọa độ tốc độ) với các lực tác động lên khí cụ bay khi góc α, β nhỏ được biểu diễn bằng phương trình:

$$\begin{aligned}\Omega_z &= \frac{\phi_{x1}}{V} \alpha + \frac{g}{pV} C_y q + \frac{g_y}{V}, \\ \Omega_y &= \frac{\phi_{x1}}{V} \beta + \frac{g}{pV} C_z q - \frac{g_z}{V},\end{aligned}\quad (3.59)$$

trong đó: $\phi_{x1} = \frac{T_{x1}}{m}$, T_{x1} - lực đẩy động cơ theo trục OX_1 ; m - khối lượng khí cụ bay; g - gia tốc trọng trường; g_y, g_z - gia tốc trọng trường ứng với các trục OY và OZ ; $p = \frac{mg}{S} = \frac{G}{S}$ - tải trọng riêng của khí cụ bay; S - diện tích thiết diện ngang; G - trọng lượng khí cụ bay; Ω_y, Ω_z - tốc độ góc của hệ tọa độ động;

$C_y = C_y^\alpha \alpha + C_y^\delta \delta_B, C_z = C_z^\beta \beta + C_z^\delta \delta_H$ - các hệ số lực nâng; δ_B, δ_H - góc lệch tương đương trên hai mặt phẳng (xem mục 2.4). Cũng theo [30] mối quan hệ giữa tốc độ góc của hệ tọa độ động và tốc độ góc của khí cụ bay; góc $\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}$ khi α, β nhỏ có thể biểu diễn như sau:

$$\begin{aligned}\Omega_y + \dot{\beta} &= \omega_{x1} \alpha + \omega_{y1}, \\ \Omega_z + \dot{\alpha} &= -\omega_{x1} \beta + \omega_{z1}.\end{aligned}\quad (3.60)$$

Thay (3.59) vào (3.60) ta có:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} + A_\alpha \alpha + \omega_{x1} \beta - \omega_{z1} &= D_1, (a), \\ \dot{\beta} + B_\beta \beta - \omega_{x1} \alpha - \omega_{y1} &= D_2, (b).\end{aligned}\quad (3.61)$$

$$\begin{aligned}\text{trong đó: } A_\alpha &= \frac{\phi_{x1}}{V} + \frac{g}{pV} C_y^\alpha q, \quad B_\beta = \frac{\phi_{x1}}{V} + \frac{g}{pV} C_z^\beta q, \quad D_1 = -\frac{g}{pV} C^\delta q \delta_B, \\ D_2 &= -\frac{g}{pV} C^\delta q \delta_H.\end{aligned}$$

Nhân số ảo i vào phương trình (3.61b) rồi cộng hai phương trình trên ta có:

$$\dot{\eta} + (C - i\omega_{x1})\eta + \omega = D. \quad (3.62)$$

Kết hợp các phương trình (3.58), (3.62) ta nhận được phương trình chuyển động quanh tâm khối của KCBĐKMK:

$$\dot{\omega} + (a - a_{\eta} - i a_1 \omega_{x1})\omega = [a_{\eta}(C - i\omega_{x1}) - a_{\eta}]\eta - (M_{dkh} + a_{\eta}D). \quad (3.63)$$

Đây có thể coi là phương trình vi phân tuyến tính cấp 1 dạng $y' + p(x)y = q(x)$. Giải phương trình này, nhận được các nghiệm gần đúng như sau:

$$\begin{aligned} \omega &= |\omega_1| e^{i(\Omega_1 t + \varphi_{\omega 1}) - \frac{1}{2}(C+a)t} + |\omega_2| e^{i\varphi_{\omega 2}}, \\ \eta &= |\eta_1| e^{i(\Omega_1 t + \varphi_{\eta 1}) - \frac{1}{2}(C+a)t} + |\eta_2| e^{i\varphi_{\eta 2}}, \end{aligned} \quad (3.64)$$

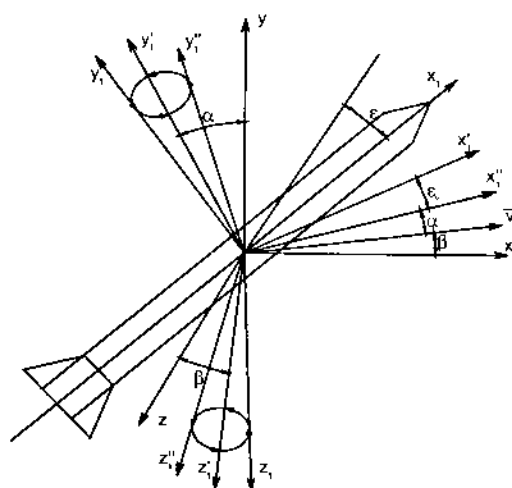
trong đó:

$$\begin{aligned} \Omega_1 &= a_1 \omega_{x1} - i\sqrt{\Delta}; \sqrt{\Delta} = \sqrt{(C-a)^2 + 4a_{\eta}}, \\ |\eta_1| &= \frac{\sqrt{(a+C)^2 + \Delta}}{2a_{\eta}} |\omega_1|, \end{aligned}$$

$|\omega_1| = |\omega_2|, |\eta_1| = |\eta_2|$ - các hằng số phụ thuộc vào mômen điều khiển trung bình, và các hệ số khí động.

Các giá trị $\varphi_{\omega 1}, \varphi_{\omega 2}, \varphi_{\eta 1}, \dots$ là các góc pha được xác định bởi $\arctg$ của các hàm trên.

Các nghiệm của phương trình (3.60) biểu diễn chuyển động của khí cụ bay quanh tâm khối và dao động của nó theo các trục. Thành phần thứ 2 là thành phần hữu ích làm đổi hướng quỹ đạo bay để khí cụ bay bám theo đối tượng quan sát. Thành phần thứ nhất là các dao động, giống như dao động của con quay, ta có thể gọi đó là dao động địa trục. Dao động này gây ra sai số điều khiển và có thể làm cho khí cụ bay mất ổn định, cần phải làm suy giảm thành phần này. Hình 3.24 biểu diễn chuyển động xung quanh tâm khối của KCBĐKMK.



Hình 3.24. Biểu diễn dao động của khí cụ bay.

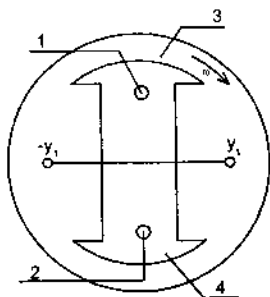
3.8. MẠCH HIỆU CHỈNH TỐC ĐỘ GÓC TRÊN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Kết quả của việc giải bài toán chuyển động của KCBĐKMK ở mục trên cho thấy nó chuyển động tuế sai như là một rôto con quay được thể hiện trên hình 3.24. Trong khi bay, dưới tác động của mômen điều khiển khí cụ bay luôn đổi hướng của vec tơ vận tốc để bám theo đối tượng quan sát, nhưng đồng thời luôn dao động xung quanh tâm khối. Việc đo tốc độ góc để giảm dao động nhằm đạt độ chính xác cao là một yêu cầu cấp bách. Có hai loại cảm biến đo tốc độ góc này là cảm biến điện dung hoặc cảm biến điện cảm. Ta phân tích loại cảm biến điện dung.

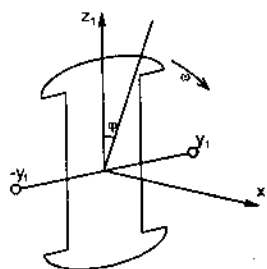
1. Cấu tạo cảm biến đo

Cảm biến này gồm có một lá mỏng (số 4, hình 3.25), hai đầu của nó giống như 2 đầu đinh rive và có thể quay được xung quanh trục $-y_1 y_1$. Hai đầu trục $-y_1 y_1$ được gối trên 2 ổ bi đặt trên 2 đầu trụ con để xoay tròn được.

Dưới 2 đầu lá đó có 2 đế nhỏ hình tròn cách lá đó một khoảng d (hình 3.29), một đế được tiếp đất, đế kia nối với nguồn nuôi có điện áp xoay chiều, tần số của nó dao động trong khoảng từ 12- 17 kHz. Hai đế đó hợp với lá cảm biến tạo thành 2 tụ điện C_1, C_2 , lá cảm biến hợp với vỏ tạo thành tụ điện C_3 . Tất cả được đặt trong một hộp tròn (số 3 hình 3.25) có chứa dung dịch lỏng. Chất lỏng trong hộp là loại dầu và giữ vai trò giảm chấn. Đầu dây thứ 3 nối từ vỏ hộp đến tầng khuếch đại và là đầu dây tín hiệu ra của cảm biến. Trục xuyên tâm của hộp, đồng thời trùng với trục vuông góc với lá cảm biến khi chưa hoạt động và cũng trùng với trục OX_1 của khí cụ bay.



Hình 3.25. Kết cấu cảm biến



Hình 3.26. Biểu diễn độ lệch lá cảm biến

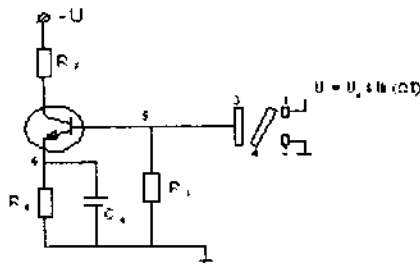
Khi bay, khí cụ bay sẽ quay tròn xung quanh trục dọc OX_1 với tốc độ góc ω_{x1} , lá cảm biến tốc độ góc cũng sẽ quay với tần số ω_{x1} . Với cách cấu tạo và bố trí như thế, cảm biến tốc độ góc này thực chất là con quay 2 bậc tự do. Khi bay khí cụ bay chịu tác động của mômen điều khiển, làm cho nó lệch đi một góc nào đó và làm xuất hiện mômen con quay tác động lên lá cảm biến. Mômen đó được xác định theo biểu thức sau [49]:

$$M_{cq} = H_D \omega \quad (3.65)$$

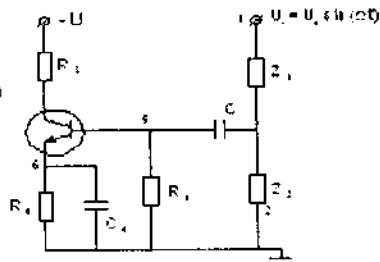
trong đó: $H_D = J_D \omega_{x1}$ - mômen động học của lá cảm biến; ω_{x1} - tốc độ góc của khí cụ bay xung quanh trục ox_1 ; J_D - mômen quán tính của lá cảm biến; ω - tốc độ góc của khí cụ bay. Mômen con quay làm lệch lá cảm biến đi một góc φ^* . Phương trình chuyển động của lá cảm biến được biểu diễn dưới dạng sau [46]:

$$J_{\theta} \ddot{\varphi}^* + c_2^* \dot{\varphi}^* + c_1^* \varphi^* = H_{\theta} \omega, \quad (3.66)$$

trong đó: c_1^* - hệ số tỷ lệ, c_2^* - hệ số nhớt của dầu trong cảm biến.



Hình 3.27. Sơ đồ nối cảm biến



Hình 3.28. Sơ đồ tương đương cảm biến với khuếch đại

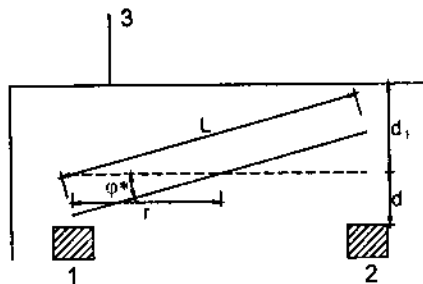
ở trạng thái thiết lập ta có:

$$c_1^* \varphi^* = H_D \omega \quad (3.67)$$

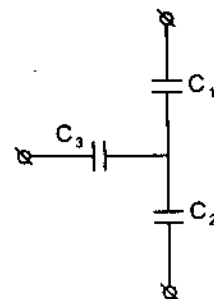
Từ biểu thức (3.67) ta xác định được:

$$\varphi^* = \frac{H_D \omega}{c_1^*}. \quad (3.68)$$

Hình 3.27 là sơ đồ nối cảm biến với tầng khuếch đại, hình 2.28 là sơ đồ tương đương. Từ các sơ đồ cảm biến hình 2.29, ta có được sơ đồ tương đương thể hiện trên hình 3.30.



Hình 3.29. Biểu diễn kết cấu cảm biến



Hình 3.30. Sơ đồ tương đương cảm biến

Khoảng cách giữa các cực 1, 2 với lá cảm biến 4 (bản cực thứ 2) tạo thành 2 tụ điện C_1, C_2 thay đổi trong quá trình khí cụ bay dao động. Các tụ điện C_1, C_2 mắc nối tiếp với nhau và giá trị điện dung của tụ điện này cũng sẽ thay đổi theo. Bản cực số 3 (vỏ cảm biến) cùng với lá cảm biến 4 tạo ra một tụ điện C_3 . Khoảng cách từ lá cảm biến đến vỏ của nó nếu lấy trung bình sẽ không đổi và bằng d_1 . Do đó, giá trị C_3 không đổi trong quá trình làm việc. Như vậy, các giá trị điện dung tương ứng của chúng được biểu diễn theo công thức sau:

$$C_1 = \frac{\varepsilon \varepsilon_0 S_1}{d - r \varphi^*}; C_2 = \frac{\varepsilon \varepsilon_0 S_2}{d + r \varphi^*}; C_3 = \frac{\varepsilon \varepsilon_0 S_3}{d_1}, \quad (3.69)$$

trong đó: C_1 - điện dung của phần tử đế 1 và lá cảm biến 4;

C_2 - điện dung của phần tử lá cảm biến 4 và đế 2 ;

C_3 - điện dung giữa lá cảm biến 4 và vỏ của cảm biến 3, giá trị của điện dung này không thay đổi trong quá trình làm việc;

$\varepsilon_0, \varepsilon$ - hệ số điện môi tương đối và tuyệt đối của chất lỏng;

S_1, S_2 - diện tích tiết diện cực 1 và 2 tại điểm tiếp xúc với lá cảm biến về điện (để thuận lợi ta cho $S_1 = S_2 = S$);

S_3 - diện tích của lá cảm biến;

φ^* - góc lệch của lá cảm biến;

d - khoảng cách lá cảm biến với các cực khi lá cảm biến ở vị trí cân bằng;

d_1 - khoảng cách giữa lá cảm biến với vỏ cảm biến ở vị trí cân bằng;

r - khoảng cách từ trục $-y_1 y_1$ đến tâm của các đế nhỏ 1,2; hai đế 1,2 bố trí cách đều trục $-y_1 y_1$;

L - chiều dài của lá cảm biến.

Điện áp nuôi bộ cảm biến được đưa vào cực số 1 và có dạng:

$$u_2 = u_{0D} \sin 2\pi f t, \quad (3.70)$$

trong đó: u_{0D} - biên độ tín hiệu nuôi cảm biến.

Như vậy điện áp đặt trên tụ điện C_2 được đưa sang C_3 :

$$u_\theta = u_2 \frac{z_2}{z_1 + z_2} . \quad (3.71)$$

trong đó : z_1, z_2 là trở kháng sinh ra do các tụ điện C_1, C_2 .

Thay các biểu thức (3.69) và (3.70) vào biểu thức (3.71) ta có:

$$u_D = \frac{u_{0D}}{2} \left(1 - r \frac{\varphi^*}{d} \right) \sin 2\pi f t . \quad (3.72)$$

Theo [37, 46] ta tính được

$$\varphi^* = \sqrt{2} \frac{H_D \omega}{c_1} e^{-\frac{(A_a + a_2)t}{2}} \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + \varphi^*_{\circ} , \quad (3.73)$$

trong đó: A_a, a_2 - hệ số động học, $\varphi^*_{\circ} = \frac{\omega_0 H_D}{c_1}$, ω - tốc độ góc ban đầu và tốc độ góc tương ứng của khí cụ bay.

Thay biểu thức (3.73) vào (3.72) và khi có kể đến tụ điện C_3 ta được tín hiệu ở đầu ra của cảm biến tốc độ góc, đó là:

$$u_D = \frac{u_{0D} K_1}{2} \left(1 - \frac{r}{d} \frac{\sqrt{2} H_D \omega}{c_1} e^{-\frac{(A_a + a_2)t}{2}} \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + \varphi^*_{\circ} \right) \sin 2\pi f t , \quad (3.74)$$

trong đó: K_1 - hệ số tỷ lệ giữa tụ điện C_3 với trở kháng đầu vào của tầng khuếch đại và tách sóng.

Ở chế độ thiết lập ta có:

$$u_D = \frac{u_{0D} K_1}{2} \left(1 - \frac{r}{d} \frac{\sqrt{2} H_D \omega}{c_1} \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + \varphi^*_{\circ} \right) \sin 2\pi f t . \quad (3.75)$$

Kết quả sau khi tách sóng cao tần và lọc ta có:

$$u_D = -\sqrt{2} \frac{u_{0D} K_1}{2} k \frac{r}{d} \frac{H_D \omega}{c_1} \sin(\omega_{x1} t - \varphi) , \quad (3.76)$$

trong đó: k - hệ số tách sóng và lọc.

Tín hiệu (3.76) rõ ràng có biên độ tỷ lệ thuận với tốc độ góc ω của KCBĐKMK xung quanh tâm khối. Tín hiệu này được cộng với tín hiệu sai lệch mà máy tọa độ đối tượng quan sát trên đầu tự dẫn khí cụ bay hồng ngoại đo được cùng với tín hiệu tuyến tính trên khối lập lệnh điều khiển để tạo lệnh điều khiển KCBĐKMK.

Theo (3.76), biên độ của tín hiệu từ cảm biến được tính như sau:

$$U_{\text{od}} = -\sqrt{2} \frac{u_{0D} K_1}{2} k \frac{r}{d} \frac{H_D \omega}{c_1^*}. \quad (3.77)$$

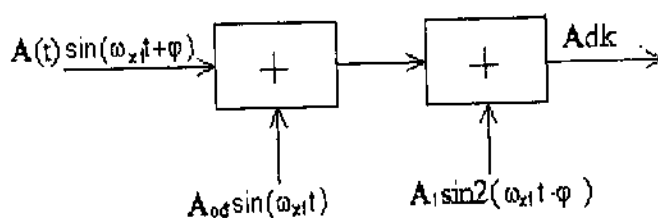
Luật điều khiển (3.51) sẽ được bổ sung thêm một thành phần của cảm biến tốc độ góc:

$$\delta(t) = A_0 \text{sign} [A_1(t) \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + A_2 \sin 2(\omega_{x1} t - \varphi) + A_3(t) \sin(\omega_{x1} - \varphi) t], \quad (3.78)$$

trong đó: $A_3 = U_{\text{od}}$.

Công thức (3.78) đảm bảo thỏa mãn điều kiện đặt ra theo biểu thức (3.51), có tín hiệu phản hồi lấy từ cảm biến tốc độ góc nhằm làm giảm dao động của khí cụ bay quanh tâm khối. Tín hiệu đó được đưa vào máy lái.

Lệnh điều khiển KCBĐKMK được tổng hợp theo sơ đồ khối như hình 3.31 sau:



Hình 3.31. Sơ đồ nguyên tắc lập lệnh điều khiển

Trên đây trình bày một loại cảm biến điện dung để đo tốc độ góc KCBĐKMK và tạo mạch hiệu chỉnh. Chứng minh tương tự cho loại cảm biến điện cảm ta cũng thu được kết quả giống như nêu trên.

3.9. SƠ ĐỒ CẤU TRÚC MẠCH VÒNG ĐIỀU KHIỂN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Mạch vòng điều khiển khí cụ bay điều khiển thông thường được trình bày trong các tài liệu, gồm hai khâu dao động đặc trưng cho hai kênh lái hướng và độ cao, một khâu quán tính đặc trưng cho kênh ổn định góc nghiêng cren γ . Sơ đồ cấu trúc khí cụ bay một kênh điều khiển được biểu diễn trong hệ tọa độ liên kết. Sơ đồ được xây dựng từ các phương trình toán mô tả động học điều khiển của khí cụ bay điều khiển một kênh cũng như các hệ thống của nó.

Dựa vào nguyên tắc tổng hợp lệnh điều khiển cánh lái của khí cụ bay một kênh đã trình bày, chúng ta có biểu thức xác định dạng điện áp đưa sang máy lái để điều khiển cánh lái như sau:

$$u(t)_{dk} = U_{\max} \text{sign} [U_{01}(t) \sin(\omega_{x1} t + \varphi) - U_{0k} \sin(\omega_{x1} t + \varphi) + U_{02}(t) \sin 2\omega_{x1} t]. \quad (3.79)$$

Do máy lái hoạt động theo chế độ rơi le với độ trễ từ (τ) của van điều tiết, trong thực tế hằng số thời gian của khâu này rất nhỏ, nên có thể coi khâu máy lái là khâu giữ chậm:

$$\delta(t) = K_l u_{dk}(t) I(t - \tau), \quad (3.80)$$

trong đó: K_l là hệ số khuếch đại của máy lái, hàm truyền đạt của khâu này có dạng:

$$W_l(p) = K_l e^{-\tau p}. \quad (3.81)$$

Vì khí cụ bay luôn quay xung quanh trục dọc với tốc độ góc ω_{x1} trong hệ tọa độ bán liên kết có tâm đặt tại trọng tâm khí cụ bay, trục OX' trùng với

OX_1 , OY' và OZ' tạo nên hệ quay phải, viết lại biểu thức toán biểu diễn góc lệch cánh lái và mô men điều khiển như sau:

$$\delta(t) = \delta_{\max} \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + A_2 \sin n(\omega_{x1} t - \varphi)] \sin \omega_{x1} t, \quad (3.82)$$

$$M = -m_{\delta} S \frac{\rho V^2}{2} \delta_{\max} \text{sign}[A_1(t) \sin(\omega_{x1} t - \varphi) + A_2 \sin 2(\omega_{x1} t - \varphi)] \sin \omega_{x1} t. \quad (3.83)$$

Từ hệ phương trình chuyển động xung quanh tâm khối của KCBĐKMK ở chương II, có thể biểu diễn nó dưới dạng sau:

$$T_{x1}^* \dot{\omega}_{x1} + \omega_{x1} = -K_{\delta_0} \delta_0, \quad (a)$$

$$T_{y1}^* \dot{\omega}_{y1} + \omega_{y1} = -b_{y1} \omega_{z1} \omega_{x1} - a_1^{\beta} \beta - a_1^{\dot{\beta}} \dot{\beta}, \quad (b) \quad (3.84)$$

$$T_{z1}^* \dot{\omega}_{z1} + \omega_{z1} = -b_{z1} \omega_{y1} \omega_{x1} - a_1^{\alpha} \alpha - a_1^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} - a_{\delta} \delta_p, \quad (c)$$

trong đó: $T_{x1}^* = \frac{l}{a_{x1} \omega_{x1}}, \quad K_{\delta_0} = \frac{a_{\delta_0}}{a_{x1} \omega_{x1}}, \quad T_{y1}^* = \frac{1}{a_{y1} \omega_{y1}}, \quad T_{z1}^* = \frac{1}{a_{z1} \omega_{z1}},$

$$b_{y1} = \frac{a_{y1}^{\omega_{y1}}}{a_{y1} \omega_{y1}}, \quad b_{z1} = \frac{a_{z1}^{\omega_{z1}}}{a_{z1} \omega_{z1}},$$

$$a_1^{\beta} = \frac{a_{y1}^{\beta}}{a_{y1} \omega_{y1}}, \quad a_1^{\dot{\beta}} = \frac{a_{y1}^{\dot{\beta}}}{a_{y1} \omega_{y1}}, \quad a_1^{\alpha} = \frac{a_{z1}^{\alpha}}{a_{z1} \omega_{z1}}, \quad a_1^{\dot{\alpha}} = \frac{a_{z1}^{\dot{\alpha}}}{a_{z1} \omega_{z1}}, \quad K_{\delta} = \frac{a_{\delta}}{a_{z1} \omega_{z1}},$$

$$a_{x1}^{\omega_{x1}} = m_{x1}^{\omega_{x1}} \frac{l_x^2 sq}{v J_{x1}}, \quad a_{\delta_0} = -m_{x1} \frac{l_x sq}{J_{x1}}, \quad a_{y1}^{\omega_{y1}} = m_{y1}^{\omega_{y1}} \frac{l_y^2 sq}{v J_{y1}},$$

$$a_{y1}^{\omega_{y1}} = \frac{(J_x - J_z)}{J_y}, \quad a_{z1}^{\omega_{z1}} = \frac{(J_y - J_x)}{J_z}, \quad a_{y1}^{\beta} = -m_{y1}^{\beta} \frac{l_y sq}{J_y},$$

$$a_{y1}^{\dot{\beta}} = -m_{y1}^{\dot{\beta}} \frac{l_y^2 sq}{v J_y}, \quad a_{z1}^{\omega_{z1}} = m_{z1}^{\omega_{z1}} \frac{l_z^2 sq}{v J_z}, \quad a_{z1}^{\alpha} = -m_{z1}^{\alpha} \frac{l_z sq}{J_z},$$

$$a_{z1}^{\dot{\alpha}} = -m_{z1}^{\dot{\alpha}} \frac{l_z^2 sq}{v J_z}, \quad a_{\delta} = -m_{\delta} \frac{l_z sq}{J_z}, \quad \delta_p - \text{góc lệch cánh lái.}$$

Phương trình chuyển động của khí cụ bay xung quanh tâm khối (3.84c) theo trục OZ_1 có chứa góc lệch cánh lái δ_p , còn trong phương trình (3.84b) biểu diễn quay quanh trục OY_1 không chứa thành phần đó.

Trong hệ phương trình (3.84) có các tham số tốc độ góc của khí cụ bay xung quanh tâm khối ω_{y1} và ω_{x1} . Đây là các thành phần mà cảm biến tốc độ góc đo được. Các thành phần này được điều chế thành các hàm cos và sin có tần số bằng tần số quay của khí cụ bay xung quang trục dọc và pha phụ thuộc vào hướng của vectơ điều khiển so với điểm gốc lựa chọn. Do đó, tốc độ góc đo được có thể được biểu diễn dưới dạng sau [42]:

$$\omega_x(t) = \omega_{x0} \sin(\omega_{x1}t + \varphi), \quad (3.85)$$

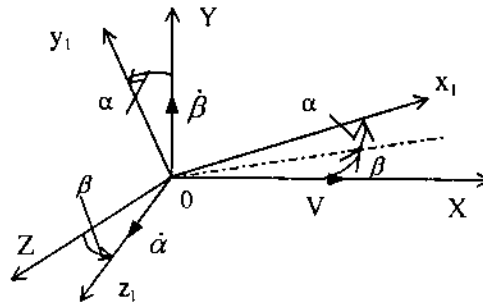
trong đó: $\omega_{x0} = \sqrt{\omega_{x1}^2 + \omega_{y1}^2}$ - biên độ, $\varphi = \arctg \frac{\omega_{y1}}{\omega_{x1}}$ - pha của tín hiệu đo được.

Theo [10] mối quan hệ giữa tốc độ góc của vectơ tốc độ khí cụ bay và tốc độ góc của khí cụ bay quanh tâm khối được biểu diễn bởi hệ phương trình:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \Omega_x + \omega_{x1}, \\ \omega_y &= \Omega_y + \omega_{y1}, \\ \omega_z &= \Omega_z + \omega_{z1}. \end{aligned} \quad (3.86)$$

trong đó: ω_i - vectơ tốc độ góc của KCBĐKMK tương đối so với hệ tọa độ động.

Hình 3.32 thể hiện cụ thể mối quan hệ này:



Hình 3.32. Biểu diễn trạng thái của khí cụ bay

Từ hình 3.32 ta có:

$$\begin{aligned}\omega_{rx} &= \dot{\beta} \sin \alpha, \\ \omega_{ry} &= \dot{\beta}, \\ \omega_{rz} &= \dot{\alpha} \cos \beta.\end{aligned}\tag{3.87}$$

Do đó phương trình (3.86) có thể viết như sau:

$$\begin{aligned}\Omega_x + \dot{\beta} \sin \alpha &= \omega_{x1} \cos \alpha \cos \beta - \omega_{y1} \sin \alpha \cos \beta + \omega_{z1} \sin \beta, \\ \Omega_y + \dot{\beta} &= \omega_{x1} \sin \alpha = \omega_{y1} \cos \alpha, \\ \Omega_z + \dot{\alpha} \cos \beta &= -\omega_{x1} \cos \alpha \sin \beta + \omega_{y1} \sin \alpha \sin \beta + \omega_{z1} \cos \beta\end{aligned}\tag{3.88}$$

Với các góc α, β nhỏ suy ra:

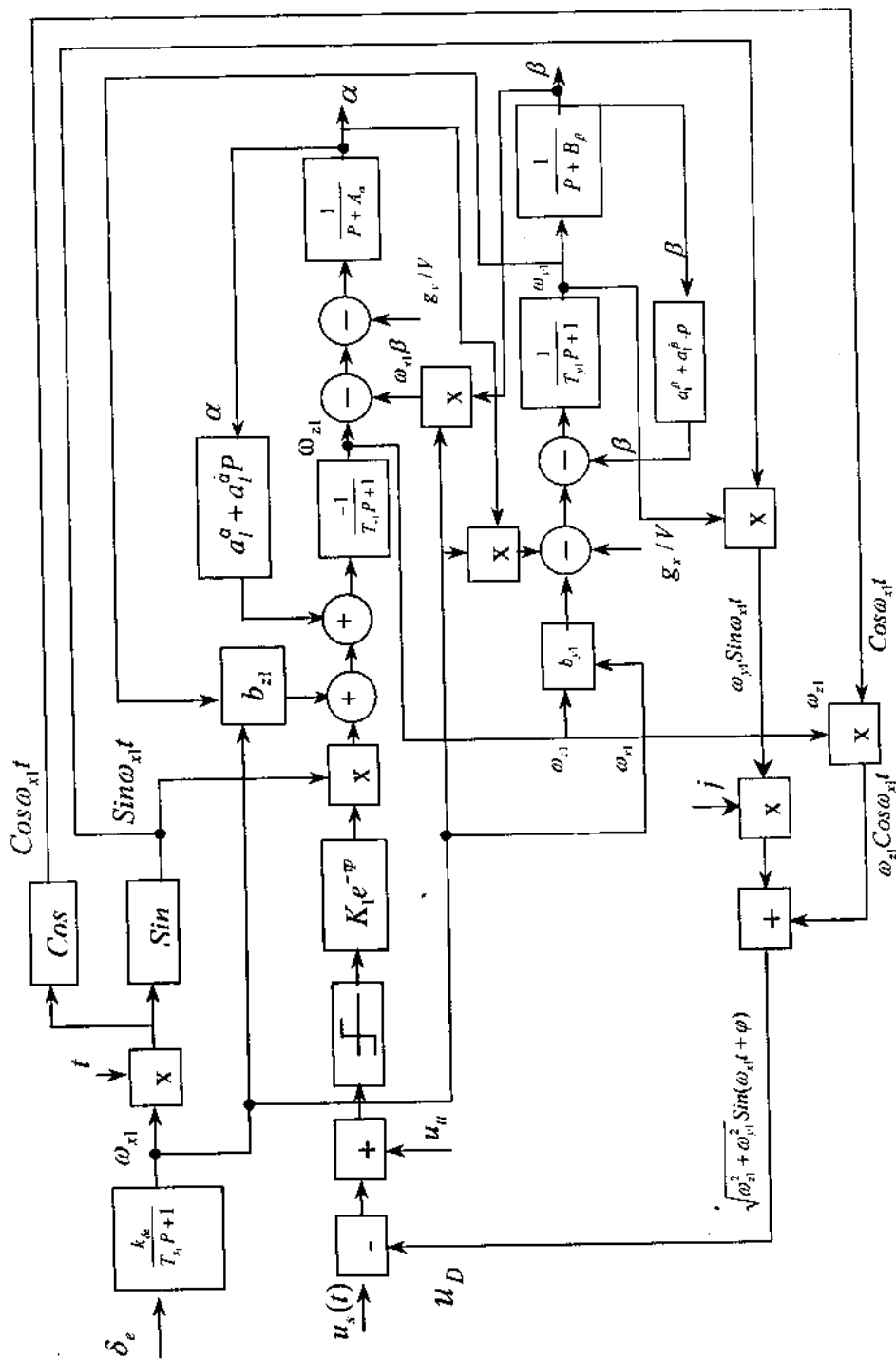
$$\begin{aligned}\dot{\alpha} &= -\omega_{x1} \beta + \omega_{z1} - \Omega_z, \\ \dot{\beta} &= -\omega_{x1} \alpha + \omega_{y1} - \Omega_y, \\ \Omega_x &= \omega_{x1}.\end{aligned}\tag{3.89}$$

Kết hợp các phương trình (2.26b), (2.26c) của hệ phương trình chuyển động của tâm khối khí cụ bay với phương trình (3.89), ta nhận được:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} + A_\alpha \alpha &= -\omega_{x1} \beta + \omega_{z1} - \frac{g_y}{V}, \quad (a) \\ \dot{\beta} + B_\beta \beta &= \omega_{x1} \alpha + \omega_{y1} + \frac{g_z}{V}, \quad (b) \\ \Omega_x &= \omega_{x1}, \quad (c)\end{aligned}\tag{3.90}$$

Hệ phương trình (3.90) thể hiện KCBĐKMK tạo ra chuyển động trên hai chiều, tức là chuyển động trên hai mặt phẳng ngang và thẳng đứng, nhưng giữa hai chiều đó có sự đan chéo và sẽ gây ra dao động.

Từ các biểu thức (3.79), (3.80), (3.81), (3.82), (3.83), (3.84), (3.85), (3.90) xây dựng được mạch vòng điều khiển của KCBĐKMK trong hệ tọa độ liên kết như hình 3.33.

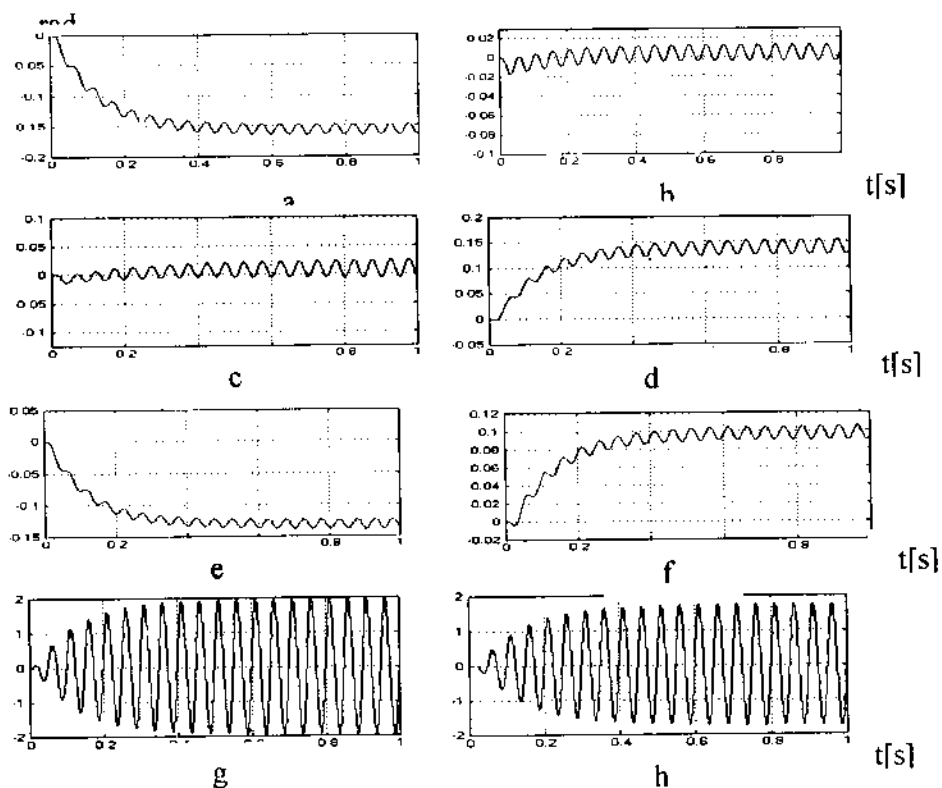


Hình 3.33 Sơ đồ cấu trúc của khí cụ bay điều khiển một kênh.

Từ sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển KCBĐKMK, chúng ta thấy: chỉ với một kênh lái nhưng hệ thống điều khiển đã tạo ra chuyển động của khí cụ bay theo hai chiều. Một chiều trên mặt phẳng ngang để đổi hướng bay được đặc trưng bởi góc trượt β , một chiều trên mặt phẳng đứng để thay đổi độ cao bay được đặc trưng bởi góc tấn α . Giữa hai chiều này có mối quan hệ chéo, mối quan hệ này gây ra dao động quanh tâm khối trong quá trình điều khiển.

Trên cơ sở sơ đồ cấu trúc hình 3.33, khảo sát các tham số đặc trưng của quá vòng điều khiển: góc tấn α , góc trượt β và tín hiệu phản hồi từ truyền cảm tốc độ góc.

Đồ thị biểu diễn các tham số α , β , U_{DVC} trong các trường hợp điển hình được thể hiện như hình 3.34.



Hình 3.34. Biểu diễn các tham số α , β , U_{DVC}

Nhận xét:

- Trường hợp khi góc lệch pha ($\varphi=0$) thì góc tấn α khác không, góc trượt β dao động quanh đường không (hình 3.34a, b), khí cụ bay chỉ chuyển động trong mặt phẳng thẳng đứng.

- Trường hợp khi góc lệch pha ($\varphi=90^\circ$) thì góc tấn α dao động quanh đường không góc trượt β khác không (hình 3.34c, d), khí cụ bay chỉ chuyển động trong mặt phẳng nằm ngang.

- Trường hợp khi góc lệch pha bất kỳ (giả sử $\varphi=35^\circ$) thì góc tấn α và góc trượt β đều khác không (hình 3.34e, f), khí cụ bay cơ động trong cả hai mặt phẳng đứng và ngang.

- Khảo sát tín hiệu cảm ứng tốc độ góc quay của khí cụ bay quanh các trục $OY_1, OZ_1 (U_{DVC})$. Chúng ta thấy biên độ tín hiệu này phụ thuộc vào các góc α và β , tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc OX_1 . Đây là tín hiệu phản hồi được đưa về khối lập lệnh điều khiển nhằm làm giảm dao động lắc của khí cụ bay quanh tâm khối. Trên (hình 3.34g, 3.34h) biểu diễn dạng tín hiệu thu được từ truyền cảm tốc độ góc.

Kết quả khảo sát các trường hợp điển hình trên đều phù hợp với nguyên tắc chung điều khiển khí cụ bay trong không gian, song chúng ta thấy đối với KCBĐKMK góc tấn α , góc trượt β luôn luôn dao động trong quá trình bay với tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc. Điều này dẫn đến các KCBĐKMK sẽ phải chịu các lực tác động cơ học lớn hơn rất nhiều so với các khí cụ bay điều khiển theo 2 kênh, nhưng triệt tiêu được ảnh hưởng của góc cren γ trong điều khiển. Chính vì vậy điều khiển theo một kênh chỉ được ứng dụng đối với các khí cụ bay cỡ nhỏ.

Chương IV

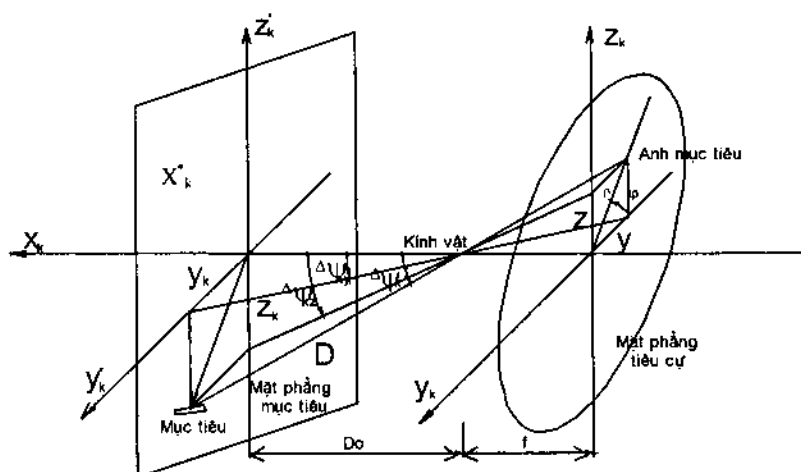
**PHƯƠNG PHÁP XỬ LÝ TÍN HIỆU
TRÊN KHÍ CỤ BAY
ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH**

4.1. NGUYÊN TẮC XÁC ĐỊNH TỌA ĐỘ ĐỐI TƯỢNG QUAN SÁT

Theo [10] máy đo tọa độ đối tượng chuyển động của hệ thống tự dẫn hồng ngoại KCBĐKMK làm việc ở dải sóng $0,76 \div 8,4 \mu\text{m}$. Ở mục này sẽ phân tích phương pháp xây dựng một hệ thống quang học để đo tọa độ. Nguyên lý làm việc của nó dựa trên sự tương phản quang của đối tượng chuyển động. Tín hiệu đầu vào của hệ quang là dòng bức xạ của đối tượng chuyển động (hoặc bức xạ nền) về hướng hệ quang. Đo tọa độ góc của đối tượng được tiến hành theo vị trí của ảnh đối tượng trên mặt phẳng tiêu cự của hệ quang. Tín hiệu đầu ra của nó là tín hiệu điện mang thông tin về tọa độ góc đối tượng quan sát. Giả sử, hệ thống đó có tiêu cự f , đối tượng quan sát nằm trên mặt phẳng vuông góc với trục dọc của máy đo tọa độ đối tượng quan sát cách kính vật một khoảng D_0 thì ảnh đối tượng quan sát sẽ nằm trên mặt phẳng tiêu cự.

Trên hình 4.1 mô tả tọa độ và ảnh đối tượng quan sát trên hệ thống quang. $Ox_k y_k z_k$ là hệ tọa độ gắn liền với máy đo tọa độ đối tượng quan sát. $O'x'_k y'_k z'_k$ là hệ tọa độ gắn với mặt phẳng đối tượng quan sát. Tọa độ đối tượng quan sát thể hiện trên mặt phẳng đối tượng quan sát là y_k, z_k . Trên mặt phẳng tiêu cự của hệ thống quang, tọa độ đối tượng quan sát được xác định bằng các đại lượng y, z khi biểu diễn trên hệ tọa độ Đêcac hoặc các đại lượng ρ, φ khi thể hiện trên hệ tọa độ cực. Tọa độ đối tượng quan sát cũng

được biểu diễn qua tiêu cự và các góc xác định vị trí tương đối so với máy đo tọa độ.



Hình 4.1a. Mô tả nguyên tắc xác định tọa độ đối tượng quan sát

$$\begin{aligned} \rho &= f \operatorname{tg} \Delta \psi_k, \\ y &= \rho \cos \varphi = f \operatorname{tg} \Delta \psi_{ky}, \\ z &= \rho \sin \varphi = f \operatorname{tg} \Delta \psi_{kz}. \end{aligned} \quad (4.1)$$

Các góc $\Delta \psi_k$, $\Delta \psi_{ky}$ và $\Delta \psi_{kz}$ nhỏ, khoảng $2 \div 3^\circ$ trong quá trình bám sát đối tượng quan sát, cho nên ta có thể thay bằng các biểu thức sau:

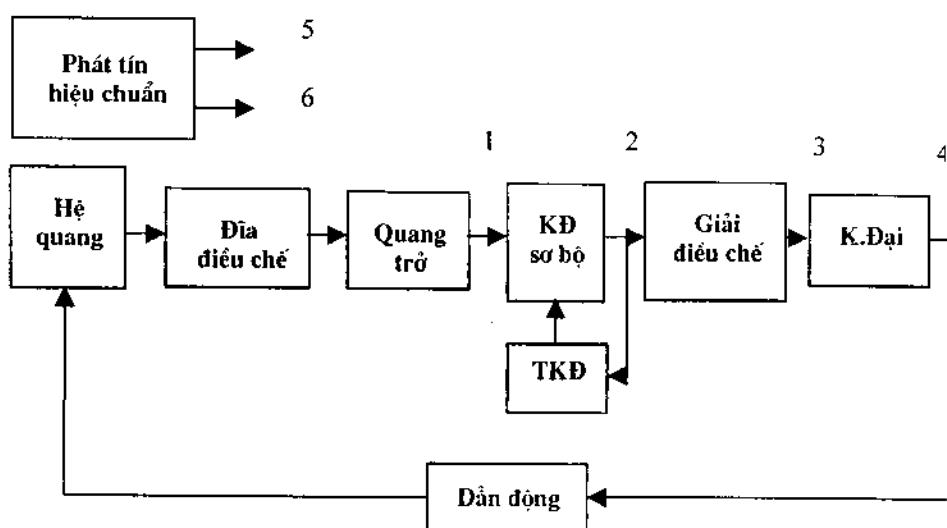
$$\begin{aligned} \rho &\cong f \Delta \psi_k, \\ y &\cong f \Delta \psi_{ky}, \\ z &\cong f \Delta \psi_{kz}. \end{aligned} \quad (4.2)$$

Để thu được các thông tin về tọa độ đối tượng quan sát theo biểu thức (4.2), chúng ta cần có đĩa điều chế để điều chế các dòng năng lượng hồng ngoại bức xạ từ đối tượng quan sát. Đĩa điều chế được đặt tại mặt phẳng tiêu cự. Sau đĩa điều chế, đặt máy thu hồng ngoại để biến đổi những xung năng lượng hồng ngoại thành các tín hiệu điện. Đối với khí cụ bay tự dẫn hồng

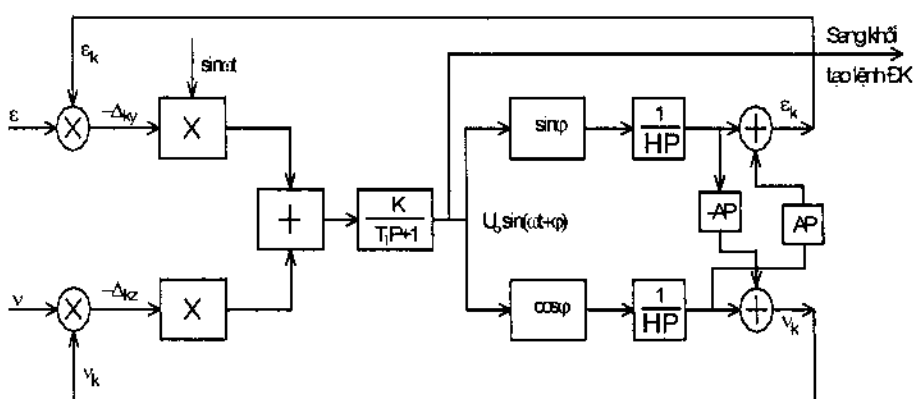
ngoại, các tín hiệu này được biểu diễn dưới dạng tọa độ cực có biên độ tỷ lệ với bán kính ρ và pha φ bằng pha của ảnh đối tượng quan sát trên mặt phẳng tiêu cự.

Trên các hệ thống tự dẫn KCBĐKMK, hệ tọa độ chuẩn xác định tọa độ đối tượng quan sát được đặt trên khí cụ bay. Nhưng đối với hệ thống điều khiển từ xa hệ tọa độ chuẩn được đặt trên đài điều khiển bên ngoài khí cụ bay. Trong các hệ thống tự dẫn quang hoặc điều khiển từ xa một kênh đòi hỏi kênh góc nghiêng (cren) phải làm việc sao cho tốc độ quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc Ox_1 luôn là hằng số $\omega_{x1} = \text{const}$.

Hình 4.2 và hình 4.3 mô tả sơ đồ khối và sơ đồ cấu trúc của máy đo tọa độ đối tượng quan sát trong KCBĐKMK.



Hình 4.2. Sơ đồ chức năng bộ tọa độ



Hình 4.3. Sơ đồ cấu trúc bộ tọa độ đối tượng quan sát

Xét 2 trường hợp đo và khử sai số của máy đo tọa độ.

1. Đo và xử lý sai số tự động

Như trình bày ở trên, máy đo tọa độ đối tượng quan sát có chức năng đo tọa độ đối tượng quan sát tại mọi thời điểm, xử lý tín hiệu đo và tạo ra tín hiệu sai lệch đưa sang khối tạo lệnh điều khiển. Theo [11] thì mặc dù đĩa điều chế được chế tạo theo nguyên lý điều biên, điều biên - pha, điều tần, hay điều chế thời gian thì chỉ có đường bao tín hiệu và pha mang thông tin về đối tượng quan sát. Các tầng khuếch đại sóng mang chỉ có ý nghĩa khuếch đại thuần túy. Do đó, máy đo tọa độ đối tượng quan sát sẽ được mô phỏng gồm các khối xử lý tín hiệu chứa các thông tin về đối tượng quan sát, nghĩa là nó gồm có hệ thống quang, tầng tạo tín hiệu điều chế, máy thu hồng ngoại, khuếch đại, khuếch đại công suất để điều khiển con quay luôn bám sát đối tượng quan sát (hình 4.2).

Hệ thống quang gồm có nắp bảo vệ ngoài, các gương, thấu kính hội tụ. Nắp bảo vệ tạo ra một buồng kín mà trong đó có các gương, thấu kính, đĩa điều chế và quang trở. Nắp bảo vệ thường được làm bằng các chất trong suốt cho tia hồng ngoại xuyên qua. Các gương và thấu kính làm nhiệm vụ hội tụ các tia ánh sáng bức xạ từ đối tượng quan sát có các tọa độ y, z hoặc p, φ . Ảnh đối tượng quan sát càng được hội tụ tốt thì năng lượng bức xạ từ đối

tượng quan sát càng được tập trung và do đó, cự ly phát hiện đối tượng quan sát càng xa.

Tăng tạo tín hiệu điều chế có nhiệm vụ điều chế năng lượng bức xạ từ đối tượng quan sát thành các xung đồng năng lượng quang. Tùy theo cách chọn trong thiết kế mà chúng ta có các loại điều pha - biên độ, điều pha, điều tần, điều chế thời gian, điều chế biên độ, hay kết hợp 2 trong số các loại điều chế trên. Đĩa điều chế tín hiệu thường được gắn cùng với hệ thống quang trên bộ dẫn động con quay để bám sát đối tượng quan sát trong quá trình dẫn khí cụ bay đến đối tượng quan sát. Vì có sai số trong quá trình bám sát nên luôn luôn có tín hiệu sai lệch $\Delta\psi_k$, $\Delta\psi_{ky}$ và $\Delta\psi_{kz}$.

Do vậy, tăng tạo tín hiệu điều chế cùng với bộ dẫn động con quay còn được gọi là thiết bị tạo tín hiệu sai lệch. Tùy thuộc vào giá trị $\Delta\psi_k$, $\Delta\psi_{ky}$ và $\Delta\psi_{kz}$ mà ảnh đối tượng quan sát sẽ nằm ở vị trí nào đó trên đĩa điều chế tín hiệu. Khi giá trị tuyệt đối của $\Delta\psi_k$ càng lớn thì ảnh đối tượng quan sát càng nằm xa tâm đĩa điều chế. Cũng tương tự như vậy, giá trị $\Delta\psi_{ky}$, $\Delta\psi_{kz}$ sẽ định ảnh đối tượng quan sát nằm ở vị trí tương đối so với trục Oy_k và Oz_k , từ đó ta xác định được pha của tín hiệu đối tượng quan sát.

Máy thu năng lượng quang thực chất là quang trở có thêm phần phụ là cơ cấu làm lạnh quang trở. Quang trở nhận năng lượng của dòng bức xạ nhiệt từ đối tượng quan sát, biến các tín hiệu quang đó thành tín hiệu điện. Cơ cấu làm lạnh tạo cho quang trở có độ nhạy cao hơn đối với sóng bức xạ của đối tượng quan sát. Sau máy thu năng lượng quang, tại điểm 1 (hình 4.2) chúng ta có được tín hiệu dưới dạng điện áp $u_1(t)$. Tùy thuộc vào phương pháp điều chế mà tín hiệu $u_1(t)$ có dạng khác nhau.

Tín hiệu $u_1(t)$ có dạng điều chế pha - biên độ thì thông tin pha và biên độ được đưa vào tín hiệu $u_1(t)$ và nó sẽ nhận dạng tín hiệu điều chế pha - biên độ. Nếu chúng ta chọn phương pháp điều tần thì tín hiệu $u_1(t)$ sẽ là điều tần và nếu là điều chế thời gian thì $u_1(t)$ sẽ là điều chế thời gian. Tín hiệu $u_1(t)$ được khuếch đại, biên độ của nó ở đầu ra máy thu phụ thuộc vào góc lệch $\Delta\psi_k$ và mang thông tin về sai lệch bám sát đối tượng quan sát. Trong quá trình điều khiển cự ly khí cụ bay - đối tượng quan sát nhỏ dần, điều này dẫn

đến cường độ dòng năng lượng quang chiếu lên máy thu càng lớn, biên độ của tín hiệu $u_1(t)$ tăng lên. Có nghĩa là biên độ tín hiệu $u_1(t)$ không chỉ phụ thuộc vào sai số, mà còn phụ thuộc vào cự ly. Thông tin này không phản ánh tọa độ góc đối tượng quan sát, không có lợi trong việc xử lý lệnh điều khiển. Tầng TĐK (tự động điều chỉnh hệ số khuếch đại) tạo tín hiệu để điều chỉnh hệ số khuếch đại, chống hiện tượng đột biến, bảo hoà về biên độ gây mất thông tin về tọa độ đối tượng quan sát.

Tầng tạo tín hiệu mang thông tin về tọa độ của đối tượng quan sát bao gồm bộ giải điều chế và bộ lọc. Tầng này biến tín hiệu từ quang trở sau khi đã được khuếch đại thành tín hiệu $u_3(t)$ và tại điểm 3 nó có dạng $u_3(t) = U_{03} \sin(\omega t + \varphi)$, trong đó U_{03} là biên độ tín hiệu và tỷ lệ với giá trị độ lệch tuyệt đối của ảnh đối tượng quan sát trên đĩa điều chế so với tâm của nó, tức là phụ thuộc ρ . Pha φ phản ánh vị trí ảnh đối tượng quan sát so với trục Oz và Oy. Tín hiệu $u_3(t)$ được đưa đến khối lập lệnh điều khiển, đồng thời nó còn được đưa tới tầng khuếch đại công suất để khuếch đại dòng của tín hiệu sai lệch đủ lớn điều khiển cơ cấu dẫn động con quay bám theo đối tượng quan sát. Tín hiệu đó tại điểm 4 được biểu diễn.

$$i(t) = I_0 \sin(\omega t + \varphi). \quad (4.3)$$

Cơ cấu dẫn động con quay ở đây có cấu tạo đặc biệt. Gương phản xạ tín hiệu hồng ngoại được gắn với một nam châm vĩnh cửu ở phía sau, hoặc được làm bằng vật liệu từ nên nó như là rôto con quay, cụm này quay với tốc độ ổn định và tạo ra một từ trường quay. Tín hiệu điều khiển dạng (4.3) chạy trong cuộn dây bao quanh rôto tạo ra từ trường xoay chiều. Tác động giữa chúng tạo ra mômen điều khiển rôto con quay bám theo đối tượng quan sát (theo định luật Ampe). Theo [37] ta có được sơ đồ cấu trúc hình 43.

Theo [33], [37] rôto là một nam châm vĩnh cửu, khi quay nó tạo ra biến thiên từ trường trên các cuộn dây tạo tín hiệu chuẩn và sinh ra sức điện động ở các cuộn dây này. Có 4 cuộn dây bố trí cách nhau 90° nên sức điện động trên 2 cuộn đối xứng là hàm sin, thì trên 2 cuộn bố trí vuông góc với

nó là hàm cos. Do rôto quay ngược chiều quay của khí cụ bay nên tín hiệu chuẩn được biểu diễn như sau (tại điểm 5, 6):

$$u_{c1}(t) = U_{c01} \sin(\omega + \omega_{x1})t, \quad (4.4)$$

$$u_{c2}(t) = U_{c02} \sin(\omega + \omega_{x1})t,$$

Thông thường: $U_{c01} = U_{c02} = U_{c0}$.

Tín hiệu sai lệch sau bộ khuếch đại công suất có dạng:

$$u_s = U_{so} \sin(\omega t + \varphi), \quad (4.5)$$

trong đó: ω - số vòng quay của rôto con quay dẫn động bám sát đối tượng quan sát.

2. Đo và xử lý sai số bằng tay

Khác với quá trình đo và xử lý sai số tự động, để đo và xử lý sai số bằng tay ở hệ thống quang phải có thêm một kính để đảo chiều ảnh đối tượng quan sát làm cho trắc thủ không có cảm giác nhầm về hướng, biết được sai số điều khiển trắc thủ điều khiển cần khử sai số. Sai số trong trường hợp này được biểu diễn như sau:

$$\Delta_{KY} = \varepsilon_M - \varepsilon_{KC},$$

$$\Delta_{KZ} = v_M - v_{KC}, \quad (4.6)$$

trong đó: ε_M, v_M - góc của vectơ cự ly đối tượng quan sát trong 2 mặt phẳng so với 2 trục OY_g và OZ_g ; ε_{KC}, v_{KC} - góc của vectơ cự ly khí cụ bay trong 2 mặt phẳng so với 2 trục OY_g và OZ_g .

Vì phản ứng của trắc thủ có độ trễ nhất định trong quá trình xử lý, độ trễ này được mô tả bởi khâu chậm trễ $1(t - \tau_n)$, ở đây τ_n là thời gian chậm trễ của con người. Sai số điều khiển khi này được biểu diễn dưới dạng sau:

$$\Delta_{kyn} = \Delta_{KY} 1(t - \tau_n),$$

$$\Delta_{kzn} = \Delta_{KZ} 1(t - \tau_n). \quad (4.7)$$

Trên mặt phẳng thẳng đứng có tác động của trọng lượng nên kênh này được bù trọng lượng với hệ số K_{II} . Khi ấy:

$$\Delta_{kmb} = \Delta_{km} K_{II} 1(t - \tau_n) \quad (4.8)$$

Do có trễ nên trên hai kênh lấy sai số được bù lại bằng một khâu tỷ lệ - vi phân (PD) nhằm mục đích tăng nhanh quá trình. Kết quả ở đầu ra của chúng ta có được sai số đã được bù PD:

$$\begin{aligned} \Delta_{kyPD} &= (K_P + T_D P) K_{II} \Delta_{ky} K_I 1(t - \tau_n), \\ \Delta_{kzPD} &= (K_P + T_D P) \Delta_{kz} K_I 1(t - \tau_n), \end{aligned} \quad (4.9)$$

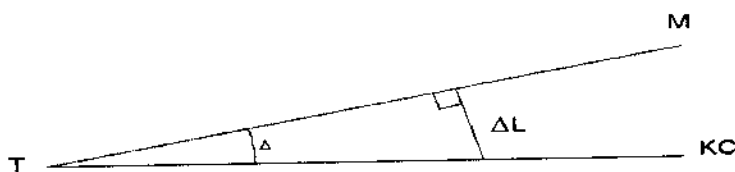
trong đó: K_P - hệ số tỷ lệ; T_D - hằng số thời gian của khâu vi phân.

Do ở giai đoạn đầu khi được phóng ra, khí cụ bay bay ở độ cao thấp nên hệ thống điều khiển có chương trình lấy độ cao nhằm tránh va chạm khí cụ bay vào các chướng ngại vật trên mặt đất phía trước đài điều khiển. Tín hiệu (4.9) khi này được biểu diễn như sau:

$$\begin{aligned} \Delta_{kyPD} &= (K_c + at)(K_P + T_D P) K_{II} \Delta_{ky} K_I 1(t - \tau_n), \\ \Delta_{kzPD} &= (K_P + T_D P) \Delta_{kz} K_I 1(t - \tau_n) \end{aligned} \quad (4.10)$$

trong đó: K_c - giá trị ban đầu, $0 \leq t \leq t_1$; a - hệ số; t_1 - thời gian điều khiển.

Hình 4.4 thể hiện các tham số điều khiển khi đo và xử lý sai số bằng tay.



Hình 4.4. Sơ đồ biểu diễn mối quan hệ giữa trạm điều khiển, khí cụ bay và đối tượng quan sát

T - trạm điều khiển; KC - khí cụ bay; M - đối tượng quan sát, Δ - sai số về góc, ΔL - sai số độ lệch thẳng.

Vì điều khiển theo phương pháp dẫn 3 điểm nên xảy ra trường hợp là có cùng một sai số về góc Δ nhưng cự ly tính từ đài điều khiển đến vị trí tức thời của khí cụ bay càng lớn thì sai số độ lệch thẳng càng lớn, tức là khoảng cách từ vị trí khí cụ bay đến đường ngắm càng lớn (hình 4.3). Do đó cần hiệu chỉnh sai số theo cự ly để nâng cao hiệu suất trúng đích bằng cách nhân sai số đó với cự ly bay của khí cụ bay:

$$\begin{aligned}\Delta L_Y &= D(t) (K_c + at)(K_p + T_D P) K_n \Delta_{ky} K_1 1(t - \tau_n), \\ \Delta L_Z &= D(t)(K_p + T_D P) \Delta_{kz} K_1 1(t - \tau_n),\end{aligned}\quad (4.11)$$

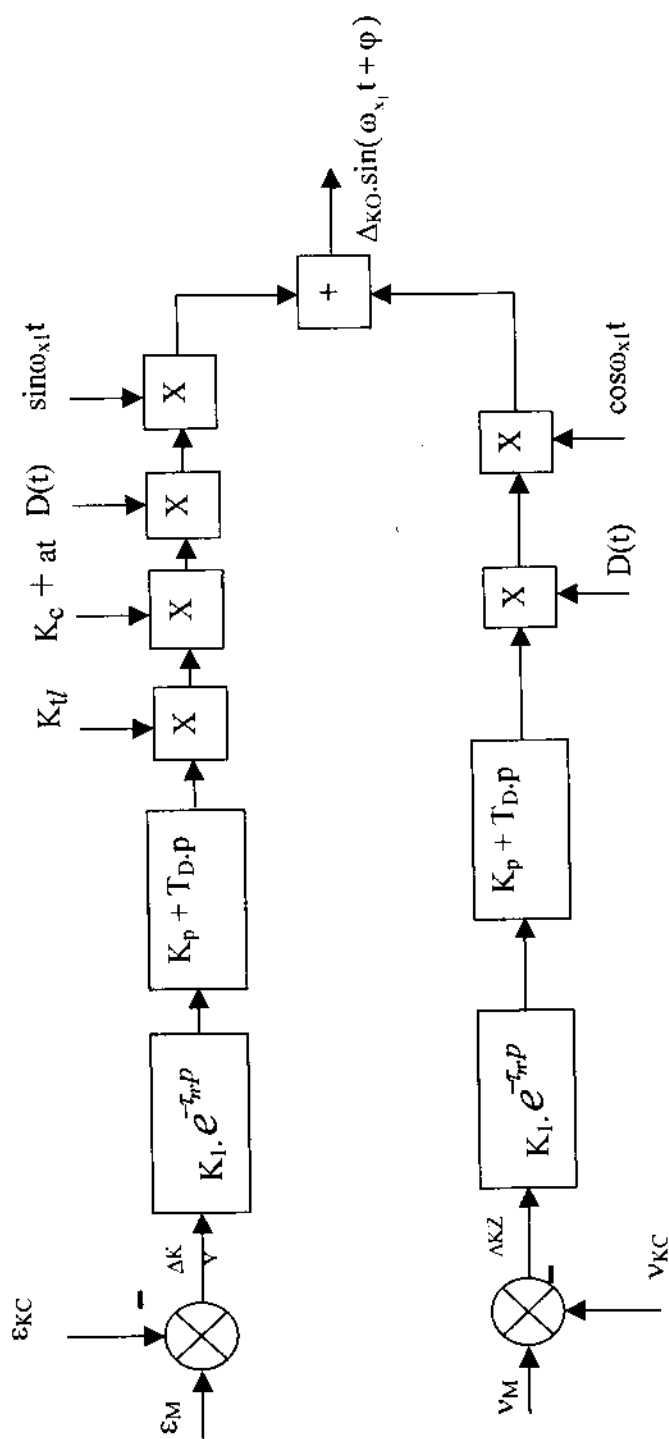
trong đó: $D(t) = D_0 + Vt$; D_0 - cự ly ban đầu; V - tốc độ bay của khí cụ bay; t - thời gian bay kể từ thời điểm D_0 trở đi; ΔL_Y , ΔL_Z - sai số độ lệch thẳng trên hai mặt phẳng thẳng đứng và nằm ngang.

Hai tín hiệu này được điều chế bởi hàm $\cos \omega_{x1} t$ và hàm $\sin \omega_{x1} t$. Kết quả tổng 2 hàm này, ta có:

$$\Delta_k = \Delta_{k0} \sin (\omega_{x1} t + \varphi), \quad (4.12)$$

trong đó: $\Delta_{k0} = \sqrt{\Delta L_Z^2 + \Delta L_Y^2}$, $\varphi = \arctg \frac{\Delta L_Y}{\Delta L_Z}$.

Biểu thức (4.12) xác định tọa độ đối tượng quan sát so với tọa độ khí cụ bay. Từ các vấn đề đã trình bày và các biểu thức trên đây ta xây dựng được sơ đồ cấu trúc phần đo sai số điều khiển như hình 4.5.



Hình 4.5. Sơ đồ cấu trúc bộ tạo độ trong hệ thống điều khiển xa

4.2. ĐẶC TRƯNG TẠP TRÊN ĐẦU VÀO MÁY ĐO SAI SỐ ĐIỀU KHIỂN

Phần tử cảm ứng của máy đo sai số điều khiển trên hệ thống tự dẫn KCBĐKMK thường là quang trở. Theo [26], khi phân tích nhiễu nội bộ trên quang trở ta thấy có 3 loại: tạp nhiệt, tạp phát- tái hợp và tạp dư. Đại lượng tạp nội bộ của quang trở xác định dòng bức xạ tối thiểu mà nó có thể ghi nhận được, tức là độ nhạy ngưỡng. Sử dụng các giải pháp kết cấu công nghệ đặc biệt và làm lạnh các phần tử nhạy cảm có thể giảm tạp nội bộ đến mức rất nhỏ. Song, ngay cả khi giảm tạp nội bộ đến mức 0, tức là loại trừ hoàn toàn tạp nội bộ thì độ nhạy ngưỡng của quang trở sẽ bị hạn chế do tạp bức xạ ngẫu nhiên của nền (tạp bức xạ). Chúng ta sẽ xem xét từng loại tạp đó.

Tạp nhiệt : Tạp nhiệt xuất hiện do chuyển động ngẫu nhiên của các phần tử mang điện tích trong kim loại, bán dẫn, quang trở. Do tạp nhiệt không phụ thuộc vào tần số nên người ta gọi nó là "tạp trắng" tạo ra điện áp đặt vào quang trở. Giá trị bình phương trung bình các tạp nhiệt xuất hiện trên quang trở được xác định qua biểu thức Nyquist:

$$u_T = \sqrt{4kTR_T \Delta f} \text{ [V]}, \quad (4.13)$$

trong đó: k - hằng số Boltzman, bằng $1,38 \cdot 10^{-23}$ Ws/độ; T - nhiệt độ phần tử nhạy cảm [°K]; R_T - điện trở phần tử nhạy cảm tính bằng [ôm]; Δf - độ rộng dải thông thiết bị khuếch đại [Hz].

Ví dụ: Có thể chọn 2 loại quang trở cho 2 loại điều chế. ở kênh điều biên là sunfua chì PbS không làm lạnh, ở 295°K có $R_{T1} = 500\text{k}\Omega$, ở kênh điều tần là loại InSb có làm lạnh, ở 77°K có $R_{T2} = 2\text{k}\Omega$.

Tính giá trị tạp nhiệt của 2 loại đó. Kênh điều biên $\Delta f = 30\text{Hz}$.

$$u_{Tb} = \sqrt{4 \times 1,38 \cdot 10^{-23} \times 295 \times 500 \cdot 10^3 \times 30} = 1569,88 \cdot 10^{-10} \text{ V} = 0,1569 \cdot 10^{-6} \text{ V}.$$

Ở kênh điều tần có làm lạnh ở 77°, $\Delta f = 100 \text{ Hz}$.

$$u_{T_1} = \sqrt{4 \times 1,38 \cdot 10^{-23} \times 77 \times 2 \cdot 10^3 \cdot 100} = 92 \cdot 10^{-10} V = 0,0092 \cdot 10^{-6} V.$$

So sánh 2 kết quả trên ta thấy tạp nhiệt của kênh điều tần nhỏ hơn rất nhiều so với kênh điều biên mặc dù dải thông của kênh điều tần rộng hơn.

Tạp phát - tái hợp: Tạp phát- tái hợp xuất hiện là do tốc độ phát - tái hợp ngẫu nhiên của các phân tử mang điện, nó dẫn đến hiện tượng ngẫu nhiên của mật độ tập trung phân tử mang điện ở các vùng. Các phân tử mang điện ở miền no hoặc ở miền hợp chất di chuyển vào miền dẫn tương tác với dao động của các lưới tinh thể và cả năng lượng bức xạ chiếu vào quang trở. Người ta phân ra thành các thành phần khác nhau của tạp phát- tái hợp, có loại do nhiệt, có loại do bức xạ tạo ra.

Khi làm lạnh sâu thì thành phần tạp do kích thích nhiệt rất nhỏ so với thành phần do bức xạ gây ra. Vì vậy, độ nhảy giới hạn của quang trở được xác định bằng tạp do hiện tượng ngẫu nhiên của bức xạ nền.

Mật độ phổ công suất tạp phát - tái hợp được tính theo biểu thức sau:

$$u_{f-t}^2 = \frac{ue\mu\sqrt{2\tau N}}{\sqrt{1 + (2\pi f\tau)^2}}, \quad [V^2], \quad (4.14)$$

trong đó: N - mật độ phân tử mang điện tạo ra do hiện tượng ion hóa và bức xạ nền [cm^{-3}], u - điện áp trên quang trở [V]; μ - độ linh động phân tử mang điện [$\text{cm}^2/\text{V.s}$]; e - điện tích của điện tử [k]; τ - thời gian sống của phân tử mang [s].

Ví dụ: Chọn loại quang trở PbS cho kênh điều biên, thay các giá trị vào có:

$$u_{f-t}^2 = \frac{15.1,6 \cdot 10^{-19} 600 \sqrt{2 \times 40 \cdot 10^{-6} \cdot 10^{17}}}{\sqrt{1 + (2 \cdot 3,14 \cdot 30 \cdot 40^{-6})^2}} = 0,40 \cdot 10^{-8} V.,$$

$$u_{f-z} = 63 \cdot 10^{-6} V..$$

Chọn loại quang trở InSb cho kênh điều tần:

$$u_{f-i}^2 = \frac{15.1.6.10^{-19}.600\sqrt{2.1.10^{-6}.10^{17}}}{\sqrt{1 + (2.3.14.1.10^{-6}.6000)^2}},$$

$$u_{f-i} = \sqrt{64398,75.10^{-14}} = 25,37.10^{-6} V.$$

Ta thấy: tạp phát - tái hợp của quang trở InSb nhỏ hơn PbS.

Tạp dư: Tạp dư có phổ dạng $1/f$ có liên quan đến vấn đề thiếu hoàn thiện của công nghệ chế tạo mặt tiếp xúc của quang trở với dây dẫn và xử lý bề mặt.

Tạp dư giới hạn độ nhạy ngưỡng quang trở ở tần số thấp. Giá trị của nó tăng tỷ lệ thuận với bình phương dòng điện chạy qua quang trở (đôi khi người ta gọi là tạp dòng).

Mật độ công suất phổ tạp dư có thể được xác định theo biểu thức sau:

$$u_d^2 = \frac{K_1 I^\beta}{f^\alpha}, [V^2], \quad (4.15)$$

trong đó: K_1, β, α - hệ số. Thực nghiệm xác định $\beta \approx 2, \alpha = 1$. K_1 - phụ thuộc vào sự không hoàn thiện công nghệ, với điều kiện công nghệ hoàn thiện $K_1 = 1$.

Giả sử dòng điện tối đa chạy qua quang trở: $I = 150 \mu A$ ta có:

$$u_d = \sqrt{\frac{kI^2}{f}} = I \sqrt{\frac{k}{f}} = 150 \cdot 10^{-6} \sqrt{\frac{2}{900}} = 150 \cdot 10^{-6} \times 0,033 = 7,07 \cdot 10^{-6} V.$$

Bằng các giải pháp làm lạnh, chọn diện tích quang trở và chế độ điều chế ta được giá trị tạp nội bộ của các thành phần khá nhỏ.

Tổng tạp nội bộ :

$$u_{T_{nb}} = u_f + u_{f-i} + u_d. \quad (4.16)$$

Tạp nền: Quang trở có độ nhạy đủ để phát hiện đối tượng quan sát và ghi nhận cả bức xạ nền ở xung quanh đối tượng quan sát. Do đó, khi không

có bức xạ từ đối tượng quan sát thì trên quang trở vẫn có dòng điện ngẫu nhiên. Tạp đó được xác định bằng biểu thức sau:

$$u_n = \sqrt{8q_{qt} k \sigma T_N^2 S_u^2}, \quad [\text{V}], \quad (4.17)$$

trong đó: q_{qt} - diện tích bề mặt quang trở [m^2], T_N - nhiệt độ nền [$^\circ\text{K}$]; s_u - hệ số biến đổi quang trở, [V/W]; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-12} \text{W/m}^2 \cdot \text{K}^4$; $k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{W/K}$.

$$s_u = \frac{S_{ur} U_{qt}}{q_{qt}}. \quad (4.18)$$

Ví dụ: ở kênh chọn quang trở PbS, với $S_{ur} = 10 \text{ cm}^2/\text{W}$; $U_{qt} = 20\text{V}$; $q_{qt} = 0,25 \text{ cm}^2$, ta có:

$$S_u = \frac{10 \cdot 20}{0,25} = 800 \text{ V/W}.$$

$$\text{Tạp nền sẽ là: } u_n = \sqrt{8 \cdot 0,25 \cdot 1,38 \cdot 10^{-23} \cdot 5,67 \cdot 25^5 \cdot 800^2} = 98 \cdot 10^{-6} \text{ V}.$$

Từ những phân tích trên, cho thấy:

- Đối với tạp nội bộ sử dụng phương pháp làm lạnh sẽ giảm hẳn thành phần tạp nhiệt.

- Tạp dư phụ thuộc rất nhiều vào điều kiện hoàn thiện công nghệ. Nếu công nghệ kém, tạp này sẽ tăng lên và chiếm tỷ lệ rất lớn.

- Diện tích quang trở càng lớn thì tạp càng nhiều, nhưng không thể giảm tùy ý. Diện tích quang trở phải hứng hết được năng lượng bức xạ đối tượng quan sát, nên nó phụ thuộc vào kích thước ảnh đối tượng quan sát. Khi hệ thống kính hội tụ tốt thì diện tích quang trở có thể giảm.

Tạp tổng cộng trên máy thu quang bằng tổng các loại tạp trên:

$$u_{\Sigma} = u_{TNB} + u_n \quad (4.19)$$

$$\begin{aligned} u_{\Sigma} &= u_{TNB} + u_n = 70,2296 \cdot 10^{-6} + 98 \cdot 10^{-6} \text{V} = \\ &= 168,2296 \cdot 10^{-6} \text{V} = 0,168 \text{ mV}. \end{aligned}$$

Từ các kết quả tính toán trên, chúng ta thấy rằng, tạp nhiệt và tạp nền là tạp trắng nhưng tạp dư và tạp phát tái hợp là tạp màu vì nó phụ thuộc vào tần số, nhưng nếu chọn tần số hợp lý và giải tần hẹp chúng ta cũng có thể xem 2 loại tạp này là tạp trắng.

4.3. TỶ SỐ TÍN HIỆU TRÊN TẠP ĐẦU VÀO MÁY ĐO SAI SỐ ĐIỀU KHIỂN

Xét một số dạng điều chế tín hiệu quang. Theo [29], khi chưa điều chế thì đặc trưng xung của hệ thống được xác định bởi biểu thức:

$$k(\theta) = \frac{1}{2\pi G} \int_{-\infty}^{\infty} S^*(\omega) e^{-j\omega(t_0 - \theta)} d\omega = \frac{S(t_0 - \theta)}{G}, \quad (4.20)$$

trong đó: $S^*(\omega)$ - phổ liên hợp của tín hiệu vào, $t = t_c + t_0 + \tau$; θ - biến.

Do đặc điểm điều chế phân tích ở trên, các xung đều có đặc điểm giống nhau. Vậy tín hiệu đầu ra sẽ là:

$$\varphi(t) = \frac{1}{G} \int_{-\infty}^{\infty} y(t') X(t) k(t - t') dt', \quad (4.21)$$

trong đó: $X(t)$ - hàm số điều chế, $y(t)$ - tín hiệu vào, $k(t, r)$ - hàm đặc trưng cho hệ thống.

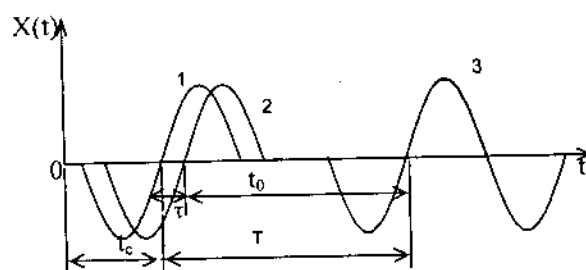
Có thể biểu diễn dạng tín hiệu điều chế và sơ đồ khối xử lý tín hiệu như hình 4.6, hình 4.7.

Ta gọi tỷ số tín hiệu trên tạp khi chưa có điều chế là β thì tỷ số tín hiệu trên tạp khi có điều chế sẽ là:

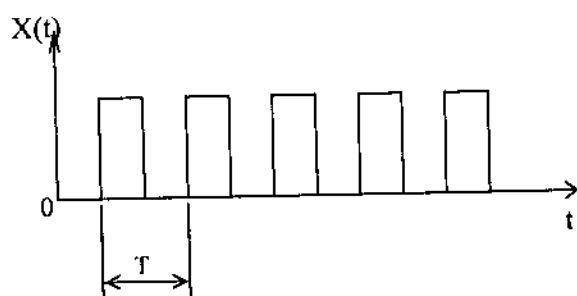
$$\beta_{\text{DC}} = \beta(a_0^2 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n^2), \quad (4.22)$$

trong đó: a_0, a_n - các giá trị hệ số trong khai triển Fourier:

$$X(t) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos(n\omega_0 t), \quad (4.23)$$



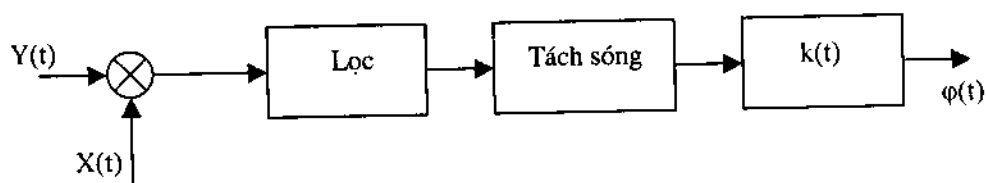
a- Điều chế dạng Sin



b - Điều chế dạng xung vuông

Hình 4.6

1. Tín hiệu vào; 2. tín hiệu bộ lọc được điều chỉnh đến; 3. tín hiệu ra.



Hình 4.7. Sơ đồ chức năng bộ điều chế và xử lý tín hiệu

Theo [38] người ta chỉ sử dụng hài bậc nhất vì chỉ có hài đó mới mang thông tin về đối tượng quan sát, nó thu được nhờ mạch lọc dải thông hẹp và tách sóng đồng bộ, nên:

$$X(t) \approx a_0 + a_1 \cos \omega_0 t, \quad (4.24)$$

và tín hiệu đầu ra sẽ có dạng:

$$\varphi_i = a_i \int_{-x}^t Y(t) \cos \omega t k(t - t') dt. \quad (4.25)$$

Độ méo tín hiệu $Y(t)$ khi khuếch đại có thể bỏ qua nhờ mạch lọc dải thông hẹp và những thành phần có tần số nằm ngoài dải thông sẽ không qua mạch lọc và tách sóng đồng bộ. Do đó tỷ số tín trên tạp khi có điều chế:

$$\beta_{ix} = \frac{a_1^2}{2} \beta. \quad (4.26)$$

Khi có điều chế toàn phần thì:

$$X(t) = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \omega_0 t, \quad (4.27)$$

tức là $a_0=1/2$, $a_1=1/2$. Khi đó tỷ số tín trên tạp:

$$\beta_{oc} = \beta(1/4 + 1/8) = \frac{3}{8} \beta. \quad (4.28)$$

Phương pháp điều chế như trên khi xử lý tối ưu ở phân lọc tín hiệu sẽ cho giá trị tỷ số tín trên tạp trắng bằng 3/8 giá trị tỷ số tín trên tạp khi không có điều chế.

Nếu chỉ sử dụng hài đầu tiên thì tỷ số đó là:

$$\beta_{ix} = \frac{a_1^2}{2} \beta = \frac{1}{8} \beta. \quad (4.29)$$

Khi điều chế theo hàm xung vuông lý tưởng thì:

$$a_0 = \frac{1}{2}, a_n = \frac{\sin(n\pi/2)}{n\pi/2}, \quad (4.30)$$

$$X(t) = \frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \cos(\omega_0 t) - \frac{2}{3\pi} \cos(3\omega_0 t) + \frac{2}{5\pi} \cos(5\omega_0 t) \dots$$

và tỷ số tín trên tạp khi điều chế bằng các xung vuông sẽ là:

$$\beta_{\text{DC}} = \beta \left(\frac{1}{4} + \frac{2}{\pi^2} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{(2n-1)^2} \right). \quad (4.31)$$

Vì $\sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{(2n-1)^2} = \frac{\pi^2}{8}$ thì $\beta_{\text{DC}} = \frac{1}{2} \beta$. Như vậy tỷ số tín hiệu trên tạp khi

có điều chế bằng 1/2 tỷ số tín trên tạp khi không điều chế.

Nếu chúng ta chỉ lấy hài bậc nhất thì:

$$\beta_{\text{DC}} = \frac{2}{\pi^2} \beta \approx 0,2 \beta. \quad (4.32)$$

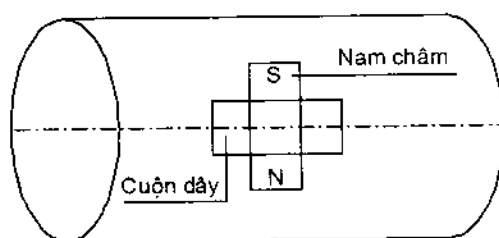
Từ đây có nhận xét:

- Tỷ số tín trên tạp khi điều chế bằng hàm điều hoà bậc nhất bằng 1/8 tỷ số tín trên tạp trắng khi không điều chế.
- Tỷ số tín trên tạp khi không điều chế gấp 5 lần tỷ số tín trên tạp khi điều chế bằng các xung vuông.
- Tỷ số tín trên tạp khi có điều chế bằng các xung vuông lớn hơn tỷ số tín trên tạp khi điều chế bằng hàm điều hoà bậc nhất.

4.4. ỨNG DỤNG MẠCH LỌC KALMAN - BIUXI TRONG XỬ LÝ TÍN HIỆU

1. Tạo tín hiệu chuẩn trong hệ thống tự dẫn

Theo [37], trong hệ thống tự dẫn, sai số điều khiển được xác định ngay trên khí cụ bay. Do đó việc tạo tín hiệu chuẩn để lập lệnh điều khiển cũng được thực hiện ngay trên đó. Hình 4.8 mô tả nguyên lý tạo tín hiệu chuẩn. Rôto của máy toạ độ là một nam châm vĩnh cửu có cường độ từ thông B [tetsla], diện tích thiết diện S [m²] quay với tốc độ ω [vòng/phút]. Bao quanh rô to có quấn 4 cuộn dây đối xứng nhau từng đôi một, khi rô to quay sẽ sinh ra điện áp cảm ứng trên các cuộn dây đó.



Hình 4.8. Sơ đồ nguyên tắc tạo tín hiệu chuẩn

Ở KCBĐKMK, do bố trí rôto quay ngược chiều quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc của nó, nên tín hiệu chuẩn có dạng như sau:

$$\begin{aligned} u_{C_1} &= 2\pi\omega_1 (f + f_{X_1}) BS k \sin(\omega + \omega_{X_1}) t; \\ u_{C_2} &= 2\pi\omega_1 (f + f_{X_1}) BS k \sin(\omega + \omega_{X_1}) t; \end{aligned} \quad (4.33)$$

trong đó: $2\pi f_{X_1} = \omega_{X_1}$ - tốc độ vòng quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc OX_1 ; B - cường độ từ thông; S - diện tích thiết diện phần cảm; k - hệ số cảm ứng từ.

Biểu thức (4.33) chứng tỏ rằng biên độ của tín hiệu chuẩn phụ thuộc vào số vòng quay của rôto và số vòng quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc. Vì thế trong hệ thống phải có ổn định số vòng quay của rôto con quay và số vòng quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc OX_1 của nó, đồng thời ở tầng tạo lệnh điều khiển trên KCBĐKMK phải chú ý thiết kế sao cho tín hiệu điều khiển không được phụ thuộc vào biên độ của tín hiệu chuẩn.

2. Tạo tín hiệu sai lệch thứ cấp

Đối với các khí cụ bay tự dẫn một kênh theo [43], tín hiệu sai lệch về đối tượng quan sát được thiết lập ở bộ tọa độ đối tượng quan sát, sau khi khuếch đại có dạng:

$$U_{sl} = U_{oc} \sin(\omega t + \varphi), \quad (4.34)$$

trong đó: U_{ω_c} - biên độ tín hiệu phụ thuộc vào sai lệch giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát, ω - tần số tín hiệu sai lệch bằng tần số quay của rôto con quay trong bộ toạ độ, φ - góc lệch pha.

Tín hiệu (4.34) được gọi là tín hiệu sai lệch, nó phản ánh sai số điều khiển.

Từ (4.33), tín hiệu chuẩn được tạo ra trên các cuộn stato của con quay có dạng:

$$U_C = U_2 \sin(\omega + \omega_{x1}) t, \quad (4.35)$$

trong đó: U_2 - biên độ tín hiệu (thường lớn hơn so với U_1 và có giá trị không đổi), ω_{x1} - tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc.

Tín hiệu sai lệch thứ cấp là tín hiệu phản ánh sai số điều khiển (4.34) được tạo ra từ tín hiệu (4.34) và (4.35). Để tạo ra tín hiệu sai lệch về đối tượng quan sát có tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc phải trộn tín hiệu U_{ω_c} với tín hiệu chuẩn U_C . Đầu ra của bộ trộn là tín hiệu hỗn hợp gồm cả thành phần cao tần và thành phần thấp tần. ở đây thành phần thấp tần là tín hiệu hữu ích, còn thành phần cao tần là các nhiễu tạp cần lọc bỏ.

Vấn đề đặt ra là, ứng dụng bài toán lọc tổng quát, xây dựng bộ lọc tối ưu, lọc bỏ các thành phần nhiễu tạp cao tần, lấy ra thành phần tín hiệu hữu ích có tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc:

$$U_{\omega_c} = U_3 \sin(\omega_{x1} t + \varphi). \quad (4.36)$$

Từ các biểu thức (4.34) và (4.35) ta có phương trình toán học biểu diễn các tín hiệu đầu vào và ra của bộ trộn như sau:

$$U_V(t) = U_1 \sin(\omega t + \varphi) \times U_2 \cos(\omega + \omega_{x1}) t. \quad (4.37)$$

$$U_R(t) = -1/2 \cdot U_1 U_2 [\sin(2\omega t + \omega_{x1} t + \varphi) - \sin(\omega_{x1} t + \varphi)] = \\ 1/2 \cdot U_1 U_2 \sin(\omega_{x1} t + \varphi) - 1/2 \cdot U_1 U_2 \sin(2\omega t + \omega_{x1} t + \varphi). \quad (4.38)$$

Coi thành phần có chứa tần số (ω_{x1}) là tín hiệu hữu ích mô tả trạng thái của đối tượng quan sát so với máy đo tọa độ, còn thành phần tín hiệu với tần số cao $(2\omega + \omega_{x1})$ là các nhiễu, tập bậc 2.

3. Lập bài toán lọc tối ưu

Trên cơ sở lý thuyết lọc đã nghiên cứu [24], xét bài toán lọc tổng quát đối với các hệ thống điều khiển.

Giả thiết phương trình trạng thái và phương trình đo của hệ thống điều khiển có dạng:

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu + \xi(t), \\ z &= Hx + \eta(t);\end{aligned}\tag{4.39}$$

trong đó: x - trạng thái hệ thống, $u(t)$ - đại lượng điều khiển, $\xi(t)$ - tín hiệu ngẫu nhiên đầu vào hệ thống, $\eta(t)$ - tạp trên máy đo, A, B, H - các ma trận hệ số.

Trong công thức (4.39) trạng thái x được hình thành thông qua tác động điều khiển u và có sự tham gia của tín hiệu ngẫu nhiên đầu vào $\xi(t)$, còn ở phương trình đo (z) có ảnh hưởng của tạp $\eta(t)$. Các đại lượng ngẫu nhiên $\xi(t)$ và tạp $\eta(t)$ không tương quan lẫn nhau, các vector quá trình ngẫu nhiên có dạng tạp trắng với cường độ $G_1(t)$ và $G_2(t)$. $G_1(t)$ và $G_2(t)$ là các ma trận kích thước $n \times n$ và $m \times m$ không âm.

Bài toán phục hồi trạng thái tức thời $x(t)$ theo kết quả đo $Z(s)$, $t_0 \leq s \leq t$ khi có nhiễu được gọi là bài toán lọc. Để giải bài toán này cần phải sử dụng thiết bị quan sát trạng thái, phương trình của nó có dạng:

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + k(t)[z - H\hat{x}],\tag{4.40}$$

trong đó: $k(t)$ - ma trận hệ cần lựa chọn.

Ma trận hệ số $k(t)$ là tối ưu nếu nó được chọn từ các điều kiện không chuyển vị của đánh giá $\hat{x}(t)$ và cực tiểu của sai số trung bình bình phương:

$$M[\hat{x}(t)] = M[x(t)],$$

$$M[(x_i(t) - \hat{x}_i(t))^2] = \min. \quad (4.41)$$

Như vậy bài toán lọc tối ưu là tối ưu các hệ số trong công thức (4.39) đối với hệ thống được mô tả bằng công thức (4.40) để đảm bảo thỏa mãn công thức (4.41).

Giả sử trạng thái ban đầu $x(t_0)$ của hệ (4.37) là vectơ ngẫu nhiên với kỳ vọng toán học $M[x(t_0)] = m^0$ và ma trận hiệp biến

$$M[(x(t_0) - m^0)(x(t_0) - m^0)^T] = R_0$$

không tương quan với các tạp $\xi(t)$ và $\eta(t)$ còn $Q(t)$ - ma trận cường độ đối xứng không suy biến khi $t > t_0$, khi đó nghiệm của bài toán nhận được bằng cách xác định ma trận hệ số khuếch đại $k(t)$. Theo [44]:

$$k(t) = R(t) H^T(t) Q^{-1}(t) \quad (4.42)$$

với điều kiện ban đầu $R(t_0) = R_0$, ($R(t)$ - phương trình Rikati). Tuy nhiên việc xác định $k(t)$ theo (4.40) rất phức tạp.

Trong thực tế với các bài toán lọc tối ưu, các thiết bị lọc thường được xây dựng dưới dạng mô hình của lọc Kalman-Biuxi dựa trên phương trình (4.40) có liên hệ ngược theo sai số xác lập, sau đó bài toán được giải theo hướng tính toán, thử nghiệm tìm ra ma trận hệ số khuếch đại $k(t)$ tối ưu.

Nếu đại lượng điều khiển $u(t)$ trong phương trình (4.40) quan hệ với đánh giá trạng thái $\hat{x}(t)$ theo luật:

$$u(t) = -L\hat{x}(t), \quad (4.43)$$

trong đó : L - ma trận không đổi, khi này theo (4.39) ta xác định được phương trình lọc Kalman - Biuxi đối với hệ thống dừng khép kín như sau:

$$\dot{\hat{x}} = (A - BL)\hat{x} + kH(x - \hat{x}) \quad (4.44)$$

Theo phương trình (4.44) xây dựng được sơ đồ cấu trúc của lọc, sau đó dựa vào các tiêu chuẩn chất lượng của quá trình chuyển đổi trạng thái, xác định ma trận hệ số $k(t)$ tối ưu nhất.

Dựa vào bài toán tổng quát trình ở trên, thiết lập được phương trình trạng thái đối với bộ lọc như sau:

$$\begin{aligned}\ddot{x}_1(t) &= \xi(t), \\ z(t) &= x_1(t) + \eta(t),\end{aligned}\quad (4.45)$$

$\eta(t)$ - tạp đo được.

Biến đổi (4.43), có hệ phương trình:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= \xi, \\ z &= x_1 + \eta.\end{aligned}\quad (4.46)$$

Từ hệ phương trình (4.46), theo (4.45), xây dựng được phương trình lọc Kalman - Biuxi như sau:

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 + k_1(z - \hat{x}_1), \\ \dot{\hat{x}}_2 &= k_2(z - \hat{x}_1).\end{aligned}\quad (4.47)$$

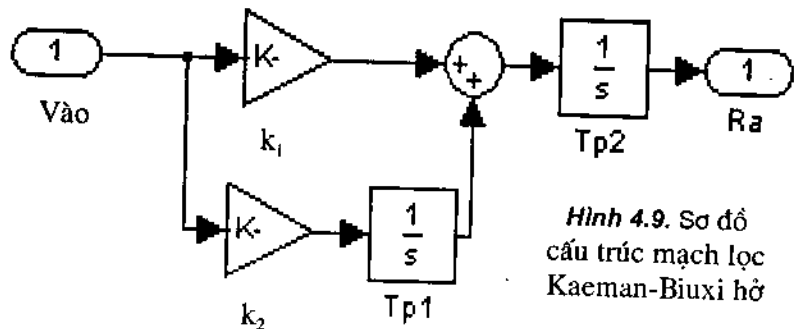
Biến đổi Laplace (4.47) với tín hiệu đầu vào là $(z - \hat{x}_1)$ và tín hiệu đầu ra $\hat{x}_1$ ta có:

$$\begin{aligned}p\hat{x}_1 &= \hat{x}_2 + k_1(z - \hat{x}_1), \\ p\hat{x}_2 &= k_2(z - \hat{x}_1).\end{aligned}\quad (4.48)$$

Thay $\hat{x}_2$ từ phương trình 2 vào phương trình 1 của hệ (4.48), sau khi biến đổi nhận được hàm truyền của lọc ở trạng thái hở:

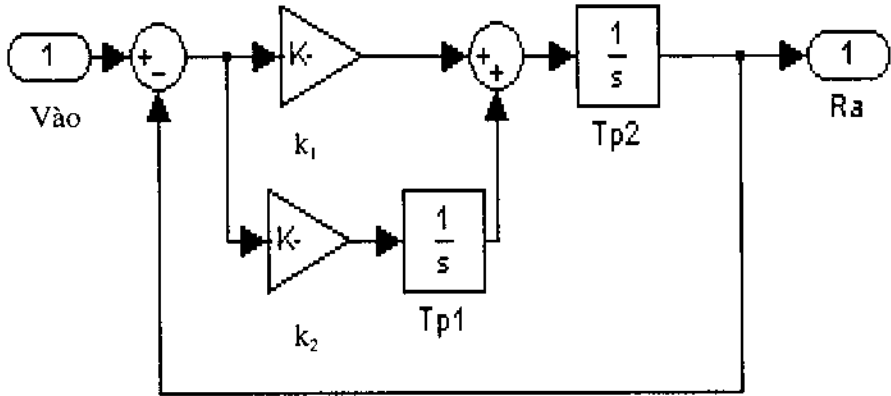
$$W(p) = \frac{k_1 p + k_2}{p^2}.\quad (4.49)$$

Trên cơ sở hàm truyền (4.49), xây dựng sơ đồ cấu trúc của mạch lọc hở như hình 4.9.



Hình 4.9. Sơ đồ cấu trúc mạch lọc Kaeman-Biuxi hở

Dựa vào sơ đồ cấu trúc (hình 4.9) xây dựng được bộ lọc Kalman-Biuxi hoàn chỉnh có phản hồi âm kín với tín hiệu vào là đại lượng đo có nhiễu tạp (z), tín hiệu ra là đánh giá trạng thái ($\hat{x}_1$) như hình 4.10.



Hình 4.10. Sơ đồ cấu trúc mạch lọc Kalman – Biuxi kín

Xác định hàm truyền mạch kín của mạch lọc:

$$\hat{x}_1 = \frac{k_1 p + k_2}{p^2} (z - \hat{x}_1) \Leftrightarrow \hat{x}_1 \left(1 + \frac{k_1 p + k_2}{p^2} \right) = \frac{k_1 p + k_2}{p^2} z = \frac{p^2 + k_1 p + k_2}{p^2} \hat{x}_1,$$

$$\Rightarrow \Phi(p) = \frac{\hat{x}_1}{z} = \frac{k_1 p + k_2}{p^2 + k_1 p + k_2} = \frac{\frac{k_1}{k_2} p + 1}{\frac{1}{k_2} p^2 + \frac{k_1}{k_2} p + 1}. \quad (4.50)$$

Từ công thức (4.50) tìm quan hệ giữa các hệ số khuếch đại k_1 và k_2 .

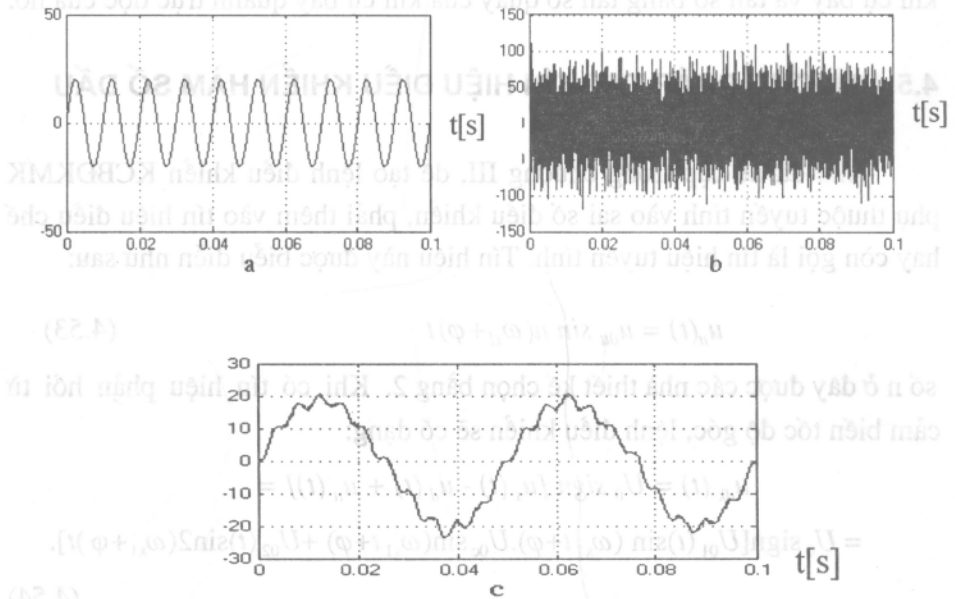
Theo (4.48) suy ra: $T^2 = \frac{1}{k_2}$; $2\xi.T = \frac{k_1}{k_2}$ và từ điều kiện chất lượng của

quá trình chuyển đổi trạng thái, hằng số tắt dần $\xi = \frac{\sqrt{2}}{2} = 0,71$ nên:

$$\frac{\sqrt{2}}{\sqrt{k_2}} = \frac{k_1}{k_2} \Leftrightarrow k_2 = \frac{1}{2} k_1^2. \quad (4.51)$$

Trên cơ sở quan hệ giữa k_1 , k_2 và sơ đồ cấu trúc của lọc (hình 4.10), bằng công cụ MATLAB-SIMULINK mô hình hoá mô phỏng bộ lọc, thử nghiệm khảo sát với các hệ số k khác nhau, chọn ra bộ hệ số k_1 , k_2 tối ưu.

Khảo sát bộ lọc với các hệ số k khác nhau, ta chọn được bộ hệ số: $k_1 = 4$; $k_2 = 8$ là tối ưu. Dưới đây là đồ thị biểu diễn các tín hiệu ở đầu vào và đầu ra của bộ lọc như hình 4.10.



Hình 4.11. Dạng tín hiệu và tập ở đầu vào và đầu ra của mạch lọc:

a, b - tín hiệu và nhiễu đầu vào bộ xử lý; c - tín hiệu sau khi xử lý.

Từ đồ thị thấy rằng tín hiệu ở đầu vào bộ lọc là tín hiệu gồm các thành phần thấp tần và cao tần (hình 4.11b). Sau khi qua lọc chỉ còn lại tín hiệu có tần số thấp bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc ($\omega_{x1} = 20\text{Hz}$) như hình 4.11c:

$$U_{\text{loc}} = U_3 \sin(\omega_{x1}t + \varphi) = U_{0s} \sin(\omega_{x1}t + \varphi). \quad (4.52)$$

Như vậy tín hiệu sau khi lọc hình 11c là tín hiệu đã được xử lý, chứa các thông tin về sai lệch đối tượng quan sát để tạo lệnh điều khiển theo nguyên lý điều khiển một kênh.

Nhờ việc tổng hợp mạch lọc Kalman- Biuxi cho bài toán đặt ra với hệ thống tự dẫn quang của KCBĐKMK điều khiển, chúng ta đã thu được tín hiệu sai lệch có biên độ phản ánh độ sai lệch của đối tượng quan sát so với khí cụ bay và tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc của nó.

4.5. PHƯƠNG PHÁP TẠO TÍN HIỆU ĐIỀU KHIỂN HÀM SỐ DẤU

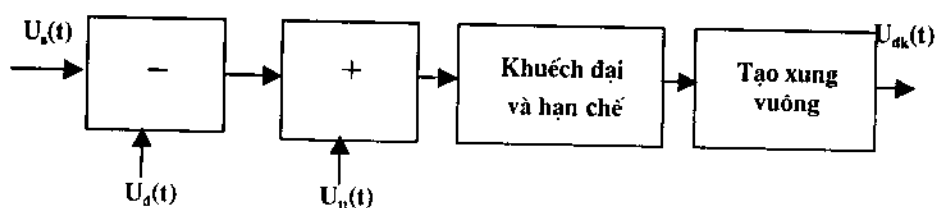
Như đã đề cập trong chương III, để tạo lệnh điều khiển KCBĐKMK phụ thuộc tuyến tính vào sai số điều khiển, phải thêm vào tín hiệu điều chế hay còn gọi là tín hiệu tuyến tính. Tín hiệu này được biểu diễn như sau:

$$u_n(t) = u_{0n} \sin n(\omega_{x1} + \varphi)t \quad (4.53)$$

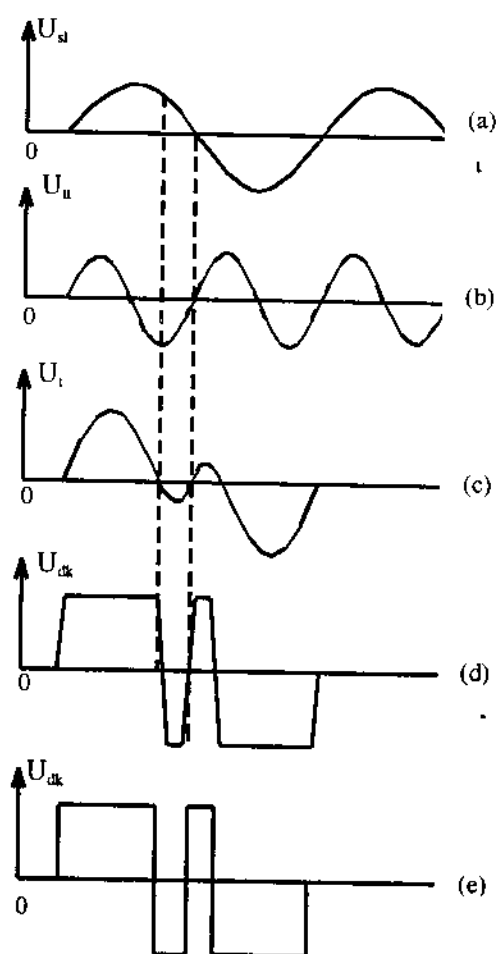
số n ở đây được các nhà thiết kế chọn bằng 2. Khi có tín hiệu phản hồi từ cảm biến tốc độ góc, lệnh điều khiển sẽ có dạng:

$$\begin{aligned} u_{dk}(t) &= U_0 \operatorname{sign} [u_s(t) - u_d(t) + u_n(t)] = \\ &= U_0 \operatorname{sign} [U_{01}(t) \sin(\omega_{x1}t + \varphi) - U_{0c} \sin(\omega_{x1}t + \varphi) + U_{02}(t) \sin 2(\omega_{x1} + \varphi)t]. \end{aligned} \quad (4.54)$$

Theo (4.54) ta có sơ đồ tổng hợp lệnh điều khiển như hình 4.12 và dạng xung như hình 4.13:



Hình 4.12. Sơ đồ nguyên tắc tạo tín hiệu điều khiển hàm số dấu



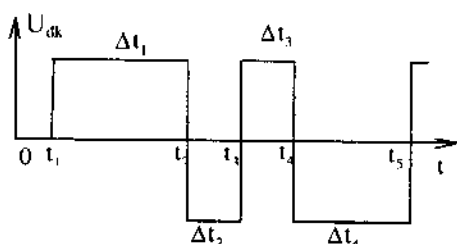
Hình 4.13. Dạng tín hiệu vào và ra của bộ tạo lệnh điều khiển hàm số dấu.

Trong biểu thức (4.54) thành phần thứ nhất $u_s(t)$ là tín hiệu sai lệch, phản ánh sai số điều khiển. Thành phần thứ hai là tín hiệu phản hồi từ cảm biến tốc độ góc. Hiệu hai thành phần này thể hiện trên hình 4.13a. Thành phần thứ 3 làm nhiệm vụ tuyến tính hoá hệ số lệnh thể hiện như hình 4.13b. Tổng 3 tín hiệu thể hiện như hình 4.13c. Hình 4.13d, e là tín hiệu xung điều khiển theo hàm số dấu. Lệnh điều khiển được biểu diễn trên hình 4.13 gọi là

lệnh điều khiển điều chế theo thời gian. Tham số đặc trưng của lệnh điều khiển đó là hệ số lệnh k .

4.6. HỆ SỐ LỆNH VÀ CÁCH CHỌN THAM SỐ TẠO TÍN HIỆU TUYẾN TÍNH

Lệnh điều khiển KCBĐKMK được thể hiện trên hình 4.14.



Hình 4.14. Dạng tín hiệu điều khiển hàm số dấu

Theo [48], hệ số lệnh k đặc trưng cho lệnh điều khiển theo hàm số dấu, được xác định bằng biểu thức sau:

$$k = \frac{n(\Delta t_1 - \Delta t_2)}{T}, \quad (4.55)$$

trong đó: T - chu kỳ quay của khí cụ bay quanh trục dọc đồng thời cũng là chu kỳ thay đổi tín hiệu điều khiển U_{dk} ; $\Delta t_1 = t_2 - t_1$; $\Delta t_2 = t_3 - t_2$ - các khoảng thời gian của 1 xung dương và 1 xung âm ở nửa chu kỳ quay thứ nhất của khí cụ bay, $\Delta t_3 = t_4 - t_3$; $\Delta t_4 = t_5 - t_4$ - các khoảng thời gian của 1 xung dương và 1 xung âm của nửa chu kỳ quay thứ 2. Khi phối hợp vòng quay của khí cụ bay thì khoảng thời gian Δt_1 và Δt_4 sẽ là khoảng thời gian của xung dương chẳng hạn, thì khoảng thời gian $\Delta t_1, \Delta t_3$ sẽ là khoảng thời gian của xung âm; $\Delta t_1 = \Delta t_4$ và $\Delta t_2 = \Delta t_3$.

Khi $\Delta t_1 = \Delta t_2$, tức là thời gian kéo dài của xung dương bằng thời gian kéo dài của xung âm, hệ số lệnh $k = 0$. Khi $\Delta t_2 = \Delta t_3 = 0$, hệ số lệnh là cực

đại và bằng $K_{\max}$. Vấn đề đặt ra là phải tìm các điểm đổi dấu mà tại đó $U_{dk} = 0$ và tính các khoảng thời gian Δt_1 và Δt_2 . Khảo sát mối quan hệ giữa hai tín hiệu thành phần tạo ra tín hiệu điều khiển U_{dk} , đó là tín hiệu đo được của máy đo toạ độ $U_s(t)$ và tín hiệu tuyến tính $U_n(t)$. Khi đó ta có :

$$u_{dk}(t) = u_s(t) + u_n(t) = u_{os} \sin(\omega_{xl}t + \varphi) + u_{on} \sin n(\omega_{xl} + \varphi)t, \quad (4.56)$$

trong đó: n - số bội lần tần số quay của khí cụ bay.

Trong mục 4.5 chọn $n = 2$. Trong mục này sẽ xét tổng quát hơn số n trong việc tạo ra hệ số lệnh. Để đơn giản bài toán với mục đích có thể giải được bằng phương pháp giải tích, giả thiết rằng $\varphi = 0$. Giả thiết này không làm giảm tính đúng đắn của bài toán. (Khi $\varphi \neq 0$ ta cũng sẽ nhận được kết quả tương tự nhưng phải di dời một góc lệch đúng bằng góc φ . Để dễ dàng thực hiện có thể giải bằng máy tính).

Với giả thiết đó, biểu thức (4.56) sẽ nhận dạng sau :

$$u_{dk}(t) = u_{os} \sin \omega_{xl}t + u_{on} \sin n \omega_{xl}t. \quad (4.57)$$

trong đó: $u_{os} = u_{o1} - u_{o2}$.

Cho $n=1$, khi ấy :

$$u_{dk}(t) = u_o \sin \omega_{xl}t + u_{on} \sin \omega_{xl}t, \quad (4.58)$$

hay

$$u_{dk}(t) = (u_{os} + u_{on}) \sin \omega_{xl}t. \quad (4.59)$$

Tìm điểm t_i để sao cho tại đó biểu thức (4.59) bằng 0, tức là tại các điểm đó biến điều khiển sẽ đổi dấu.

$$u_{dk}(t) = (u_{os} + u_{on}) \sin \omega_{xl}t = 0. \quad (4.60)$$

Dễ dàng tìm được khi $t = 0, t = n.T/2$ biểu thức (4.60) luôn luôn bằng 0. Như vậy mỗi một chu kỳ quay của khí cụ bay cánh lái lật 1 lần, mômen điều khiển (như phân tích ở chương III) luôn cực đại.

Cho $n = 2$, biểu thức (4.57) có dạng :

$$u_{dk}(t) = u_{os} \sin \omega_{xl}t + u_{on} \sin 2\omega_{xl}t \quad (4.61)$$

Biến đổi biểu thức (4.61) ta có :

$$u_{dk}(t) = u_{0S} \sin \omega_{x1} t + u_{0H} (\sin \omega_{x1} t \cos \omega_{x1} t + \sin \omega_{x1} t \cos \omega_{x1} t) \\ (2u_{0H} \cos \omega_{x1} t + u_{0S}) \sin \omega_{x1} t \quad (4.62)$$

Biểu thức (4.62) sẽ bằng 0 trong các trường hợp sau:

$$\begin{cases} \sin \omega_{x1} t = 0, & (a) \\ 2u_{0H} \cos \omega_{x1} t + u_{0S} = 0. & (b) \end{cases} \quad (4.63)$$

Từ biểu thức (4.62a) ta tìm được cặp nghiệm trong 1 chu kỳ quay của khí cụ bay:

$$\begin{cases} t_1 = 0, \\ t_3 = T/2, \\ t_5 = T. \end{cases} \quad (4.64)$$

Từ biểu thức (4.62b) ta tìm được cặp nghiệm thứ 2 trong một chu kỳ quay của khí cụ bay:

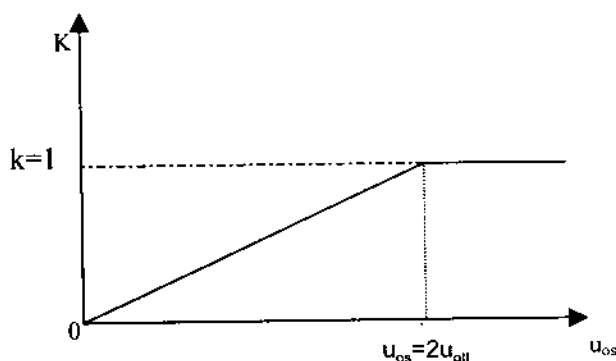
$$\begin{cases} t_2 = \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-u_{0S}}{2u_{0H}} \right), & (a) \\ t_4 = \frac{T}{2} + \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-u_{0S}}{2u_{0H}} \right). & (b) \end{cases} \quad (4.65)$$

Từ cặp nghiệm (4.64) và (4.65) ta có :

$$\begin{cases} \Delta t_1 = t_2 - t_1 = \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-u_{0S}}{2u_{0H}} \right), \\ \Delta t_2 = t_3 - t_2 = \frac{T}{2} - \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-u_{0S}}{2u_{0H}} \right), \\ \Delta t_3 = \Delta t_2, \\ \Delta t_4 = \Delta t_1. \end{cases} \quad (4.66)$$

Thay các giá trị của biểu thức (4.66) vào biểu thức (4.55) và sau khi biến đổi ta có:

$$k = \frac{2}{\pi} \arccos \left(\frac{-u_{os}}{2u_{oll}} \right) - 1. \quad (4.67)$$



Hình 4.15. Đặc trưng hệ số lệnh

Hàm số cos là hàm số chẵn, miền có nghiệm phù hợp là miền từ $\pi/2 \div \pi$. Hình 4.15 mô tả đường đặc trưng hệ số lệnh điều khiển k của KCBĐKMK khi chọn $n = 2$. Hệ số lệnh có giá trị tuyến tính trong miền mà tỷ số giữa biên độ tín hiệu sai lệch và biên độ tín hiệu tuyến tính nhỏ hơn 2 (tức $\frac{u_{os}}{u_{oll}} \leq 2$) biến thiên từ 0 đến 1. Khi tỷ số này lớn hơn 2, hệ số lệnh k bắt đầu biến thiên theo quy luật phi tuyến. Thực ra hệ số lệnh chỉ tuyến tính trong miền giá trị tỷ số hai biên độ đó nhỏ hơn 1, vẽ như trên chỉ là gần đúng.

Từ nhận xét trên, chúng ta thấy: Khi thiết kế tăng tạo tín hiệu tuyến tính cần phải chọn biên độ u_{oll} hợp lý. Để chọn tham số đó phải tính toán xác định được biên độ u_{os} cực đại, ứng với biên độ đó là khoảng cách từ ảnh đối tượng quan sát đến tâm đĩa điều chế được thể hiện bằng bán kính ρ_{max} trên đĩa điều chế mà tại đó đặc tuyến đĩa điều chế nhận giá trị cực đại và bắt đầu biến đổi theo luật phi tuyến. Trong phân tích trên ta chưa kể đến mạch phản hồi âm về tốc độ góc của khí cụ bay. Thực chất phép cộng tín hiệu trên gồm 2 tín hiệu là $u_s(t)$, $u_{ll}(t)$ và $u_D(t)$ của tốc độ góc. Tín hiệu $u_D(t)$ phải có cùng

tần số và pha với tín hiệu sai lệch và như vậy tỷ số 2 biên độ trong biểu thức trên phải hiểu là tỷ số tổng đại số biên độ sai lệch và biên độ tín hiệu phản hồi và biên độ tín hiệu tuyến tính. Do đó thực chất khi tính biên độ ta phải lấy điều kiện:

$$(u_{0S} - u_{0D})_{\max} \leq 2u_{0H}, \quad (4.68)$$

Khi đó các nghiệm (4.65), (4.66) sẽ là:

$$\begin{cases} t_2 = \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-(u_{0S} - u_{0D})}{2u_{0H}} \right), & (a) \\ t_4 = \frac{T}{2} + \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-(u_{0S} - u_{0D})}{2u_{0H}} \right). & (b) \end{cases} \quad (4.69)$$

$$\begin{cases} \Delta t_1 = t_2 - t_1 = \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-(u_{0S} - u_{0D})}{2u_{0H}} \right), \\ \Delta t_2 = t_3 - t_2 = \frac{T}{2} - \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\frac{-(u_{0S} - u_{0D})}{2u_{0H}} \right), \\ \Delta t_3 = \Delta t_2, \\ \Delta t_4 = \Delta t_1. \end{cases} \quad (4.70)$$

Hệ số lệnh k sẽ được tính như sau:

$$k = \frac{2}{\pi} \arccos \left(\frac{-(u_{0S} - u_{0D})}{2u_{0H}} \right) - 1. \quad (4.71)$$

- Khi cho $n = 3$, ta có:

$$u_{dk} = u_{0S} \sin \omega_x t + u_{0H} \sin 3\omega_{x1} t. \quad (4.72)$$

Biến đổi biểu thức (4.72):

$$\begin{aligned} u_{dk} &= u_{0S} \sin \omega_{x1} t + u_{0H} (\sin \omega_{x1} t \cos 2\omega_{x1} t + \sin 2\omega_{x1} t \cos \omega_{x1} t) = \\ &= u_{0S} \sin \omega_{x1} t + u_{0H} [\sin \omega_{x1} t (\cos^2 \omega_{x1} t - \sin^2 \omega_{x1} t) + (\sin \omega_{x1} t \cos \omega_{x1} t \\ &+ \sin \omega_{x1} t \cos \omega_{x1} t) \cos \omega_{x1} t] = \\ &= u_{0S} \sin \omega_{x1} t + u_{0H} [\sin \omega_{x1} t (\cos^2 \omega_{x1} t - \sin^2 \omega_{x1} t) + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + \sin \omega_{x1} t \cos^2 \omega_{x1} t + \sin \omega_{x1} t \cos^2 \omega_{x1} t) = \\
& = u_{0S} \sin \omega_{x1} t + u_{0H} \sin \omega_{x1} t (3 \cos^2 \omega_{x1} t - \sin^2 \omega_{x1} t) = \\
& = u_{0S} \sin \omega_{x1} t + u_{0H} \sin \omega_{x1} t [4 \cos^2 \omega_{x1} t - 1] \\
& = [u_{0S} + u_{0H}(4 \cos^2 \omega_{x1} t - 1)] \sin \omega_{x1} t.
\end{aligned} \tag{4.73}$$

Biểu thức (4.73) bằng 0 trong các trường hợp sau:

$$\begin{cases} \sin \omega_{x1} t = 0, & (a) \\ u_{0S} + u_{0H}(4 \cos^2 \omega_{x1} t - 1) = 0 & .(b) \end{cases} \tag{4.74}$$

Từ phương trình (4.74 a) tìm được các nghiệm :

$$\begin{cases} t_1 = 0, \\ t_2 = \frac{T}{2}, \\ t_3 = T. \end{cases} \tag{4.75}$$

Để tìm nghiệm phương trình (4.74 b), biến đổi :

$$u_{0S} + u_{0H}(4 \cos^2 \omega_{x1} t - 1) = 0,$$

hay:

$$u_{0S} = -u_{0H} + 4u_{0H} \cos^2 \omega_{x1} t = 0,$$

chuyển vế :

$$4 u_{0H} \cos^2 \omega_{x1} t = u_{0H} + u_{0S}.$$

Suy ra:

$$\cos \omega_{x1} t = \sqrt{\frac{u_{0H} + u_{0S}}{4 u_{0H}}}. \tag{4.76}$$

Từ biểu thức (4.76) tìm được các nghiệm :

$$\begin{cases} t_2 = \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\sqrt{\frac{u_{0H} + u_{0S}}{4 u_{0H}}} \right), & (a) \\ t_4 = \frac{T}{2} + \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\sqrt{\frac{u_{0H} + u_{0S}}{4 u_{0H}}} \right). & (b) \end{cases} \tag{4.77}$$

Theo các biểu thức (4.76) và (4.77) ta có:

$$\begin{cases} \Delta t_1 = t_2 - t_1 = \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\sqrt{\frac{u_{0n} + u_{0s}}{4u_{0n}}} \right), & (a) \\ \Delta t_2 = t_3 - t_2 = \frac{T}{2} - \frac{T}{2\pi} \arccos \left(\sqrt{\frac{u_{0n} + u_{0s}}{4u_{0n}}} \right), & (b) \\ \Delta t_3 = \Delta t_2, & (c) \\ \Delta t_4 = \Delta t_1, & (d) \end{cases} \quad (4.78)$$

Thay biểu thức (4.78) vào biểu thức (4.55) nhận được:

$$k = \frac{3}{\pi} \arccos \left(\sqrt{\frac{u_{0n} + u_{0s}}{4u_{0n}}} \right) - 1. \quad (4.79)$$

Khi khai căn biểu thức (4.79) có 2 nghiệm. Do đó, khi tần số tín hiệu tuyến tính bằng 3 lần tần số quay của khí cụ bay chúng ta sẽ không thể điều khiển được nó. Điều này tương tự đối với khi $n = 5, 7, \dots$. Chỉ có $n = 2$ (tần số tín hiệu tuyến tính bằng 2 lần tần số quay của khí cụ bay xung quanh trục dọc) chúng ta mới điều khiển được khí cụ bay. Đây là điều kiện chọn tần số tín hiệu tuyến tính trong điều khiển KCBĐKMK để tạo ra lệnh điều khiển dưới dạng hàm số dấu.

Trong trường hợp $\varphi \neq 0$ giải bằng phương pháp số trên máy tính, cũng nhận được các kết quả tương tự.

Chương V

CÁC ĐẶC TRƯNG KHỐI LƯỢNG, KHÍ ĐỘNG VÀ ĐỘNG LỰC CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Khí cụ bay điều khiển một kênh được áp dụng tương đối phổ biến, đa dạng trong trang bị của nhiều nước trên thế giới. Mặc dù mỗi chủng loại có những đặc điểm riêng biệt song chúng đều có chung các thành phần cấu tạo cơ bản. Với một dạng KCBĐKMK đã được chế tạo, việc xác định chính xác các đặc tính khối lượng của nó được thực hiện bằng cách cân đo trực tiếp trên KCBĐKMK thực, còn các đặc tính khí động được xác định trên cơ sở các kết quả đo đạc của hàng loạt thí nghiệm trong ống thổi khí động.

Trong điều kiện không có đủ thông tin (số liệu kỹ thuật) về một loại KCBĐKMK cụ thể, hoặc trong giai đoạn thiết kế sơ bộ (khi KCBĐKMK còn chưa có thực) thì cần phải có phương pháp cho phép tiếp cận gần nhất đến các đặc tính khối lượng và khí động của KCBĐKMK. Đặt trong hoàn cảnh như vậy, ở phần này sẽ trình bày các công thức lí thuyết xác định các đặc tính khối lượng và các đặc tính khí động của KCBĐKMK, những đặc tính này là những số liệu đầu vào tối thiểu cho việc giải các bài toán quỹ đạo chuyển động của KCBĐKMK. Mọi tính toán sau đây áp dụng cho KCBĐKMK giả định phỏng theo cấu tạo của một số loại KCBĐKMK cụ thể đang được sử dụng.

5.1. ĐẶC ĐIỂM CẤU TẠO CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Trong phần này sẽ trình bày một số đặc điểm kết cấu của các KCBĐKMK đang được sử dụng xét từ nhu cầu tính toán các đặc tính khối lượng và khí động của nó.

Với cách tiếp cận như vậy thì thành phần kết cấu của KCBĐKMK gồm có:

- + Phần vỏ,
- + Phần thiết bị động lực,
- + Các thiết bị bố trí bên trong KCBĐKMK.

- *Phần vỏ KCBĐKMK:*

Phần vỏ KCBĐKMK gồm *thân* và *các cánh*.

Do điều khiển một kênh thường áp dụng đối với các KBC nhỏ nên thân KCBĐKMK thường có dạng tròn xoay với độ dẫn dài lớn (tỉ số giữa độ dài thân và đường kính lớn nhất của thân) so với các lớp KCBĐKMK khác. Thân được chia thành ba đoạn chính: *Phần đầu thân, phần thân trụ và phần đuôi thân*.

Phần đầu thân có thể có dạng hình côn ghép với phần đầu tù (chóp gió), hoặc dạng elipsoid trên mũi có gắn thanh khí động nhằm làm giảm lực cản. Phần hình côn của đầu thân có thể được tạo ra từ nhiều đoạn nón cụt kế tiếp nhau. Với những KCB siêu âm, phía trước mũi có thể gắn thanh khí động.

Trong phần thân trụ là nơi bố trí các bộ phận khác của KCBĐKMK. Bên trong thân trụ thường được chia thành nhiều khoang nối tiếp nhau. Trong mỗi khoang có lắp đặt các nhóm thiết bị.

Phần đuôi thân thường có dạng nón cụt làm giảm khả năng tạo dòng xoáy để giảm lực cản đáy đạn, bên trong đuôi thân bố trí các thiết bị ra (loa phụt) của hệ thống động lực.

Các cánh của KCBĐKMK có thể gồm các dạng sau : *cánh ổn định, cánh lái và cánh phá ổn định.*

Các cánh ổn định có dạng tấm phẳng (thường là bốn tấm) bố trí đều trên phần đuôi thân. Giống như với mọi dạng KCBĐKMK khác, chức năng chính của các cánh ổn định là tạo ra độ dự trữ ổn định tĩnh cần thiết cho KCBĐKMK. Với KCBĐKMK, các cánh ổn định còn có thêm chức năng tạo mô men khí động làm quay KCBĐKMK quanh trục dọc. Để có tính năng này, các cánh ổn định được lắp lệch một góc φ_0 (góc đặt cánh) so với trục dọc của KCBĐKMK.

Cánh lái có dạng tấm, hai cánh lắp đồng phẳng trong mặt phẳng vuông góc với kênh điều khiển. Với dạng KCBĐKMK hiện có được phối trí theo sơ đồ khí động kiểu “Con vịt”- các cánh lái được bố trí phía trước cánh ổn định, trên phần thân trụ. Các cánh lái được điều khiển xoay quanh trục của chúng. Trong quá trình hoạt động các cánh lái có ba vị trí cơ bản: một vị trí trung lập (không bị xoay lệch) và hai vị trí lệch với góc nghiêng lớn nhất sang hai bên.

Để tránh ảnh hưởng nhiễu động từ cánh lái lên cánh ổn định ở phía đuôi, các cánh lái và các cánh ổn định được đặt lệch đi so với nhau.

Do đặc điểm thân của KCBĐKMK có độ dài lớn, quá trình đốt cháy nhiên liệu làm trọng tâm KCBĐKMK dịch chuyển dần về phía trước và dẫn đến làm tăng độ dự trữ ổn định tĩnh của KCBĐKMK. Do chỉ được điều khiển theo một kênh nên trong mặt phẳng cánh lái (khí cụ bay không được điều khiển trong mặt phẳng này) mức tăng độ dự trữ ổn định tĩnh của KCBĐKMK sẽ làm tăng dần tính “ỳ” của nó trong quá trình bay. Để giảm thiểu hiệu ứng bất lợi này đồng thời tránh can thiệp đến cấu tạo của các cánh ổn định phía sau, trên phần thân trụ của KCBĐKMK, người ta gắn thêm hai cánh phá ổn định lắp vuông góc với mặt phẳng cánh lái. Các cánh phá ổn định có tác dụng dịch tâm áp về phía trước, gần hơn về phía trọng tâm.

- Phân thiết bị động lực:

Thiết bị động lực của KCBĐKMK dùng để tạo ra lực đẩy phản lực. Nhìn chung, trên KCBĐKMK, lực đẩy phản lực được tạo ra nhằm thực hiện các chức năng sau:

- + Tạo lực đẩy cho KCBĐKMK chuyển động về phía trước,
- + Tạo lực điều khiển trong kênh điều khiển,
- + Tạo mô men làm quay KCBĐKMK quanh trục dọc của nó.

Trên các KCBĐKMK hiện nay, phần thiết bị động lực thường gồm các động cơ tên lửa nhiên liệu rắn và các thiết bị hỗ trợ. Các chức năng trên có thể do một động cơ đảm nhận hay được phân chia cho nhiều động cơ khác nhau.

Do yêu cầu về lực đẩy cho KCBĐKMK chuyển động về phía trước rất khác nhau trong giai đoạn bắt đầu phóng và trong giai đoạn bay hành trình, nên thường trên KCBĐKMK có động cơ phóng và động cơ hành trình riêng biệt.

Ngoài cách tạo lực điều khiển bằng các cánh lái như đã nêu trên, có thể tạo ra lực điều khiển cho KCBĐKMK bằng các động cơ điều khiển có loa phụt đặt vuông góc với trục dọc của KCBĐKMK trong mặt phẳng của kênh điều khiển. Nguồn năng lượng tạo lực điều khiển có thể là các nguồn không khí nén hay nguồn khí cháy nhiên liệu rắn.

Trên một số KCBĐKMK có kết hợp sử dụng động cơ hành trình để đồng thời tạo lực đẩy và lực điều khiển. Những động cơ hành trình kiểu này phải có hai loa phụt xoay được dùng điều khiển được hướng lực đẩy.

Để tạo mô men làm quay KCBĐKMK quanh trục dọc của nó, động cơ phải có nhiều loa phụt bố trí đều quanh thân, chúng được đặt lệch góc so với trục dọc của KCBĐKMK.

- Các thiết bị bố trí bên trong KCBĐKMK:

Bên trong thân trụ của KCBĐKMK thường được chia thành nhiều khoang, trong mỗi khoang có lắp đặt các nhóm thiết bị kế tiếp nhau gồm:

+ *Khoang chứa tải hữu ích:* Đó là các thiết bị mà KCBĐKMK có chức năng vận chuyển từ vị trí phóng tới đích. Thông số chính của phần này là các kích thước, khối lượng và vị trí trọng tâm của nó.

+ *Khoang thiết bị dẫn đường*: Dùng để thực hiện việc tự động bắt và bám sát đối tượng quan sát dự định. Thông số chính của khoang thiết bị dẫn đường là các kích thước khối lượng và vị trí trọng tâm của các thiết bị.

+ *Khoang thiết bị hỗ trợ* (khoang máy lái): Dùng để tạo lực điều khiển hướng chuyển động trong không gian, đồng thời cũng là nơi chứa các thiết bị hỗ trợ khác như các nguồn năng lượng, điện khí ... Thông số chính của khoang thiết bị dẫn đường là các kích thước khối lượng và vị trí trọng tâm của chúng.

5.2. TÍNH TOÁN CÁC ĐẶC TRƯNG KHỐI LƯỢNG

1. Xác định khối lượng khí cụ bay

Khối lượng của KCBĐKMK được xác định bằng tổng khối lượng (m_i) của tất cả các bộ phận của nó:

$$m = \sum_{i=1}^n m_i, \quad (5.1)$$

n - số lượng các bộ phận trên KCBĐKMK.

Trên lý thuyết, để xác định khối lượng khí cụ bay cần dựng lại sơ bộ bản vẽ kết cấu của KCBĐKMK, dựa theo kích thước chính của các bộ phận trên khí cụ bay.

$$m = \sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i, \quad (5.2)$$

trong đó:

ρ_i - mật độ của bộ phận đang tính (dựa vào các số liệu thống kê);

v_i - thể tích của các bộ phận đang tính (xác định theo kích thước và hình dạng của thiết bị).

Với cách tính trên cho phép xác định khối lượng ban đầu của KCBĐKMK, tuy nhiên còn phải biết được quá trình biến thiên của khối lượng của KCBĐKMK do trong quá trình chuyển động, nhiên liệu cháy nên khối lượng KCBĐKMK biến đổi. Tốc độ biến đổi khối lượng KCBĐKMK xác định bằng chính mức tiêu hao nhiên liệu của động cơ.

2. Xác định trọng tâm của khí cụ bay điều khiển một kênh

Để xác định trọng tâm của KCBĐKMK, trước tiên cần dựa vào hệ tọa độ gắn với KCBĐKMK $Ox_1y_1z_1$ với gốc tọa độ đặt tại đầu mũi của KCBĐKMK, các trục tọa độ của nó song song với trục của hệ tọa độ liên kết $Ox_1Y_1Z_1$ (xem chương III)

Tọa độ trọng tâm x_u, y_u, z_u của KCBĐKMK trong hệ tọa độ lựa chọn tính như sau:

$$x_u = \frac{\sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i \cdot x_i}{m}, \quad (5.3)$$

$$y_u = \frac{\sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i \cdot y_i}{m}, \quad (5.4)$$

$$z_u = \frac{\sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i \cdot z_i}{m}, \quad (5.5)$$

trong đó: x_i, y_i, z_i - tọa độ trọng tâm của từng bộ phận trên KCBĐKMK.

Trong quá trình bay, khi khối lượng KCBĐKMK biến đổi thì tọa độ trọng tâm của nó cũng sẽ biến đổi. Việc xác định tọa độ trọng tâm của KCBĐKMK theo các công thức trên cần thực hiện đối với một số thời điểm mốc, lựa chọn theo đặc điểm cháy của các động cơ.

3. Xác định mômen quán tính tới các trục

Sau khi đã biết tọa độ trọng tâm của KCBĐKMK thì hệ tọa độ liên kết cũng xác định (thực chất là tịnh tiến hệ tọa độ $Ox_1y_1z_1$ từ đầu mũi

KCBĐKMK về trọng tâm cho trùng với hệ $Ox_1y_1z_1$). Với giả thiết là các trục quán tính chính của KCBĐKMK trùng với các trục hệ tọa độ liên kết (giả thiết này nhìn chung là phù hợp với kết cấu của tất cả các KCBĐKMK). Mô men quán tính của KCBĐKMK tính tới các trục của hệ tọa độ liên kết được tính bằng:

$$J_x = \sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i \cdot x_i^2, \quad (5.6)$$

$$J_y = \sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i \cdot y_i^2, \quad (5.7)$$

$$J_z = \sum_{i=1}^n \rho_i \cdot v_i \cdot z_i^2 \quad (5.8)$$

Điều cần chú ý ở đây: x_i, y_i, z_i - tọa độ trọng tâm của từng bộ phận trên KCBĐKMK đã được tính chuyển đổi sang hệ tọa độ liên kết $Ox_1y_1z_1$.

Việc xác định mô men quán tính của KCBĐKMK tới các trục theo các công thức trên cần thực hiện đối với một số thời điểm mốc, lựa chọn theo đặc điểm cháy của các động cơ đã lựa chọn khi xác định trọng tâm của KCBĐKMK.

4. Xác định các đặc tính khối lượng tức thời khí cụ bay điều khiển một kênh

Như đã nói trên, các đặc tính khối lượng của KCBĐKMK thường chỉ được xác định rời rạc đối với một số thời điểm mốc. Trong quá trình khảo sát chuyển động của KCBĐKMK, trong mỗi thời điểm cần biết các đặc tính khối lượng tức thời của nó. Cách xác định các số liệu này được làm như sau:

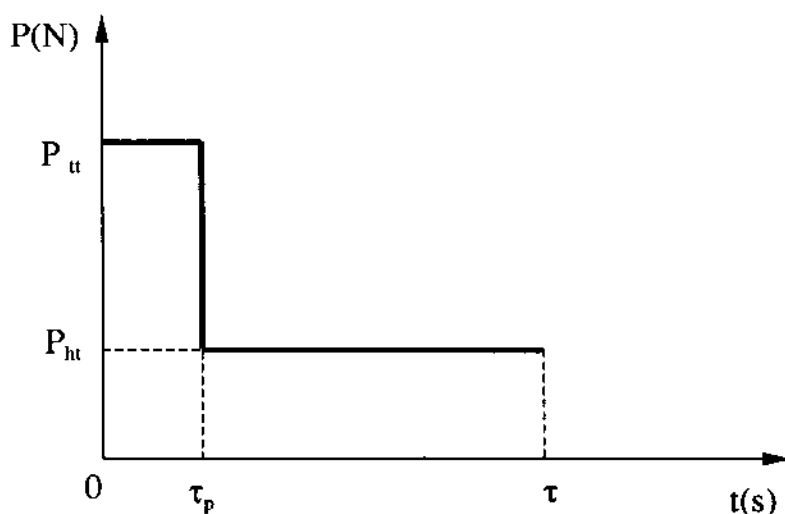
+ Khối lượng tức thời của khí cụ bay phụ thuộc tốc độ cháy nhiên liệu xác định theo thời gian $m = f(t)$.

+ Các tọa độ trọng tâm tức thời, các mô men quán tính tức thời so với các trục được nội suy theo khối lượng tức thời của KCBĐKMK từ các giá trị tính các thời điểm mốc như đã nêu trong các phần trên.

5.3. CÁC ĐẶC TÍNH LỰC ĐẨY CỦA ĐỘNG CƠ

Với nhu cầu khảo sát chuyển động của KCBĐKMK trong giai đoạn tự dẫn nên sau đây sẽ trình bày ngắn gọn về đặc tính lực đẩy của động cơ và chỉ bàn đến động cơ hành trình.

Động cơ này gồm buồng đốt (nằm trong phần thân trụ) và loa phụt nằm trong phần đuôi thân. Động cơ hành trình tạo lực đẩy để duy trì tốc độ bay trong suốt quá trình bay kể từ lúc KCBĐKMK rời thiết bị phóng. Thông thường động cơ hành trình của KCBĐKMK có hai chế độ chính: *chế độ tăng tốc* và *chế độ hành trình*. Điều này được đảm bảo nhờ vào việc tạo hình dạng đặc biệt cho vòi thuốc bên trong động cơ. Biểu đồ lực đẩy của động cơ hành trình trên một KCBĐKMK được trình bày trên hình 5.1.



Hình 5.1. Biểu đồ lực đẩy của động cơ KCBĐKMK

Chế độ tăng tốc là chế độ làm việc ngắn trong giai đoạn đầu, khi KCBĐKMK vừa rời khỏi thiết bị phóng: động cơ tạo lực đẩy lớn (P_u) để nhanh chóng đẩy KCBĐKMK lên tốc độ bay hành trình. Mức tiêu hao nhiên liệu của động cơ trong giai đoạn này cũng lớn hơn.

Chế độ hành trình có lực đẩy nhỏ hơn (P_{tr}) đủ để duy trì tốc độ bay hành trình của KCBĐKMK trong thời gian dài. Mức tiêu hao nhiên liệu của động cơ trong giai đoạn này cũng nhỏ hơn.

Các thông số chính của động cơ hành trình cần thiết để xác định các đặc tính khối lượng gồm:

- τ - thời gian làm việc ở chế độ tăng tốc;
- τ - thời gian làm việc toàn bộ của động cơ hành trình;
- P_{tr} - lực đẩy trung bình ở chế độ tăng tốc;
- P_{tr} - lực đẩy trung bình ở chế độ hành trình;
- m_{dc} - khối lượng toàn bộ động cơ.

Lực đẩy của động cơ khí cụ bay được xác định theo công thức sau:

$$P = m w_a + (p_a - p_H) F_a, \quad (5.9)$$

trong đó: $\dot{m} = m(t)$ - lưu lượng khí thuốc cháy được xác định theo công thức:

$$\dot{m} = F_{\text{th}} w_{\text{th}} \rho_{\text{th}}, \quad (5.10)$$

w_a - tốc độ của dòng khí tại tiết diện ra của loa phụt;

p_a - áp suất khí thuốc tại tiết diện ra của loa phụt;

p_H - áp suất khí quyển ở độ cao đang bay;

F_a - diện tích tiết diện ra của loa phụt;

F_{th} - diện tích tiết diện tới hạn của loa phụt;

w_{th} - tốc độ dòng khí tại tiết diện tới hạn của loa phụt;

ρ_{th} - mật độ khí thuốc tại tiết diện tới hạn của loa phụt.

Như vậy lực đẩy động cơ phụ thuộc vào độ cao bay, hình dạng kích thước loa phụt, đặc tính lý hóa của thuốc phóng.

5.4. TÍNH TOÁN CÁC ĐẶC TRƯNG KHÍ ĐỘNG CỦA KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Giá trị của các đặc trưng khí động đều được xác định trong hệ toạ độ liên kết $OX_1Y_1Z_1$. Với KCBĐKMK, lực nâng Y là hình chiếu của lực khí động tổng hợp lên trục OY_1 của mặt phẳng đối xứng OX_1Y_1 . Mặt phẳng ngang OX_1Z_1 vuông góc với OX_1Y_1 chứa trục dọc OX_1 và các cánh lái. Lực trượt cạnh Z là hình chiếu của lực khí động tổng hợp lên trục OZ_1 của mặt phẳng này, lực cản X là hình chiếu của lực khí động tổng hợp lên trục OX_1 . Mômen chúc ngóc M_z là tổng hợp mômen của các lực khí động gây ra so với trục ngang OZ_1 . Mômen hướng M_y tổng hợp mômen của các lực khí động gây ra so với trục đứng OY_1 còn mômen nghiêng M_x tổng hợp mômen của các lực khí động gây ra so với trục dọc OX_1 .

Với đặc điểm cơ động của dạng KCBĐKMK khi quá trình điều khiển diễn ra liên tục trong mỗi vòng quay của KCBĐKMK, độ lớn các góc tấn α , và góc trượt cạnh β thực tế sẽ không vượt quá 10° . Vì vậy việc xác định các đặc tính khí động sau đây sẽ chỉ giới hạn trong vùng biến đổi tuyến tính.

Trong vùng biến đổi tuyến tính, việc tính toán các đặc trưng khí động cho KCBĐKMK dựa trên việc xác định đạo hàm các hệ số khí động của lực cản, lực nâng, lực trượt cạnh và các mômen chúc ngóc, mômen hướng và mômen nghiêng của từng bộ phận cấu thành KCBĐKMK.

Trong tính toán các đặc trưng khí động của KCBĐKMK, kích thước đặc trưng (D) được chọn là đường kính của phần thân trụ, diện tích trung (S) được chọn là diện tích mặt cắt của phần thân trụ. Phương pháp xác định các đặc trưng khí động của KCBĐKMK dựa trên cơ sở vận dụng các phương pháp tính toán chung cho KCBĐKMK thông thường [9], phần trình bày sau đây giả thiết rằng các phương pháp này [9] đã rõ và chỉ nhắc lại những nội dung cần thiết, mục đích chính là trình bày cách vận dụng chúng thế nào để xác định được các đặc trưng khí động của KCBĐKMK.

1. Các đạo hàm của hệ số lực nâng

Các bộ phận khí cụ bay tham gia tạo lực nâng gồm:

- + Thân khí cụ bay,
- + Hai cánh ổn định,
- + Các cánh lái.

Các thành phần lực nâng do thân và các cánh ổn định tạo ra sẽ phụ thuộc chủ yếu vào góc tấn và tốc độ bay (số M). Thành phần nâng do cánh lái tạo ra còn phụ thuộc thêm cả vào góc xoay cánh lái δ . Như vậy để xác định lực nâng cho KCBĐKMK, cần tính đạo hàm hệ số lực nâng của thân $C_{y1,b}^\alpha$, của cánh ổn định $C_{y1,w}^\alpha$, đạo hàm hệ số lực nâng cánh lái C_{y1}^δ .

a. Đạo hàm của hệ số lực nâng của thân $C_{y1,b}^\alpha$

Thân khí cụ bay bao gồm thanh khí động được gắn trên mũi thân, chóp gió, phần thân hình trụ, phần đuôi thân. Trong quá trình tính toán lực nâng của thân có thể quan niệm rằng thân KCBĐKMK được cấu thành bởi phần mũi côn và phần hình trụ - ảnh hưởng của phần đuôi thân có thể bỏ qua.

Phần mũi côn được tạo ra từ ba đoạn côn: đoạn thứ nhất là phần mũi của thanh khí động, đoạn côn thứ hai được coi như tiếp nối từ mũi thanh khí động đến hết phần chỏm cầu của chóp gió đầu tự dẫn, đoạn thứ ba là đoạn côn tiếp theo liền với phần thân trụ của KCBĐKMK. Hệ số lực nâng của thân sẽ được xác định theo công thức như sau [9]:

$$C_{y1b}^\alpha = C_{y1,con1}^\alpha \left(\frac{d_1}{D} \right)^2 + \sum_{i=2}^3 C_{y1,con i}^\alpha \left[1 - \left(\frac{d_{i-1}}{d_i} \right)^2 \right] \left(\frac{d_i}{D} \right)^2, \quad (5.11)$$

trong đó: $C_{y1,con i}^\alpha$ - đạo hàm của hệ số lực nâng của phần côn thứ i tương ứng; d_i, d_{i-1} - đường kính đáy của đoạn côn thứ i và $i-1$ của phần mũi thân ($i=2,3$). Các giá trị đạo hàm tìm được theo phương pháp đồ thị [9] với các thông số đặc trưng tương ứng $\lambda_{cyl} / \lambda_{head}$ và giá trị $\left(M^2 - 1 \right)^{1/2} / \lambda_{head}$ trong đó

$\lambda_{head}, \lambda_{cyl}$ tương ứng với chiều dài tương đối của phần phần côn đang xét và phần thân hình trụ giả định có độ dài có đường kính đáy của phần côn đang xét.

b. Đạo hàm của hệ số lực nâng C_{y1w}^α của cánh ổn định

Đạo hàm hệ số lực nâng của cánh ổn định theo góc tấn α được tính trên cơ sở giá trị đạo hàm hệ số lực nâng của cánh ổn định đứng độc lập c_{y1wa}^α rồi hiệu chỉnh thêm ảnh hưởng tương tác khí động giữa cánh ổn định và thân.

Giá trị đạo hàm hệ số lực nâng của riêng cánh ổn định đứng độc lập c_{y1wa}^α là hàm số của hình dạng cánh và tốc độ bay (số M) và xác định theo các đồ thị như đối với KCBĐKMK thông thường [9].

Sau khi đã xác định được đạo hàm c_{y1wa}^α hệ số lực nâng của phần cánh ổn định cần được hiệu chỉnh thêm sự tương tác giữa thân và cánh ổn định rồi chuyển đổi sang theo diện tích đặc trưng chung theo công thức sau:

$$C_{y1w}^\alpha = C_{y1wa}^\alpha K_{\alpha\alpha} S_w / S. \quad (5.12)$$

trong đó: c_{y1wa}^α - đạo hàm hệ số lực nâng riêng của cánh; $K_{\alpha\alpha}$ - hệ số phản ánh sự tương tác khí động giữa thân và cánh ổn định; S_w - diện tích của cánh ổn định.

Hệ số $K_{\alpha\alpha}$ được xác định theo công thức sau:

$$K_{\alpha\alpha} = \left[k_{\alpha\alpha}^* + (K_{\alpha\alpha}^* - k_{\alpha\alpha}^*) F_1 \right] v_\delta v_L v_M, \quad (5.13)$$

Trong công thức trên các thông số được xác định như sau:

$$K_{\alpha\alpha}^* = 1 + 3\overline{D} - \frac{\overline{D}(1 - \overline{D})}{\eta_1}, \quad (5.14)$$

$$k_{\alpha\alpha}^* = \left(1 + 0.415 \overline{D} \right)^2 \frac{K_{\alpha\alpha}^*}{\left(1 + \overline{D} \right)^2}, \quad (5.15)$$

$$\overline{D} = \frac{D}{l}; \quad \eta_l = \frac{b_l}{b}, \quad (5.16)$$

trong đó:

b – chiều dài phần đầu mút cánh ổn định (dây cung mút cánh);

b_1 – chiều dài phần tiếp xúc giữa thân và cánh ổn định (dây cung gốc cánh);

l – độ dài toàn bộ sải cánh;

D – đường kính thân;

v_δ – hệ số hiệu chỉnh xét đến ảnh hưởng của lớp biên hình thành trên đoạn thân nằm phía trước cánh được tra theo đồ thị [9]. Tuy nhiên với đặc điểm sải cánh ổn định lớn hơn nhiều so với đường kính thân KCBĐKMK điều khiển 1 kênh nên có thể lấy $v_\delta = 1$;

v_L – hệ số hiệu chỉnh xét đến ảnh hưởng của độ co thắt cánh, với cánh ổn định dạng tấm có thể lấy $v_L = 1$;

v_M – hệ số hiệu chỉnh xét đến ảnh hưởng của tốc độ bay (số M) – giá trị của nó tra theo đồ thị [9];

$K_{\alpha\alpha}^*$ – hệ số tương tác khí động của thân và cánh tính đến sự thay đổi của toàn bộ lực nâng trên thân và cánh;

$k_{\alpha\alpha}^*$ – hệ số tương tác khí động của thân đến sự thay đổi lực nâng hình thành trên riêng phần cánh.

Hàm số F_1 phản ánh tương tác của cánh ổn định lên phần thân còn lại phía sau cánh ở vùng tốc độ dưới âm $F_1=1$. Với vùng tốc độ siêu âm nó được tính tương tự như đối với KCBĐK thông thường [9].

c. Đạo hàm của hệ số lực nâng của cánh lái C_{y1}^δ

Đạo hàm hệ số lực nâng của cánh lái được tính trên cơ sở giá trị đạo hàm hệ số lực nâng của cánh lái đứng độc lập C_{y1}^δ rồi hiệu chỉnh thêm ảnh hưởng tương tác khí động giữa cánh lái và thân chuyển rồi đổi sang theo diện tích đặc trưng chung S .

Phương pháp xác định hoàn toàn tương tự như đã làm đối với cánh ổn định nhưng với các dữ liệu vào là các tham số hình dạng cánh lái.

Cách tính hệ số lực nâng C_y chung của KCBĐKMK từ các đạo hàm thành phần trên đây sẽ được trình bày ở phần sau. Như đã trình bày trong phần 5.1, để tránh ảnh hưởng tương tác khí động của cánh lái lên các cánh ổn định phía sau trên KCBĐKMK, các cánh lái được lắp xoay đi một góc so với các cánh ổn định. Vì vậy trong tính toán lực nâng cho KCBĐKMK có thể bỏ qua ảnh hưởng tương tác này.

2. Đạo hàm hệ số lực trượt cạnh C_{z1}^β

Các bộ phận khí cụ bay tham gia tạo lực trượt cạnh gồm:

- + Thân khí cụ bay,
- + Hai cánh ổn định đứng,
- + Các cánh phá ổn định.

Trong mặt phẳng này, các bộ phận đều cố định cứng với nhau nên đạo hàm hệ số trượt cạnh C_{z1}^β có thể xem là tổng các đạo hàm hệ số trượt cạnh của thân $C_{z1,b}^\beta$, của cánh đuôi $C_{z1,p}^\beta$ và cánh phá ổn định $C_{z1,w}^\beta$. Như vậy ta có:

$$C_{z1}^\beta = C_{z1,b}^\beta + C_{z1,p}^\beta + C_{z1,w}^\beta, \quad (5.17)$$

Đạo hàm hệ số lực trượt cạnh của thân, của cánh đuôi và của cánh phá ổn định cũng được xác định tương tự như đối với đạo hàm của lực nâng của thân và của cánh ổn định ngang như đã trình bày trong phần trên.

3. Hệ số lực cản

Trong quá trình chuyển động của KCBĐKMK, lực cản chuyển động tạo bởi các thành phần chính:

+ Thành phần cản trực diện khi góc tấn $\alpha = 0$, góc trượt cạnh $\beta=0$. Nguồn gốc hình thành dạng lực cản này là do sự phân bố áp suất không đồng đều quanh bề mặt KCBĐKMK (chủ yếu trên thân) và sự hình thành vùng tụt áp ngay sau đuôi thân, cộng thêm với thành phần cản do sự cọ sát của vỏ KCBĐKMK với dòng không khí bao quanh. Để xác định các thành phần cản này cần phải tính các hệ số lực cản sau:

- Hệ số cản của đầu thân và thân trụ,
- Hệ số cản của đuôi thân,
- Hệ số cản đáy,
- Hệ số cản ma sát.

+ Thành phần cản do sự hình thành của hệ thống sóng xung kích trên KCBĐKMK khi nó bay với tốc độ siêu âm. Để xác định các thành phần cản này cần phải tính các hệ số lực cản sóng.

+ Thành phần cản xuất hiện khi góc tấn $\alpha \neq 0$ hay góc trượt cạnh $\beta \neq 0$; Để xác định các thành phần cản này cần phải tính các hệ số lực cản cảm ứng.

a. Hệ số lực cản áp suất của đầu thân và thân trụ $C_{x_{p,head}}$

Cũng như đã phân tích khi xác định hệ số lực nâng trên thân, phần đầu thân của KCBĐKMK dạng mũi côn tạo từ nhiều đoạn côn kế tiếp nhau và cuối cùng là ghép với phần thân trụ, do có vùng tăng áp trên mũi thân và thân trụ trong khi bay nên hình thành thành phần cản này. Hệ số lực cản áp suất của đầu thân và thân trụ sẽ được tính theo công thức:

$$C_{x_{p,head}} = C_{x_{conl}} \frac{d_1^2}{D^2} + \sum C_{x_{conl}} \left(1 - \frac{d_{i-1}^2}{d_i^2} \right) \frac{d_i^2}{D^2}, \quad (5.18)$$

trong đó: $C_{x_{conl}}$ - hệ số lực cản của phần côn thứ i .

Hệ số lực cản áp suất của phần côn là hàm của chiều dài tương đối của phần côn và số Mach M và được xác định theo phương pháp đồ thị như đối với KCBĐK thông thường [9].

b. Hệ số cản của đuôi thân $C_{x, kor}$

Thành phần cản này hình thành do sự phân bố áp suất trên phần đuôi thân tạo ra (chỉ trên phần bề mặt đuôi thân hình côn). Thường với KCBĐKMK, phần cản này không lớn do độ côn phần đuôi thân ngắn.

Hệ số lực cản của đuôi thân được xác định theo phương pháp đồ thị như đối với đối với KCBĐK thông thường [9].

c. Hệ số cản đáy $C_{x, b}$

Lực cản đáy hình thành là do sự hình thành vùng tụt áp ngay sau đuôi thân. Hệ số cản đáy được tính theo công thức sau:

$$c_{x, b} = \left(-\overline{p}_b \right) \frac{S_b}{S}, \quad (5.19)$$

trong đó:

$\left(-\overline{p}_b \right)$ - hệ số áp suất đáy của phần đuôi thân. Giá trị của nó phụ thuộc vào nhiều yếu tố: hình dạng phần đuôi thân, mặt sau thân ngay sau cánh ổn định hay cách xa chúng. Động cơ có làm việc hay không... Cách xác định dựa theo đồ thị như đối với đối với KCBĐK thông thường [9],

S_b - diện tích hiệu dụng của mặt cắt sau phần thân. Với KCBĐKMK, cần phân biệt chế độ bay khi động cơ hành trình còn đang hoạt động: lúc đó S_b nó chính là diện tích mặt cắt sau thân trừ đi diện tích miệng loa phụt; còn khi động cơ hành trình đã ngừng hoạt động, KCBĐKMK chỉ còn bay theo quán tính S_b là toàn bộ diện tích mặt cắt sau thân.

d. Hệ số lực cản ma sát của thân và cánh

Hệ số lực cản này được xác định theo công thức:

$$c_{x, f} = S_{f, w} \cdot c_{f, w}, \quad (5.20)$$

trong đó:

$S_{f, w}$ - diện tích toàn bộ bề mặt KCBĐKMK bao gồm toàn bộ bề mặt

thân (không tính mặt cắt đáy) và bề mặt các cánh. Cần chú ý ở đây là với các cánh diện tích phải được tính cho cả hai bên bề mặt cánh.

$C_{f,w}$ - hệ số ma sát của bề mặt thân và bề mặt cánh và được xác định theo theo số Reynold (Re) và số M cục bộ trên mặt thân và cánh. Để đơn giản hoá trong tính toán có thể lấy các công thức tính cho tấm phẳng [2] và số Re tính chung cho toàn bộ KCBĐKMK:

$$C_{f,w} = \begin{cases} \frac{0,55 f_2(M)}{\lg \left[\left(\frac{\text{Re}}{M} f_1(M) \right) \right]^{2,58}} & \text{khi } \frac{\text{Re}}{M} f_1(M) \geq 10^7 \\ \frac{0,074 f_2(M)}{\left[\frac{\text{Re}}{M} f_1(M) \right]^{0,2}} & \text{khi } \frac{\text{Re}}{M} f_1(M) < 10^7 \end{cases} \quad (5.21)$$

Thông thường, với KCBĐKMK bốn dạng cản nói trên được gộp chung dưới khái niệm *hệ số cản trực diện* C_{x0} . Như vậy hệ số cản trực diện sẽ được nhắc đến trong phần sau sẽ là:

$$C_{x0} = C_{x_{p,head}} + C_{x_{kor}} + C_{x_b} + C_{f,w} \quad (5.22)$$

d. Hệ số cản sóng của cánh

Khi KCBĐKMK bay với tốc độ dưới âm ($M < 1$) thì không xuất hiện thành phần cản này. Khi bay với siêu âm do sự xuất hiện hệ thống sóng xung kích trên cánh nên phải tính đến thành phần cản này. Trên thực tế, sóng xung kích xuất hiện cả ở đầu mũi thân, tuy nhiên thành phần này đã được tính bao gộp trong $C_{x_{p,head}}$ vì vậy ở đây chỉ xác định thêm thành phần hệ số cản sóng của cánh.

Hệ số cản sóng phải được tính cho tất cả các cánh và xác định theo công thức [9]:

$$c_{xw,w} = 2 (c_{xw})_{dia} [1 + \varphi (K - 1)] \frac{S_w}{S}, \quad (5.23)$$

trong đó :

K – hệ số hiệu chỉnh phụ thuộc dạng profil cánh và độ dày tương đối của nó so với profil hình thoi. Với các dạng profil chuẩn giá trị của hệ số này đã được xác định và có thể tra cứu trong các tài liệu [2,8];

$(c_{xv})_{dia}$ - hệ số cản sóng của cánh có biên dạng là hình thoi và là hàm số của hình dạng cánh và tốc độ bay $\lambda_w(M^2 - 1)^{1/2}$, $\lambda_w(c)^{1/3}$ và $\lambda_w tg(\chi_c)$. χ_c - góc sau tạo ra giữa đường nối các điểm có độ dày nhất của profil cánh và dây cung khí động cánh). Các giá trị $(c_{xv})_{dia}$ các cánh được xác định như đối với KCBĐKMK thông thường [9];

φ - hệ số tìm đồ thị thực nghiệm [9] theo giá trị $(M^2 - 1)^{1/2} \cdot tg\chi_c$;

S_w – là diện tích hình chiếu bằng của cánh,

e. Hệ số cản cảm ứng

Khi KCBĐKMK bay với góc tấn $\alpha \neq 0$ hay góc trượt cạnh $\beta \neq 0$ sẽ xuất hiện thêm một thành phần cản nữa- cản cảm ứng. Bản chất là do sự tương tác của KCBĐKMK vào dòng không khí chảy bao quanh nó. Khi $\alpha \neq 0$ hoặc $\beta \neq 0$ sự tương tác này làm cho một lượng không khí khi thổi bao qua KCBĐKMK sẽ bị biến đổi tốc độ cả về hướng và độ lớn - nghĩa là động lượng của nó đã bị biến đổi. Sự biến thiên động lượng sẽ chính bằng xung lực của thành phần cản cảm ứng tác dụng lên dòng khí trong khoảng thời gian nó chảy bao qua KCBĐKMK.

Hệ số cản cảm ứng của KCBĐKMK gồm hai phần chính tạo ra là hệ số cản cảm ứng của thân $c_{xi,b}$ và hệ số cản cảm ứng của cánh c_{xiw} và sẽ được tính theo góc tấn α hay góc trượt cạnh β .

Cách tính các hệ số này tương tự như cách tính cho KCBĐKMK thông thường [9]. ở đây chỉ nhắc lại các công thức tính.

Hệ số cản cảm ứng của thân $c_{xi,b}$ được tính theo công thức:

$$c_{xi,b} = (57,3 c_{ylb}^a + 2,5) \left(\frac{\alpha}{57,3} \right)^2,$$

hay:
$$c_{xi,b} = c_{xi,b}^{\alpha\alpha} \cdot \alpha^2, \quad (5.24)$$

trong đó:

$$c_{xi,b}^{\alpha\alpha} = \frac{1}{57,3} c_{y1b}^{\alpha} + \frac{2}{57,3^2} \xi, \quad (5.25)$$

ξ - thông số liên quan tới biên dạng của phần đầu thân và tốc độ bay được tra theo đồ thị [9]. Cần lưu ý ở đây là các giá trị của góc α được tính theo độ ($^{\circ}$).

Tương tự như với góc tấn, khi KCBĐKMK có góc trượt cạnh, hệ số cản cảm ứng khi có góc trượt cạnh β cũng được tính tương tự như với góc α .

Hệ số cản cảm ứng của cánh c_{xiw} xác định theo công thức sau:

$$c_{xiw} = \left[\frac{c_{y1w}^{\alpha}}{57,3} - \xi \bar{c}_F \frac{S_w}{S} (k k_{\alpha\alpha} c_{y1w}^{\alpha})^2 \right] \alpha^2, \quad (5.26)$$

hay:
$$c_{xiw} = c_{xiw}^{\alpha\alpha} \alpha^2, \quad (5.27)$$

trong đó:

$\xi, \bar{c}_F$ - các hệ số phụ thuộc góc tấn, dạng cánh và tốc độ bay ($\alpha, \left((M^2 - 1)^{1/2} / \lg \chi_0 \right)$); $k k_{\alpha\alpha}$ - hệ số tính đến sự tương tác giữa thân và cánh. Cách xác định các giá trị này tương tự như đối với KCBĐK thông thường [9].

Như vậy, cản cảm ứng theo góc tấn α là tổng của hệ số cản cảm ứng của thân và hệ số cản cảm ứng của cánh.

Sự khác biệt khi xác định cản cảm ứng theo góc trượt cạnh β là hệ số cản cảm ứng của cánh sẽ phải tính với cánh phá ổn định. Với các dạng KCBĐKMK hiện nay, do diện tích cánh lái và cánh phá ổn định là xấp xỉ nhau nên có thể lấy hệ số cản cảm ứng của kênh trượt cạnh c_{xi}^{β} bằng cản cảm ứng của kênh chúc góc c_{xi}^{α} :

$$c_{xi}^{\beta} = c_{xi}^{\alpha}. \quad (5.28)$$

4. Các hệ số mômen

Trong phần này sẽ trình bày cách tính các hệ số mômen cho KCBĐKMK so với trục của hệ tọa độ liên kết:

- + Hệ số mômen chúc góc,
- + Hệ số mômen hướng,
- + Hệ số mômen nghiêng.

a. Hệ số mômen chúc góc m_z

Hệ số mômen chúc góc được tính theo công thức sau:

$$m_z = m_z^\alpha \alpha + m_z^{\omega_z} \overline{\omega_z} + m_z^\delta \delta, \quad (5.29)$$

trong đó:

m_z^α - đạo hàm của mômen ổn định tĩnh dọc trục;

$m_z^{\omega_z}$ - đạo hàm của mômen chúc góc cân dũ;

$\overline{\omega_z} = \frac{b}{V} \omega_z$ với ω_z là tốc độ góc chúc góc tức thời.

Đạo hàm của mômen ổn định tĩnh m_z^α

m_z^α được tính theo công thức sau:

$$m_z^\alpha = C_y^\alpha \frac{(X_u - X_{F,\alpha})}{D}, \quad (5.30)$$

trong đó:

X_u - tọa độ của tâm khối của KCBĐKMK (đã tính trong phần trên);

$X_{F,\alpha}$ - tọa độ của tâm khí động của KCBĐKMK.

- m_z^δ được tính theo công thức sau:

$$m_z^\delta = C_y^\delta \frac{(X_u - X_{F,clai})}{D}, \quad (5.31)$$

trong đó: $X_{F,clai}$ là tọa độ của tâm khí động của cánh lái của KCBĐKMK.

Để xác định tâm khí động của KCBĐKMK, trước hết chúng ta cần xác định các tọa độ tâm khí động của thân, cánh lái, cánh ổn định và cánh phá ổn định tương ứng X_b, X_w, X_p, X_{+w} .

- *Xác định tâm khí động của thân KCBĐKMK* X_b

Tọa độ tâm khí động xác định theo công thức sau:

$$X_h = L_{head} - W_{head} / S_b + \Delta X_F, \quad (5.32)$$

trong đó:

L_{head} - chiều dài phần đầu thân;

W_{head} - thể tích của đầu thân;

S_b - diện tích mặt cắt ngang lớn nhất của phần đầu thân;

ΔX_F - số gia tính tới ảnh hưởng của lực nâng phần thân trụ. Giá trị của nó được tính như đối với KCBĐK thông thường [9].

- *Xác định tâm khí động của cánh* X_w

Tọa độ X_w được xác định theo công thức sau:

$$X_w = X_s + \frac{1}{K_{\alpha\alpha}} [X_{Fwa} + (K_{\alpha\alpha} - 1)X_{F\Delta} + (K_{\alpha\alpha} - k_{\alpha\alpha})X_{Fib}], \quad (5.33)$$

trong đó :

X_s - là tọa độ điểm đầu của cánh (chỗ tiếp giáp thân);

X_{Fwa} - tọa độ tâm khí động của riêng cánh;

$X_{F\Delta}$ - tọa độ của điểm đặt lực nâng lên cánh có tương tác thân - cánh;

X_{Fib} - tọa độ của điểm đặt lực nâng lên thân có tương tác cánh - thân.

Các giá trị trên được xác định bằng các kích thước hình học của KCBĐKMK các tọa độ điểm đặt các lực khí động xác định tương tự như đối với KCBĐK thông thường [9].

- Đạo hàm của mômen chúc góc cần dụ $m_z^{\omega_z}$

Đạo hàm của mômen chúc góc cần dụ $m_z^{\omega_z}$ là tổng đạo hàm mômen chúc góc của thân $m_{z,b}^{\omega_z}$ và đạo hàm mômen chúc góc của cánh $m_{z,w}^{\omega_z}$.

- Đạo hàm mômen chúc góc cần dụ của thân $m_{z,b}^{\omega_z}$

Đạo hàm này xác định theo công thức sau:

$$m_{z,b}^{\omega_z} = -2 \left[1 - \frac{X_u}{L_b} + \left(\frac{X_u}{L_b} \right)^2 - \frac{X_v}{L_b} \right] \frac{S_b}{S} \left(\frac{L_b}{D} \right) \quad , \quad (5.34)$$

trong đó:

X_v - tọa độ tâm thể tích của thân;

L_b - chiều dài của thân;

S_b - diện tích hình chiếu bằng của thân.

- Đạo hàm mômen chúc góc cần dụ của cánh $m_{z,w}^{\omega_z}$

Đạo hàm mômen chúc góc cần dụ của cánh được xác định theo công thức sau [8]:

$$m_{z,w}^{\omega_z} = -57.3 \left[c_{y1w,a}^{\alpha} K_{\alpha\alpha} \frac{S_w}{S} \left(\frac{X_u - X_{AW}}{b_{AW}} - \frac{1}{2} \right)^2 \right] \left(\frac{b_{AW}}{D} \right)^2 \quad , \quad (5.35)$$

X_{AW} - tọa độ tâm áp của phần cánh theo trục Ox xác định tương tự như đối với KCBĐK thông thường [9];

b_{AW} - độ dài dây cung khí động của cánh.

b. Hệ số mômen hướng m_y

Hệ số mômen hướng cũng giống như mômen chúc góc tính theo công thức sau:

$$m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_y} \overline{\omega_y}, \quad (5.36)$$

$$\overline{\omega_y} = \frac{\omega_y b}{V},$$

trong đó: m_y^β được xác định theo công thức:

$$m_y^\beta = \left(C_{y1b}^\beta + \overline{C}_{y1w}^\beta v_\delta \right) \frac{X_H - X_{F,\beta}}{D}, \quad (5.37)$$

Vị trí tâm áp theo kênh trượt cạnh $X_{F,\beta}$ xác định theo công thức:

$$X_{F,\beta} = \frac{C_{y1b}^\beta X_b + \overline{C}_{y1w}^\beta + v_\delta X_w}{C_{y1b}^\beta + \overline{C}_{y1w}^\beta v_\delta}, \quad (5.38)$$

Tuy về mặt hình thức, các công thức tính toán gần như tương tự cho kênh chúc góc cũng như trong kênh trượt cạnh; khi tính toán cần chú ý là trong kênh trượt cạnh của KCBĐKMK, cánh phá ổn định không xoay được và khi tính hệ số lực trượt cạnh đã chỉ so sánh kích thước cánh phá ổn định với cánh lái; khi tính đến mômen, cần chú ý cả tới vị trí lắp đặt của chúng. Như đã phân tích trong phần 5.1: cánh phá ổn định có công dụng đẩy tâm áp lên phía trước về phía gần trọng tâm. Vì vậy về nguyên tắc vị trí tâm áp trong kênh trượt cạnh sẽ có sự khác biệt về mặt giá trị so với vị trí tâm áp trong kênh chúc góc.

c. Hệ số mômen nghiêng m_x

Trong kênh nghiêng của KCBĐKMK có hai thành phần chính gây mômen quay:

+ Thành phần chủ động gây mômen làm quay KCBĐKMK quanh trục dọc của nó: Trong phần này chỉ bàn đến mômen quay do các cánh tạo ra (không bàn đến cách làm quay do nghiêng loa phụt của động cơ đẩy)

+ Thành phần cản dìm: cũng do các cánh gây ra tác động cản trở quay mỗi khi KCBĐKMK quay quanh trục dọc của nó.

Mômen nghiêng được tính theo công thức:

$$m_x = m_{x0} + m_x^{\omega_x} \overline{\omega_x}, \quad (5.39)$$

$$\overline{\omega_x} = \frac{\omega_x l}{2V},$$

trong đó: ω_x là tốc độ góc quay quanh trục dọc của KCBĐKMK.

- Đạo hàm của mô men nghiêng cần dự $m_x^{\omega_x}$ tính theo công thức:

$$m_x^{\omega_x} = 2 \chi \left(\frac{m_x^{\omega_x}}{C_{y1}^{\alpha}} \right) C_{y1wa,ex}^{\alpha} \frac{S_{N,ex} l_{w,ex}^2}{S^2 l}, \quad (5.40)$$

trong đó:

l - chiều dài toàn bộ sải cánh;

$S_{w,ex}$ - diện tích cánh;

$l_{w,ex}$ - tổng chiều dài của hai bên cánh ;

$C_{y1wa,ex}^{\alpha}$ - hệ số lực nâng riêng của cánh bao gồm của cả hai phần đối xứng qua thân;

$(m_x^{\omega_x} / C_{y1}^{\alpha})$ - giá trị bán thực nghiệm được xác định tương tự như với KCBĐK thông thường [9].

- Hệ số mômen m_{x0}

Hệ số mômen được tính theo công thức:

$$m_{x0} = n \cdot C_{y1}^{\alpha} \cdot \varphi_0 l_{z,\alpha} / D, \quad (5.41)$$

trong đó:

$l_{z,\alpha}$ - khoảng cách từ tâm áp của một bên cánh ổn định so với trục OX_1 ,

n - số lượng tấm cánh ổn định (thường là bốn);

φ_0 - góc lắp cánh ổn định (xem phân tích trong phần 5.1).

5.5. CÁCH SỬ DỤNG CÁC HỆ SỐ KHÍ ĐỘNG HỌC ĐỂ TÍNH LỰC VÀ MÔMEN

Trên cơ sở phân các công thức lý thuyết chung đã trình bày trên, áp dụng cho những cấu hình KCBĐKMK cụ thể có thể tiến hành tính toán các hệ số khí động được cho dưới dạng bảng số. Cách tính lực và mômen khí động dựa trên cơ sở bảng số này.

a. *Giải thích các ký hiệu:*

C_{x0} - hệ số lực cản chính diện,

C_y^α - đạo hàm của hệ số lực nâng C_y theo góc tấn α ,

C_z^β - đạo hàm của hệ số lực trượt cạnh C_z theo góc trượt cạnh β ,

C_y^δ - đạo hàm của hệ số C_y theo góc nghiêng cánh lái phía trước δ ,

focus_ Oz_1 - toạ độ tâm áp trên trục Ox tính theo mặt phẳng nâng Oxy ,

focus_ Oy_1 - toạ độ tâm áp trên trục Ox tính theo mặt phẳng đặt ngang Oxz ,

m_z^α - đạo hàm hệ số mômen chúc góc m_z theo góc tấn α ,

m_z^δ - đạo hàm hệ số mômen chúc góc m_z theo góc nghiêng cánh lái phía trước δ ,

$m_z^{\omega_z}$ - đạo hàm hệ số mômen chúc góc m_z theo tốc độ góc ω_z ,

m_y^β - đạo hàm của hệ số mômen hướng m_y theo góc trượt cạnh β ,

$m_y^{\omega_y}$ - đạo hàm hệ số mômen hướng m_y theo tốc độ góc ω_y ,

$m_x^{\omega_x}$ - đạo hàm của hệ số mômen nghiêng m_x theo tốc độ góc ω_x .

Khi tính toán các lực khí động độ dài đặc trưng được chọn là đường kính thân d và diện tích đặc trưng S (đã nêu trên).

b. *Cách tính lực cản:*

$$X = 0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \text{ [N]} \quad (5.42)$$

$$C_x = C_{x0} + C_y^\alpha (\alpha^2 / 57.3) + C_y^\delta (\delta^2 / 57.3) + C_z^\beta (\beta^2 / 57.3), \quad (5.43)$$

trong đó :

ρ : mật độ của không khí ở độ cao bay đang tính,

$C_{x0}, C_y^\alpha, C_y^\delta, C_z^\beta$ - các giá trị lấy trong bảng phụ thuộc vào số M ,

V - tốc độ bay tức thời (m/s) $V = M \cdot a$,

M - số Mach và a tốc độ âm thanh tại độ cao bay (m/s).

Trong tính toán các giá trị độ nghiêng của các góc được tính theo độ ($^\circ$).

c. *Cách tính lực nâng* (lực tác dụng trong mặt phẳng chứa các cánh phá ổn định)

$$Y = 0,5 \cdot C_y \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \text{ [N]} \quad (5.44)$$

$$C_y = C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^\delta \cdot \delta, \quad (5.45)$$

trong đó : C_y^α lấy trong bảng [9].

Giá trị độ nghiêng của các góc α, δ được tính theo độ ($^\circ$)

d. *Cách tính lực dạt ngang:*

$$Z = 0,5 \cdot C_z \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \text{ [N]} \quad (5.46)$$

$$C_z = C_z^\beta \cdot \beta, \quad (5.47)$$

trong đó: C_z^β lấy trong bảng. Giá trị độ nghiêng của các góc trượt cạnh β được tính theo độ ($^\circ$)

e. *Cách tính mômen chúc ngóc*

$$M_x = 0,5 \cdot m_z \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot d \text{ [Nm]} \quad (5.48)$$

$$M_z = m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^\delta \cdot \delta + m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z \cdot L / V, \quad (5.49)$$

trong tính toán:

- các giá trị m_Z^α , m_Z^δ , $m_Z^{\omega_z}$ được lấy trong bảng (các giá trị này đã được tính cho một vị trí trọng tâm xác định);
- giá trị độ nghiêng của các góc α , δ được tính theo độ ($^\circ$);
- tốc độ góc ω_z quay quanh trục Oz tính theo 1/s (radian trong một giây);
- độ dài L của toàn bộ thân KCBĐKMK.

Trong mỗi thời điểm tính toán, nếu xét đến ảnh hưởng của sự biến thiên vị trí tâm áp đến giá trị m_Z các giá trị tức thời tính như sau:

$$m_Z^\alpha = m_{z0}^\alpha + C_y^\alpha \cdot \Delta X_{itz}, \quad (5.50)$$

trong đó:

m_{z0}^α - giá trị m_Z^α tính cho thời điểm động cơ hành trình bắt đầu cháy và ΔX_{itz} là độ dịch chuyển trọng tâm so với vị trí ban đầu của nó theo trục Ox khi xét trong mặt phẳng Oxy;

- Trong bảng có trình bày giá trị focus_Oz . Có thể tính giá trị tức thời của m_Z^α như sau:

$$m_Z^\alpha = C_y^\alpha \cdot (X_{itz} - \text{focus_Oz}), \quad (5.51)$$

X_{itz} : toạ độ trọng tâm tức thời so với vị trí đầu thân theo trục Ox khi xét trong mặt phẳng Oxy.

f. Cách tính mômen hướng

$$M_y = 0,5 \cdot m_y \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot d, \quad [\text{Nm}] \quad (5.52)$$

$$M_y = m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\omega_y} \omega_y \cdot L / V, \quad (5.53)$$

trong đó:

- các giá trị m_y^β , $m_y^{\omega_y}$ được lấy trong bảng (các giá trị này đã được tính cho một vị trí trọng tâm xác định);
- giá trị độ nghiêng của các góc β được tính theo độ ($^\circ$);

- tốc độ góc ω_y quay quanh trục Oy tính theo 1/s (radian trên giây) .

Trong mỗi thời điểm tính toán, nếu xét đến ảnh hưởng của sự biến thiên vị trí tâm áp đến giá trị m_y các giá trị tức thời tính như sau:

$$m_y^\beta = m_{y0}^\beta + C_z^\beta \cdot \Delta X_{ty}, \quad (5.54)$$

trong đó:

m_{y0}^β - giá trị m_y^β tính cho thời điểm động cơ hành trình bắt đầu cháy và ΔX_{ty} là độ dịch chuyển trọng tâm so với vị trí ban đầu của nó theo trục Ox khi xét trong mặt phẳng Oxz .

Trong bảng có trình bày giá trị focus_{Oy} . Có thể tính giá trị tức thời của m_y^β như sau:

$$m_y^\beta = C_z^\beta \cdot (X_{ty} - \text{focus}_{Oz}), \quad (5.55)$$

X_{ty} - toạ độ trọng tâm tức thời so với vị trí đầu thân theo trục Ox khi xét trong mặt phẳng Oxz .

g. Cách tính mômen nghiêng M_x

$$M_x = 0,5 \cdot m_x \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot d \cdot [\text{Nm}] \quad (5.56)$$

$$M_x = m_{x0} + m_x^{\omega_x} \cdot \omega_x \cdot L / (2 \cdot V), \quad (5.57)$$

trong đó:

$m_x^{\omega_x}$ – lấy trong bảng, tốc độ góc ω_x quay quanh trục Ox tính theo 1/s (radian trên giây).

Giá trị m_{x0} phản ánh ảnh hưởng gây quay do các cánh ổn định phía sau được đặt nghiêng so với trục dọc và được tính theo 5.36.

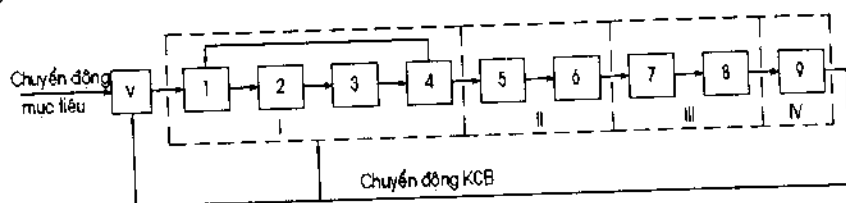
Chương VI

MÔ PHỎNG HOẠT ĐỘNG CỦA HỆ THỐNG ĐIỀU KHIỂN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Trên đây đã trình bày, phân tích động học điều khiển và quá trình hoạt động của các hệ thống điều khiển cũng như cơ sở tính toán các hệ số khí động và các tham số điều khiển đối với khí cụ bay điều khiển một kênh. Để kiểm chứng và minh họa cho các kết quả nghiên cứu đã đạt được, ứng dụng phần mềm chuyên dụng mạnh MATLAB-SIMULINK và ngôn ngữ lập trình C mô phỏng, chúng ta khảo sát hoạt động các hệ thống và quá trình bám đối tượng quan sát của khí cụ bay.

6.1. SƠ ĐỒ TỔNG QUÁT VÒNG ĐIỀU KHIỂN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Xây dựng vòng điều khiển khí cụ bay một kênh là lập sơ đồ cấu trúc một quá trình điều khiển khép kín. Hình 6.1 mô tả quá trình đó của khí cụ bay điều khiển một kênh tự dẫn quang học.



Hình 6.1. Sơ đồ tổng quát vòng điều khiển khí cụ bay

Trên sơ đồ khâu động học (V) là khâu quy ước, đây không phải là một khâu vật lý, nhưng bằng toán học đã mô tả các tham số chuyển động tương đối giữa đối tượng quan sát và khí cụ bay trong không gian. Trong bộ toạ độ (I), các thấu kính làm nhiệm vụ hội tụ tín hiệu quang bức xạ từ đối tượng quan sát, đĩa điều chế sẽ biến đổi tín hiệu quang này thành tín hiệu mang các thông tin về toạ độ đối tượng quan sát (1). Quang trở (2) sẽ thu năng lượng quang đã được điều chế và biến nó thành tín hiệu điện tương ứng với loại điều chế đã được lựa chọn. Bộ lọc (3) và khuếch đại công suất (4) có nhiệm vụ lọc và khuếch đại tín hiệu từ quang trở. Biên độ của tín hiệu này tỷ lệ với độ sai lệch của đối tượng quan sát so với trục hệ quang, pha của nó phản ánh ảnh đối tượng quan sát nằm trên đĩa điều chế so với các trục oy và oz của đĩa điều chế (mặt phẳng tiêu cự). Tín hiệu ở đầu ra của tầng khuếch đại công suất (4) được đưa về điều khiển bộ dẫn động con quay, quay hệ quang và đĩa điều chế luôn hướng vào đối tượng quan sát. Đây là vòng điều khiển trong để bám đối tượng quan sát trong quá trình tự dẫn.

- Khối lập lệnh điều khiển II nhận các thông tin sau:

- + Thông tin về toạ độ chuẩn được chọn để làm chuẩn cho việc tạo lệnh điều khiển.
- + Thông tin về sai lệch của đối tượng quan sát so với bộ toạ độ.
- + Tín hiệu tuyến tính để tuyến tính hoá đặc tuyến của hệ thống điều khiển trên khí cụ bay.
- + Thông tin phản hồi về tốc độ góc điều khiển khí cụ bay, để giảm dao động của khí cụ bay trong quá trình điều khiển.

Trên cơ sở các thông tin này khối lập lệnh điều khiển sẽ tạo ra tín hiệu điều khiển dưới dạng hàm số dấu, khuếch đại và đưa sang máy lái.

- Máy lái III làm việc ở chế độ role tạo ra góc lệch cánh lái không đổi và lật theo dấu của lệnh điều khiển.

- Khí cụ bay là đối tượng điều khiển. Góc lệch cánh lái $\delta(t)$ theo luật hàm số dấu của lệnh điều khiển cùng sự quay của khí cụ bay quanh trục dọc sẽ tạo ra mô men điều khiển khí cụ bay, trên sơ đồ được mô phỏng bằng

khâu điều khiển IV. Đầu ra của khâu này sẽ là các góc của vectơ tốc độ khí cụ bay: $\varphi(t)$ và $\theta(t)$ thay đổi theo quỹ đạo bay của đối tượng quan sát trong không gian.

6.2. MÔ PHÒNG, KHẢO SÁT VÒNG ĐIỀU KHIỂN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

Theo sơ đồ tổng quát vòng điều khiển khí cụ bay (hình 6.1), tiến hành mô phỏng, khảo sát từng hệ thống, sau đó khảo sát toàn bộ hệ thống điều khiển khi chưa bám đối tượng quan sát. Cuối cùng mô phỏng, khảo sát quá trình điều khiển khí cụ bay trong không gian bám theo đối tượng quan sát ở một số trường hợp điển hình.

6.2.1. Mô phỏng, khảo sát bộ tọa độ đối tượng quan sát

Như đã trình bày, chức năng của bộ tọa độ đối tượng quan sát là luôn xác định tọa độ tức thời của đối tượng quan sát so với khí cụ bay tại mọi thời điểm, tức là luôn bám đối tượng quan sát thông qua mối liên hệ ràng buộc nào đó. Đối với loại khí cụ bay tự dẫn hồng ngoại được nghiên cứu ở đây, mối liên hệ này là góc sai lệch giữa đường khí cụ bay - đối tượng quan sát trong không gian với 2 trục Oy_k và Oz_k của bộ tọa độ do các tia bức xạ hồng ngoại phát ra từ đối tượng quan sát. Vì vậy đầu vào của bộ tọa độ đối tượng quan sát là các góc sai lệch, đầu ra là tín hiệu điện mang đầy đủ các thông tin về vị trí đối tượng quan sát so với khí cụ bay. Các phương trình toán học mô tả hoạt động của bộ tọa độ theo [5] như sau:

$$\begin{aligned}\Delta\varepsilon &= \varepsilon - \varepsilon_k = \mu \cdot \Delta Y_k, \\ \Delta\nu &= \nu - \nu_k = \mu \cdot \Delta Z_k,\end{aligned}\tag{6.1}$$

trong đó:

μ - hệ số điều chế;

ε, ν - các góc biểu diễn trạng thái của vectơ cự ly khí cụ bay - đối tượng quan sát;

ε_k, ν_k - các góc biểu diễn vectơ trạng thái của trục bộ toạ độ;

$\Delta\varepsilon, \Delta\nu$ - sai lệch đối tượng quan sát trong mặt phẳng đứng và ngang;

$\Delta Y_k, \Delta Z_k$ - xác định toạ độ ảnh đối tượng quan sát so với khí cụ bay.

Do đĩa điều chế cùng hệ quang được gắn trên rôto con quay và quay với tốc độ góc ω , nên ảnh của đối tượng quan sát trên đĩa điều chế qua quang trở biến thành tín hiệu điện có dạng:

$$U_{st} = \Delta u \cdot \sin(\omega t - \varphi), \quad (6.2)$$

trong đó:

$\Delta u = \mu \sqrt{\Delta Y_k^2 + \Delta Z_k^2}$ - biên độ tín hiệu sai lệch;

$\varphi = \arctg \frac{\Delta Y_k}{\Delta Z_k}$ - góc lệch pha.

Sau khi qua bộ khuếch đại, nhận được tín hiệu:

$$U_{s1} = K \cdot \Delta u \cdot \sin(\omega t - \varphi), \quad (6.3)$$

K - hệ số khuếch đại.

Tín hiệu ở đầu ra bộ khuếch đại (6.3) được đưa tới bộ xử lý tín hiệu để tạo lệnh điều khiển, đồng thời nó cũng được đưa tới các cuộn bám để đưa hệ thống quang học và rôto con quay luôn bám theo đối tượng quan sát. Các thành phần của tín hiệu trên các cuộn bám có dạng:

$$U_{BY} = K \Delta u \cdot \sin(\omega t) \cdot \sin(\varphi), \quad (6.4)$$

$$U_{BZ} = K \Delta u \cdot \sin(\omega t) \cdot \cos(\varphi), \quad (6.5)$$

trong đó:

U_{BY}, U_{BZ} - các thành phần tín hiệu bám theo các kênh ngang và đứng.

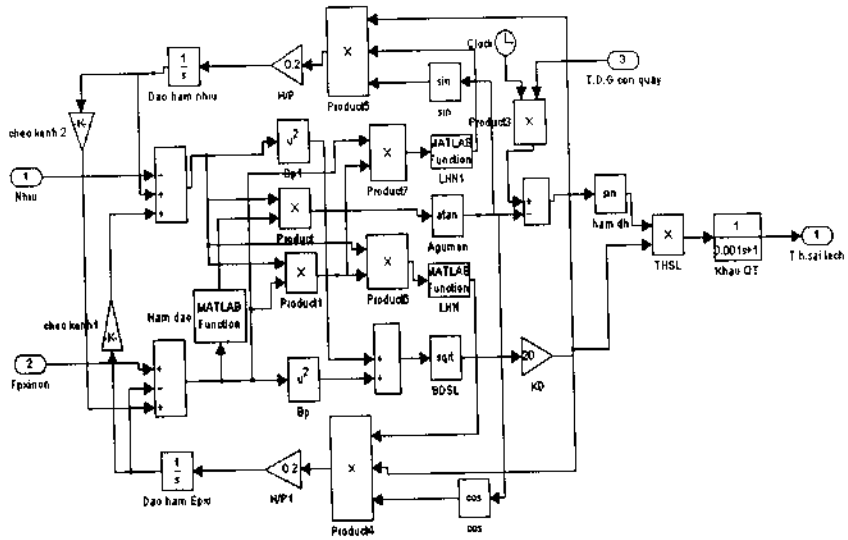
Do có sự tương tác giữa từ trường của các cuộn bám và từ trường của rôto con quay, nên các góc biểu diễn trạng thái của trục bộ toạ độ (trục rôto con quay) được xác định bằng các công thức:

$$\dot{\epsilon}_k = K_M U_{HZ}, \quad (6.6)$$

$$\dot{\nu}_k = K_M U_{BY}, \quad (6.7)$$

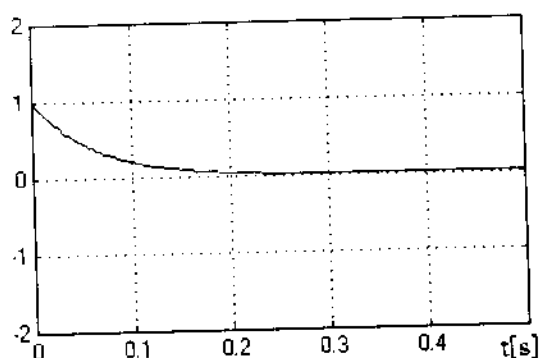
trong đó: K_M - hệ số biến đổi cơ - điện.

Trên cơ sở các phương trình toán học mô tả hoạt động của bộ tọa độ đối tượng quan sát (6.1) + (6.7) và các thông số của bộ tọa độ loại khí cụ bay giả định khảo sát, mô hình hoá bộ tọa độ đối tượng quan sát bằng các mô đun và các hàm trong MATLAB-SIMULINK. Mô hình mô phỏng bộ tọa độ đối tượng quan sát được thể hiện như hình 6.2.



Hình 6.2. Sơ đồ mô phỏng bộ tọa độ

Do bộ tọa độ đối tượng quan sát là một hệ bám nên mô phỏng, ta khảo sát sự hoạt động ổn định và bám đối tượng quan sát của nó với các tín hiệu đầu vào là các giá trị sai số điều khiển, đầu ra là đáp ứng của hệ thống. Trên cơ sở các thông số của bộ tọa độ đã nghiên cứu khảo sát đối với một loại KCBĐKMK giả định, khi khảo sát theo mô hình ở trên với đầu vào là một kích thích dạng xung đơn vị, nhận được đồ thị biểu diễn quá trình hoạt động của bộ tọa độ như hình 6.3.



Hình 6.3. Biểu diễn quá trình hoạt động của bộ tọa độ

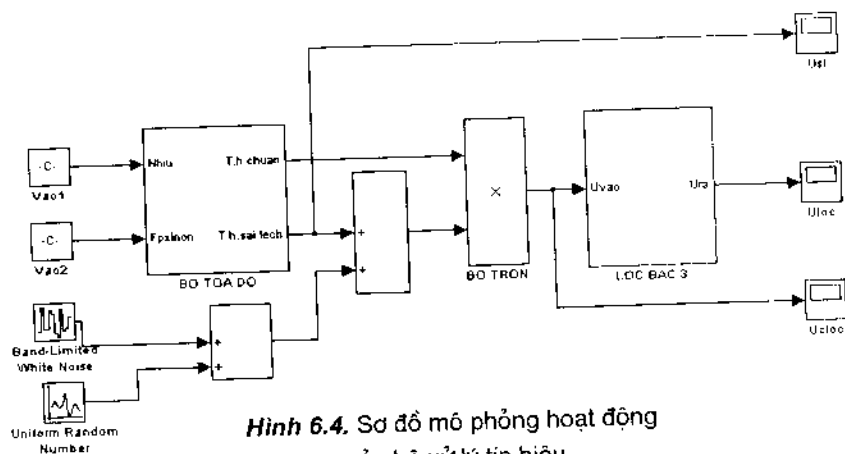
Từ đồ thị cho thấy sai số quá trình bám đối tượng quan sát giảm dần và triệt tiêu sau một thời gian không lớn phù hợp với đáp ứng thực tế.

6.2. 2. Mô phỏng, khảo sát bộ xử lý tín hiệu

Trong chương IV đã trình bày, bộ xử lý tín hiệu của KCBĐKMK có chức năng xử lý, biến đổi tín hiệu mang thông tin về đối tượng quan sát (tín hiệu sai lệch về đối tượng quan sát) ở dạng tọa độ cực có tần số bằng tần số quay của rôto con quay (ω) thành tín hiệu điều khiển có tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc (ω_{x1}) và biên độ tỷ lệ với sai lệch đối tượng quan sát. Đầu vào của bộ xử lý tín hiệu là tín hiệu sai lệch về đối tượng quan sát, tín hiệu chuẩn và nhiễu.

Mô hình mô phỏng hoạt động bộ xử lý tín hiệu của hệ thống điều khiển KCBĐKMK được thể hiện như hình 6.4.

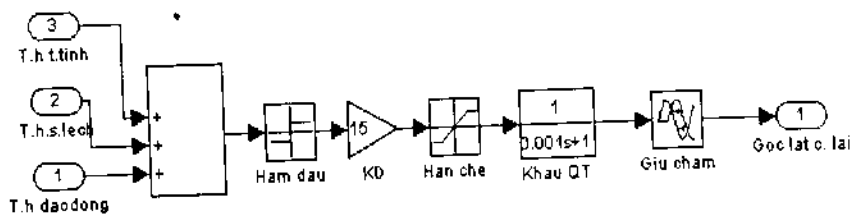
Khảo sát hoạt động của bộ xử lý tín hiệu với đầu vào là nhiễu tạp và tín hiệu sai lệch về đối tượng quan sát, chúng ta nhận được các đồ thị biểu diễn các tín hiệu này (xem hình 4.11). Đầu ra ở đây là tín hiệu dạng sin có tần số bằng tần số quay của khí cụ bay quanh trục dọc.



Hình 6.4. Sơ đồ mô phỏng hoạt động của bộ xử lý tín hiệu

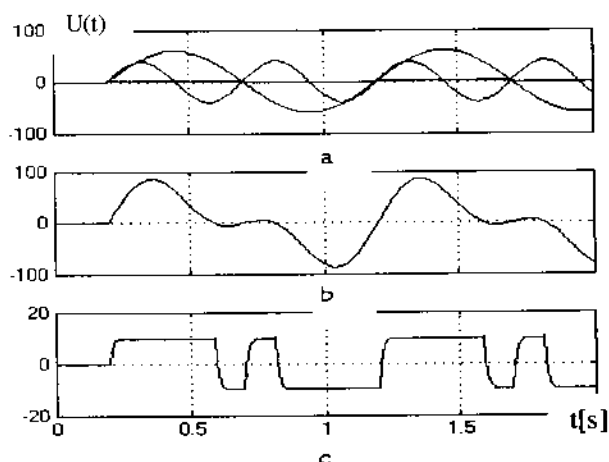
6.2.3. Mô phỏng, khảo sát thiết bị lập lệnh điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh

Như đã nghiên cứu ở trên, thiết bị tạo lệnh điều khiển có chức năng tổng hợp các thành phần tín hiệu: tín hiệu sai lệch về đối tượng quan sát đã xử lý, tín hiệu tuyến tính, tín hiệu phản hồi tốc độ góc dao động quanh tâm khối, sau đó khuếch đại và hạn chế tạo ra các xung điều khiển có độ rộng thay đổi phụ thuộc vào biên độ tín hiệu sai số điều khiển. Các xung này được đưa tới máy lái để điều khiển các thời điểm lật cánh lái trong mỗi chu kỳ quay của khí cụ bay. Do máy lái của các loại KCBĐKMK thường là máy lái điện - khí, nên quá trình làm việc có trễ, được thể hiện bằng khâu quán tính và trễ. Từ các biểu thức toán biểu diễn quá trình lập lệnh điều khiển của KCBĐKMK (3.78), ta xây dựng được mô hình mô phỏng thiết bị tạo lệnh điều khiển như hình 6.5.



Hình 6.5. Sơ đồ mô phỏng thiết bị tạo lệnh điều khiển

Theo mô hình hình 6.5, ta mô phỏng, khảo sát quá trình lập lệnh điều khiển KCBĐKMK với các tín hiệu đầu vào như đã giới thiệu. Tín hiệu đầu ra là các xung điều khiển lật cánh lái.



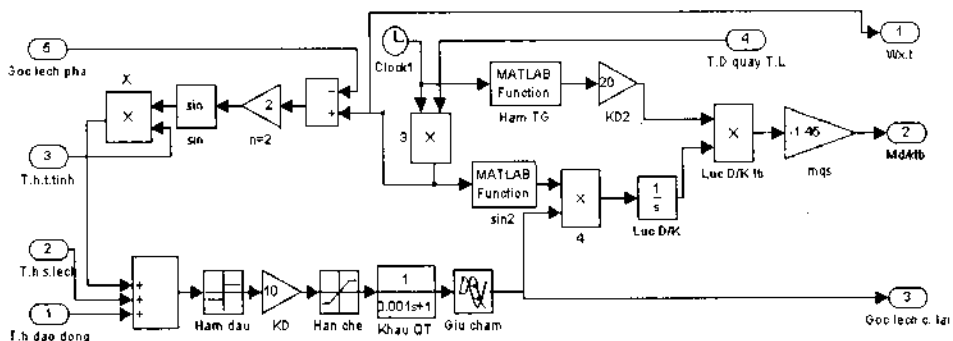
Hình 6.6. Dạng tín hiệu vào và ra của thiết bị tạo lệnh điều khiển

a- các tín hiệu thành phần, b- tín hiệu tổng, c- xung điều khiển.

Qua khảo sát với các giá trị tín hiệu sai lệch đối tượng quan sát khác nhau, nhận được các xung điều khiển có độ rộng khác nhau theo luật điều khiển phù hợp với kết quả nghiên cứu lý thuyết đã trình bày ở phần trên và thử nghiệm thực tế trên thiết bị tạo lệnh điều khiển của KCBĐKMK. Hình 6.6 là chuỗi xung đầu ra của thiết bị tạo lệnh điều khiển (ở đây $U_{os} = 30V$, $U_{out} = 20V$, $U_{DD} = 0.25V$).

6.2.4. Mô phỏng, khảo sát quá trình tạo mômen điều khiển

Chương III đã nghiên cứu, lực và mômen điều khiển KCBĐKMK được tạo ra do cánh lái liên tục lật từ vị trí cực đại này sang vị trí cực đại kia trong khi khí cụ bay vừa chuyển động tịnh tiến vừa quay quanh trục dọc. Từ biểu thức toán học biểu diễn lực và mômen điều khiển trung bình (3.54), ta xây dựng được mô hình khảo sát đại lượng này như hình 6.7.

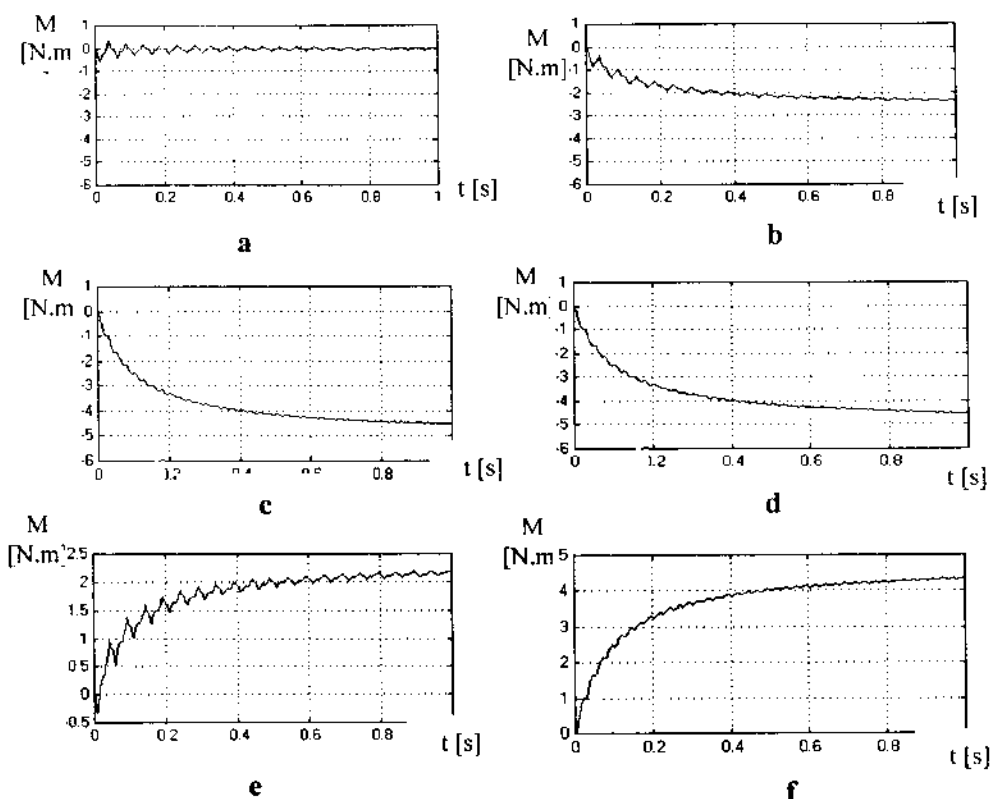


Hình 6.7. Sơ đồ mô phỏng quá trình tạo mômen điều khiển

Chúng ta khảo sát mô men điều khiển trung bình trên mô hình 6.7, với các tham số khí động đã tính toán với một loại KCBĐKMK giả định. Đại lượng đầu vào là tín hiệu sai lệch, còn tín hiệu tuyến tính có giá trị không đổi ($U_{os} = 20V$), ta nhận được đồ thị biểu diễn các trường hợp đặc trưng của mômen điều khiển trung bình như hình 6.8.

Từ các đồ thị, thấy rằng:

- Khi tín hiệu sai lệch bằng không thì mômen điều khiển trung bình dao động xung quanh giá trị không như hình 6.8a.
- Khi tín hiệu sai lệch có giá trị khác không ($U_{os} = 20V$) thì mômen điều khiển trung bình có giá trị khác không như đồ thị hình 6.8b.
- Khi tín hiệu sai lệch có giá trị bằng 2 lần giá trị tín hiệu tuyến tính ($U_{os} = 40V$) tức U_{os} đạt tới giá trị bão hoà, mômen điều khiển trung bình đạt giá trị cực đại như đồ thị hình 6.8c.
- Khi tín hiệu sai lệch có giá trị lớn hơn 2 lần giá trị tín hiệu tuyến tính ($U_{os} = 50V$), mômen điều khiển trung bình vẫn đạt giá trị cực đại như đồ thị hình 6.8d.



Hình 6.8. Biểu diễn mômen điều khiển

- a - mômen điều khiển khi tín hiệu sai lệch bằng không;
- b - mômen điều khiển khi tín hiệu sai lệch bằng 20V;
- c - mômen điều khiển khi tín hiệu sai lệch bằng 40 V;
- d - mômen điều khiển khi tín hiệu sai lệch bằng 50 V;
- e - mômen điều khiển khi tín hiệu sai lệch bằng -20 V;
- f - mômen điều khiển khi tín hiệu sai lệch bằng -40 V.

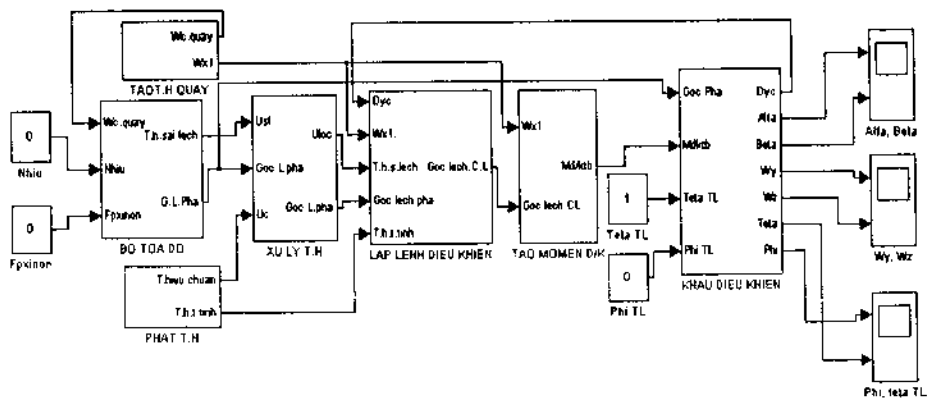
- Khi tín hiệu sai lệch đổi dấu thì dấu của mômen điều khiển trung bình cũng đổi. Đồ thị trên hình 6.8 e,f là mômen điều khiển trung bình tương ứng với các giá trị $U_{os} = -20\text{V}$ và $U_{os} = -40\text{V}$.

Qua các trường hợp khảo sát ở trên, chúng ta thấy lực và mômen điều khiển trung bình của KCBĐKMK thay đổi phụ thuộc vào tín hiệu sai số cả

về giá trị và dấu. Điều này hoàn toàn phù hợp với thực tế của quá trình điều khiển khí cụ bay, chứng tỏ tính đúng đắn của các vấn đề nghiên cứu lý thuyết và mô hình.

6.2.5. Mô phỏng, khảo sát vòng điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh khi chưa bám đối tượng quan sát

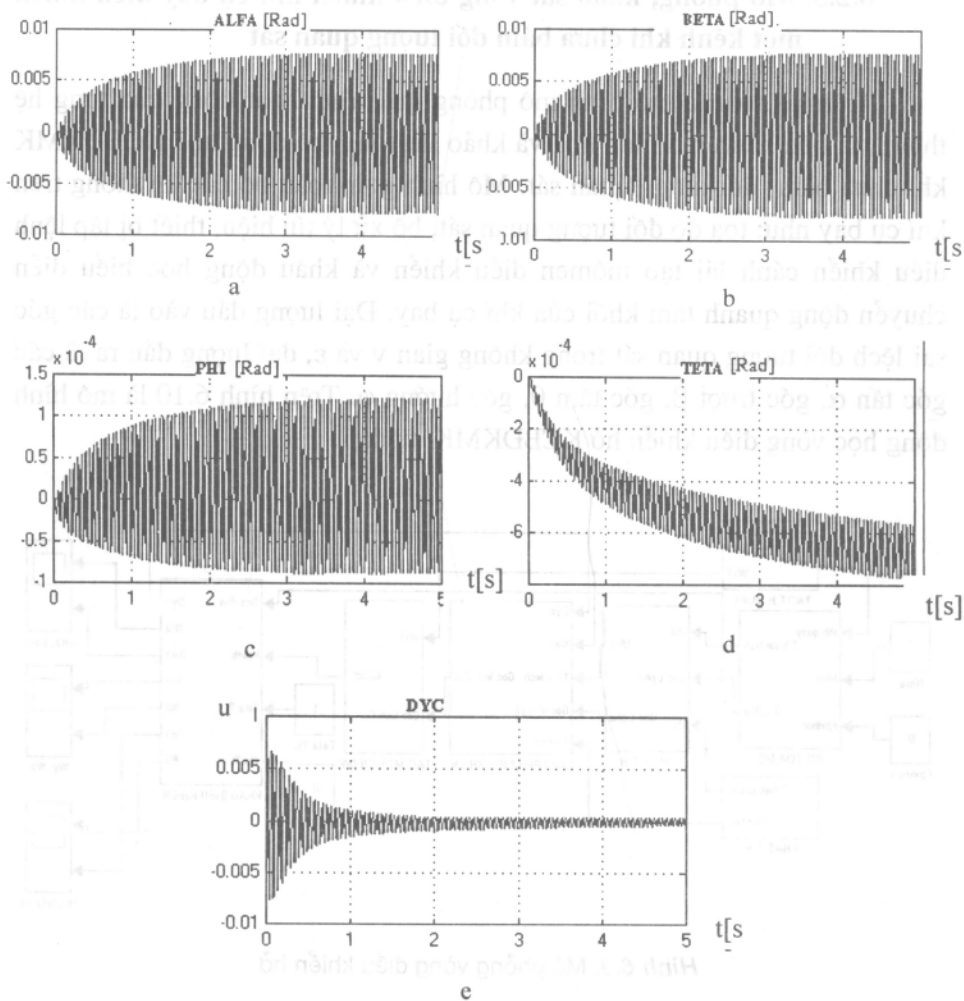
Trên cơ sở các mô hình mô phỏng quá trình hoạt động của từng hệ thống, ta tiến hành mô hình hoá và khảo sát tổng thể động học KCBĐKMK khi chưa bám đối tượng quan sát. Mô hình gồm toàn bộ các hệ thống trên khí cụ bay như: toạ độ đối tượng quan sát, bộ xử lý tín hiệu, thiết bị lập lệnh điều khiển cánh lái tạo mômen điều khiển và khâu động học biểu diễn chuyển động quanh tâm khối của khí cụ bay. Đại lượng đầu vào là các góc sai lệch đối tượng quan sát trong không gian v và ϵ , đại lượng đầu ra là các góc tấn α , góc trượt β , góc tâm θ , góc hướng φ . Trên hình 6.10 là mô hình động học vòng điều khiển hở KCBĐKMK tự dẫn.



Hình 6.9. Mô phỏng vòng điều khiển hở

Từ mô hình 6.9, ta khảo sát hệ thống với các đại lượng đầu vào đã nêu và nhận được đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay ở một số trường hợp điển hình sau đây:

a - Khi sai lệch của đối tượng quan sát trong không gian so với khí cụ bay bằng không ($\varepsilon = 0 \text{ Rad}$, $\nu = 0 \text{ Rad}$), và trạng thái ban đầu của khí cụ bay $\theta_0 = 0$, $\varphi_0 = 0$, nhận được đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay như hình 6.10.

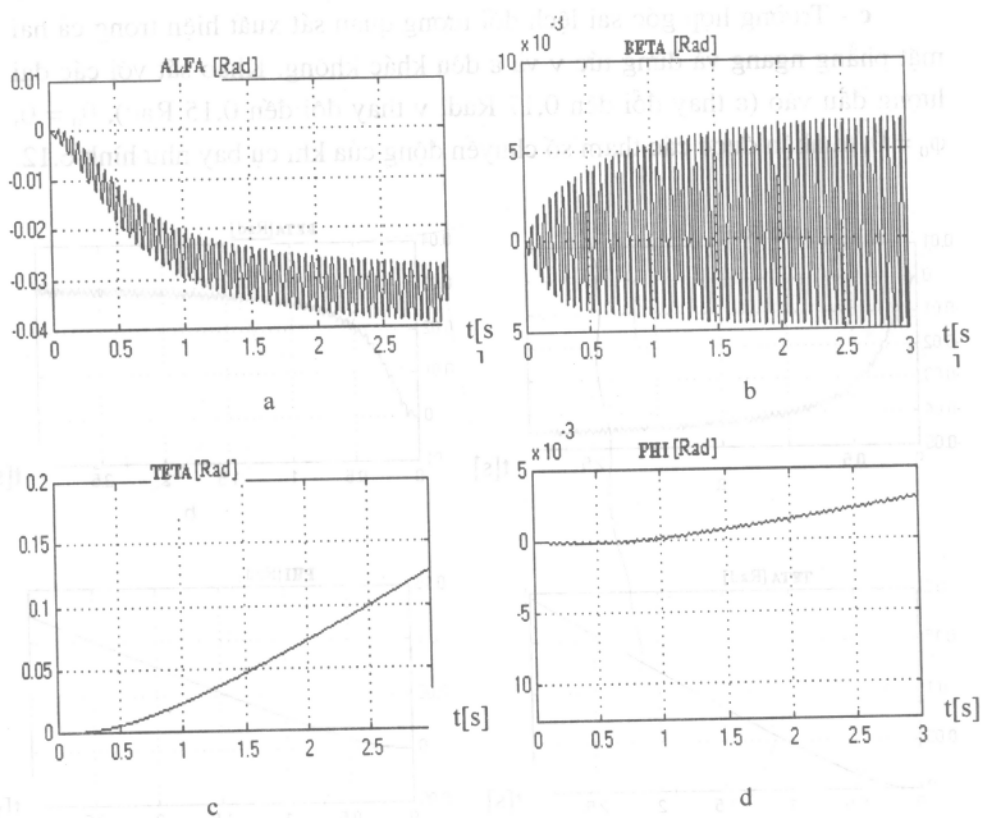


Hình 6.10. Tham số chuyển động của khí cụ bay trong không gian khi góc ε và ν đều bằng 0 :

a- góc tấn α ; b- góc trượt β ; c- góc tà θ ; d- góc hướng φ ;
e- tín hiệu phản hồi dao động của khí cụ bay.

Từ các đồ thị trên, thấy rằng khi góc sai lệch đối tượng quan sát trong không gian bằng không và trạng thái ban đầu khí cụ bay ($\theta_0 = 0, \varphi_0 = 0$), khí cụ bay gần như bay thẳng và luôn dao động với biên độ rất nhỏ quanh trục dọc của nó. Điều đó chỉ ra khi đại lượng đầu vào bằng không, đại lượng đầu ra cũng bằng không.

b - Khảo sát với trường hợp khi khí cụ bay chỉ chuyển động trong mặt phẳng đứng (ε thay đổi, $v = 0$) ta nhận được đồ thị biểu diễn các tham số $\alpha, \beta; \theta, \varphi$; như hình 6.11.

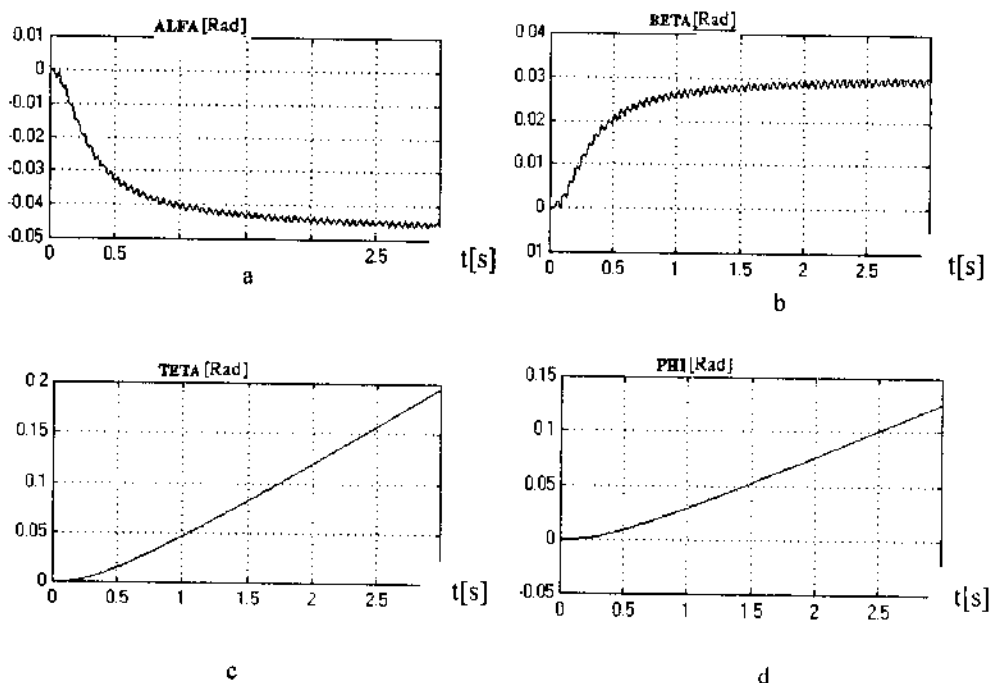


Hình 6.11. Tham số chuyển động khí cụ bay khi đối tượng quan sát bay trong mặt phẳng thẳng đứng :
a- góc tấn α ; b- góc trượt β ; c- góc tà θ ; d- góc hướng φ ;

Từ các đồ thị trên chúng ta thấy rằng khi có sai lệch của đối tượng quan sát trong mặt phẳng đứng (góc sai lệch đối tượng quan sát ε thay đổi) thì các góc tấn α , góc tâm θ của khí cụ bay cũng thay đổi theo (hình 6.12a,b) còn các góc trượt β , góc hướng φ gần như không đổi và có giá trị 0 (hình 6.12c, d). Điều này có nghĩa là khí cụ bay cũng chỉ chuyển động trong mặt phẳng đứng.

- Khảo sát với chuyển động của khí cụ bay chỉ trong mặt phẳng ngang, ta cũng nhận được kết quả tương tự.

c - Trường hợp góc sai lệch đối tượng quan sát xuất hiện trong cả hai mặt phẳng ngang và đứng tức v và ε đều khác không. Khảo sát với các đại lượng đầu vào (ε thay đổi đến 0,17 Rad, v thay đổi đến 0,15 Rad), $\theta_0 = 0$, $\varphi_0 = 0$, ta nhận được các tham số chuyển động của khí cụ bay như hình 6.12.



Hình 6.12. . Tham số chuyển động của khí cụ bay trong không gian khi góc v và ε khác 0 :
a- góc tấn α ; b- góc trượt β ; c- góc tà θ ; d- góc hướng φ ;

Từ đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay như hình 6.12, ta thấy rằng, khi xuất hiện sự sai lệch đối tượng quan sát trong không gian ở cả hai mặt phẳng, các góc tấn và góc trượt đều thay đổi (hình 6.12a, b). Góc tầm θ và góc hướng φ cũng tăng dần (hình 6.12c, d).

Như vậy qua phân tích, khảo sát một số trường hợp điển hình đối với mô hình động học khi chưa bám đối tượng quan sát ở trên, chúng ta thấy các tham số chuyển động của khí cụ bay đều phản ứng phù hợp với thực tế của quá trình điều khiển.

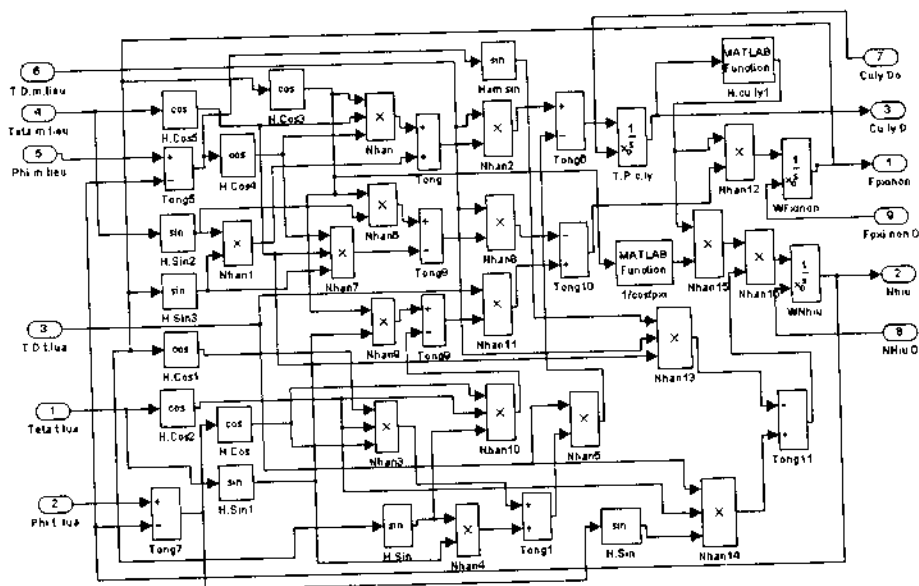
6.2.6. Mô phỏng, khảo sát vòng điều khiển kín khí cụ bay điều khiển một kênh tự dẫn

Để đánh giá, kiểm tra khả năng bám đối tượng quan sát cũng như kiểm nghiệm các kết quả nghiên cứu và tính đúng đắn của mô hình tổng thể xây dựng ở trên, ta xây dựng vòng điều khiển mạch kín để khảo sát quá trình bám đối tượng quan sát của KCBĐKMK tự dẫn.

Vòng điều khiển mạch kín bao gồm mô hình tổng thể (hình 6.9) và khâu động học chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát. Khâu này được xây dựng từ các phương trình vi phân mô tả chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát trong không gian đã trình bày trong chương III:

$$\begin{aligned} \dot{D} &= V_m [\cos \theta_m \cos \varepsilon \cos(\varphi_m - \nu) + \sin \theta_m \sin \varepsilon] - V [\cos \theta \cos \varepsilon \cos(\varphi - \nu) + \sin \theta \sin \varepsilon] \\ \dot{\varepsilon} &= \frac{V_m}{D} [\sin \theta_m \cos \varepsilon - \cos \theta_m \sin \varepsilon \cos(\varphi_m - \nu)] - \frac{V}{D} [\sin \theta \cos \varepsilon - \cos \theta \sin \varepsilon \cos(\varphi - \nu)] \\ \dot{\nu} &= \frac{1}{D \cos \varepsilon} [V_m \cos \theta_m \sin(\varphi_m - \nu) - V \cos \theta \sin(\varphi - \nu)] \end{aligned} \quad (6.8)$$

Theo hệ phương trình (6.8), mô hình hoá mô phỏng khâu động học như hình 6.13 dưới đây:

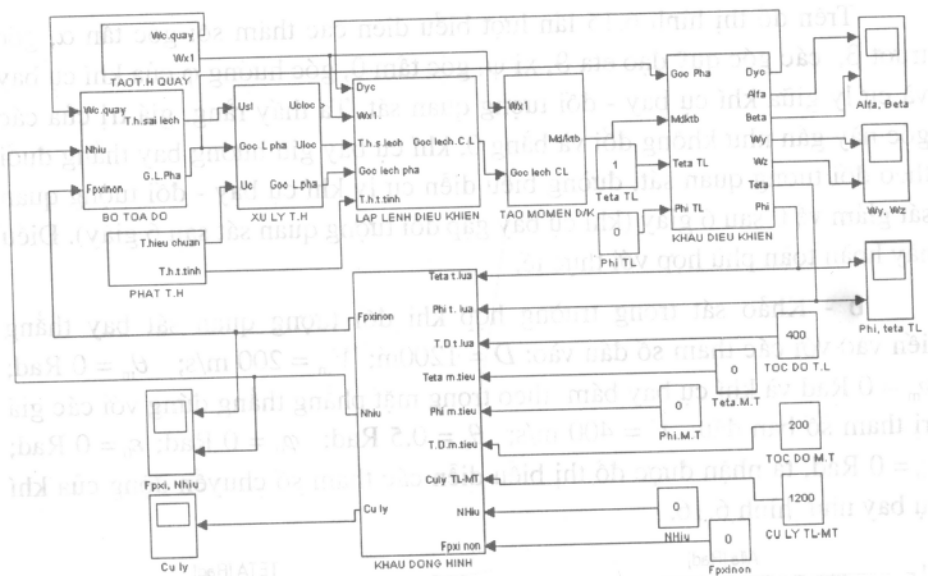


Hình 6.13. Sơ đồ mô phỏng khâu động học

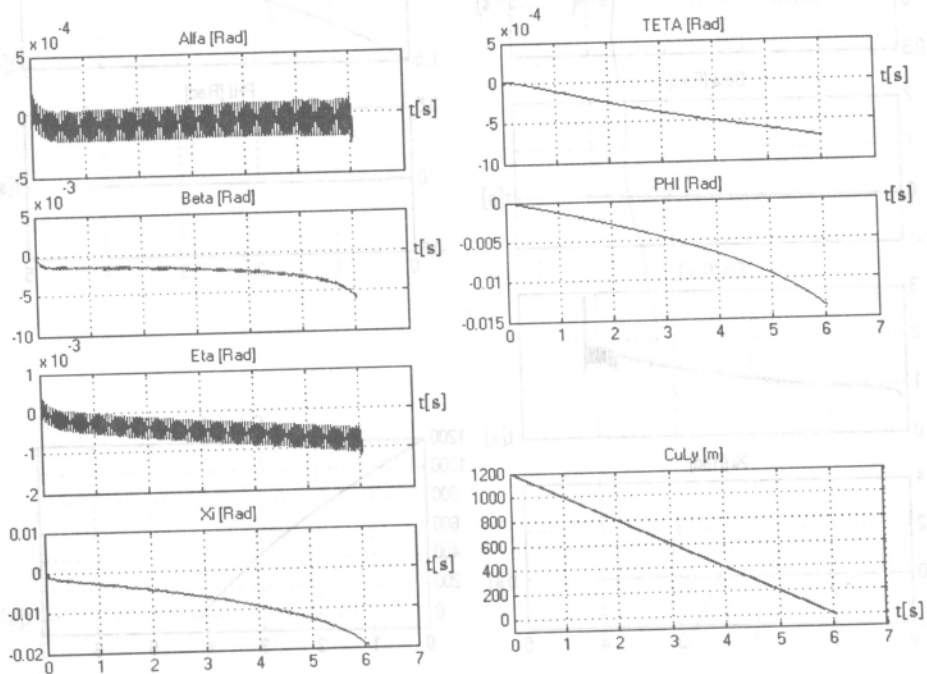
Từ mô hình tổng thể hình 6.9 và mô hình 6.13, xây dựng được mô hình khảo sát quá trình bám đối tượng quan sát của KCBĐKMK khi tự dẫn như mô hình 6.14.

Bằng mô hình 6.14, ta khảo sát quá trình bám đối tượng quan sát ở một số trường hợp điển hình. Đại lượng đầu vào là cự ly khí cụ bay - đối tượng quan sát và quỹ đạo bay bất kỳ của đối tượng quan sát trong không gian được đặc trưng bởi vectơ vận tốc của nó. Như chúng ta đã biết, vectơ vận tốc đối tượng quan sát $\bar{V}_m$ được đặc trưng bởi 3 thành phần là: môđun V_m , góc tâm θ_m và góc hướng φ_m của vectơ tốc độ. Đại lượng đầu ra là vectơ vận tốc của khí cụ bay $\bar{V}$ (V, θ, φ) và vectơ cự ly $\bar{D}$ (D, ε, ν).

a - Khảo sát trong trường hợp khi đối tượng quan sát bay thẳng, khí cụ bay bám theo với các tham số đầu vào: $D = 1200\text{m}$; $V_m = 200\text{ m/s}$; $\theta_m = 0\text{ Rad}$; $\varphi_m = 0\text{ Rad}$; các giá trị tham số ban đầu của khí cụ bay : $V = 400\text{ m/s}$; $\theta_0 = 0\text{ Rad}$; $\varphi_0 = 0\text{ Rad}$; $\varepsilon_0 = 0\text{ Rad}$; $\nu_0 = 0\text{ Rad}$, ta nhận được đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay bám theo đối tượng quan sát như hình 6.15.



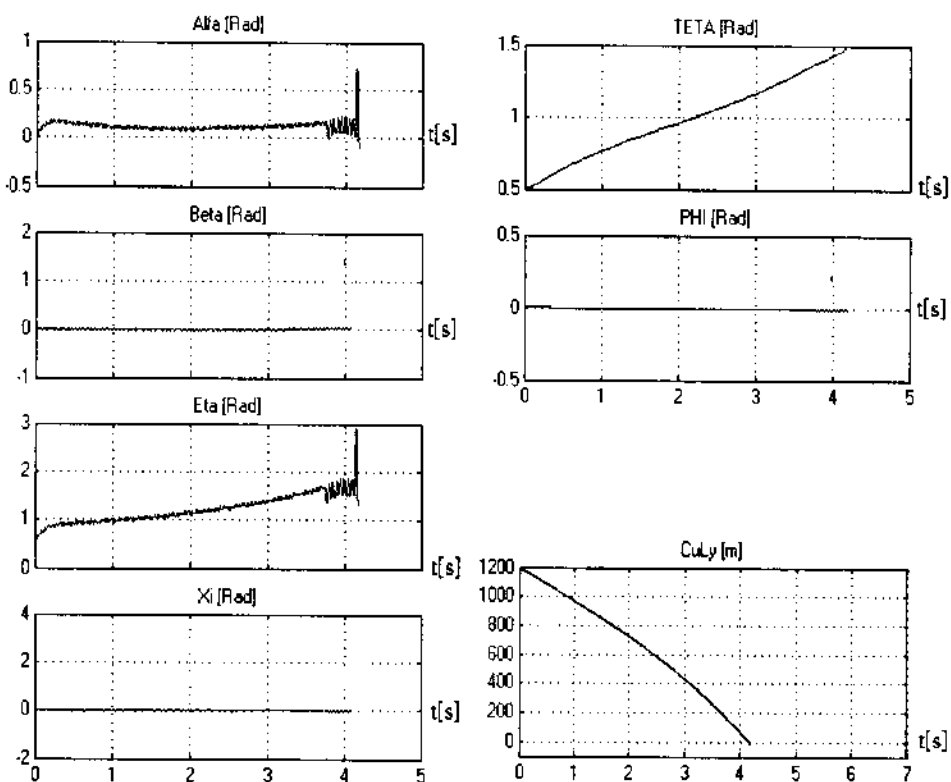
Hình 6.14. Sơ đồ khảo sát quá trình bám đối tượng, quan sát



Hình 6.15. Tham số chuyển động khí cụ bay đang bám sát đối tượng

Trên đồ thị hình 6.15 lần lượt biểu diễn các tham số: góc tấn α , góc trượt β , các góc quỹ đạo eta ϑ , xi ψ , góc tầm θ , góc hướng φ của khí cụ bay và cự ly giữa khí cụ bay - đối tượng quan sát. Ta thấy rằng, giá trị của các góc này gần như không đổi và bằng 0, khí cụ bay giữ hướng bay thẳng đuổi theo đối tượng quan sát, đường biểu diễn cự ly khí cụ bay - đối tượng quan sát giảm về 0 sau 6 giây (khí cụ bay gặp đối tượng quan sát sau 6 giây). Điều này hoàn toàn phù hợp với thực tế.

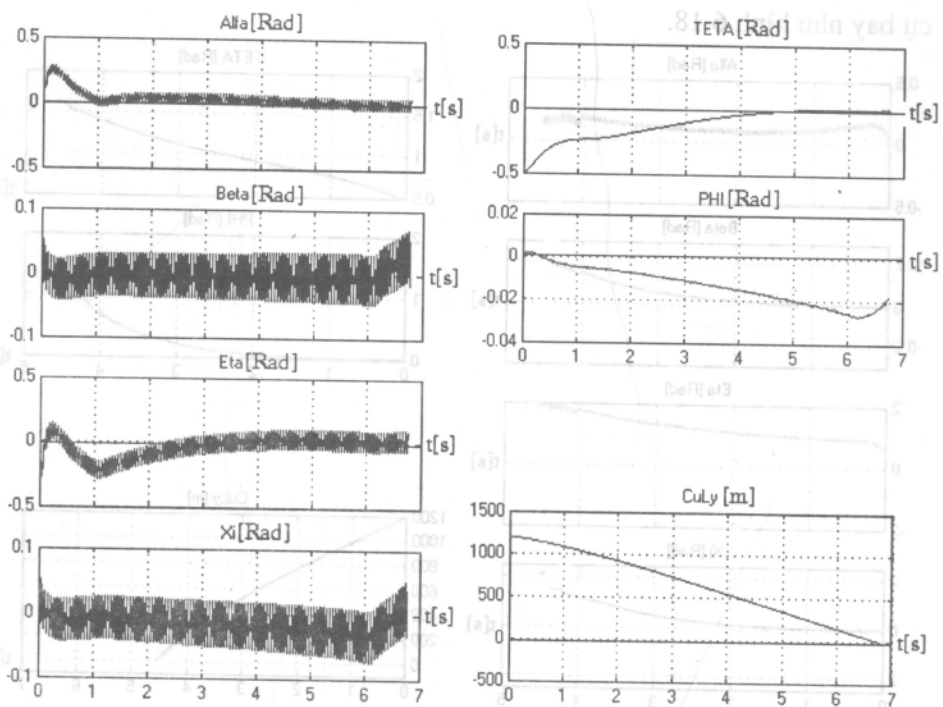
b - Khảo sát trong trường hợp khi đối tượng quan sát bay thẳng tiến vào với các tham số đầu vào: $D = 1200\text{m}$; $V_m = 200\text{ m/s}$; $\theta_m = 0\text{ Rad}$; $\varphi_m = 0\text{ Rad}$ và khí cụ bay bám theo trong mặt phẳng thẳng đứng với các giá trị tham số ban đầu: $V = 400\text{ m/s}$; $\theta_0 = 0,5\text{ Rad}$; $\varphi_0 = 0\text{ Rad}$; $\varepsilon_0 = 0\text{ Rad}$; $\nu_0 = 0\text{ Rad}$, ta nhận được đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay như hình 6.16.



Hình 6.16. Biểu diễn tham số chuyển động khí cụ bay

Trên đồ thị hình 6.16 là các góc thể hiện quá trình chuyển động của khí cụ bay bám theo đối tượng quan sát. Vì đối tượng quan sát bay thẳng tiến vào nên góc tâm θ của khí cụ bay tăng dần từ giá trị ban đầu (góc phóng 0,5 Rad) tới giá trị tiếp cận đối tượng quan sát, góc hướng φ hầu như không thay đổi. Điều đó chứng tỏ khí cụ bay giữ nguyên hướng chỉ cơ động trong mặt phẳng đứng bám theo đối tượng quan sát, cự ly giữa khí cụ bay - đối tượng quan sát giảm dần về không (khí cụ bay gặp đối tượng quan sát) sau 4,2 giây. Các kết quả mô phỏng trên lô gích với điều kiện bài toán ban và hoàn toàn phù hợp với quá trình bám đuổi trong thực tế.

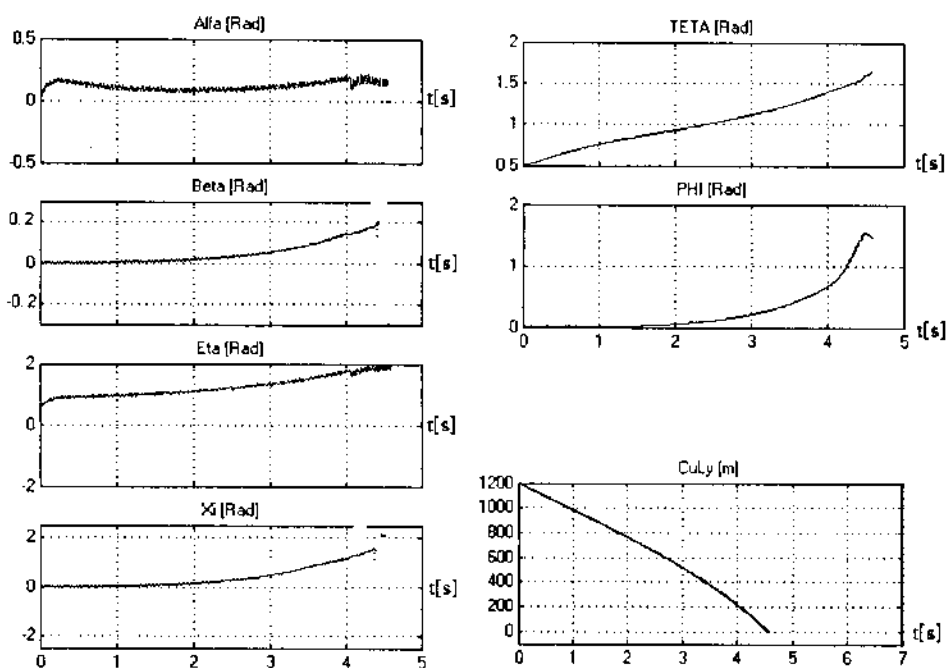
c - Khảo sát trong trường hợp khi đối tượng quan sát bay thẳng hướng ra với các tham số đầu vào: $D = 1200\text{m}$; $V_m = 200\text{ m/s}$; $\theta_m = 0\text{ Rad}$; $\varphi_m = 0\text{ Rad}$ và khí cụ bay bám theo trong mặt phẳng thẳng đứng với các giá trị tham số ban đầu: $V = 400\text{ m/s}$; $\theta_0 = -0,5\text{ Rad}$; $\varphi_0 = 0\text{ Rad}$; $\varepsilon_0 = 0\text{ Rad}$; $\nu_0 = 0\text{ Rad}$, ta nhận được đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay như hình 6.17.



Hình 6.17. Biểu diễn tham số chuyển động khí cụ bay

Trên đồ thị hình 6.17 là các góc thể hiện quá trình chuyển động của khí cụ bay bám theo đối tượng quan sát. Vì đối tượng quan sát bay thẳng hướng ra nên góc tầm θ của khí cụ bay giảm dần từ giá trị ban đầu (góc phóng 0,5 Rad theo hướng bay ra của đối tượng quan sát) tới giá trị tiếp cận đối tượng quan sát, góc hướng φ hầu như không thay đổi. Điều đó chứng tỏ khí cụ bay giữ nguyên hướng chỉ cơ động trong mặt phẳng đứng bám theo đối tượng quan sát, cự ly giữa khí cụ bay - đối tượng quan sát giảm dần về không (khí cụ bay gặp đối tượng quan sát) sau 6,8 s. Các kết quả mô phỏng trên lô gích với điều kiện bài toán bắn và hoàn toàn phù hợp với quá trình bám đuổi trong thực tế.

d - Khảo sát trong trường hợp khi đối tượng quan sát cơ động trong không gian và khí cụ bay bám theo với các tham số đầu vào: $D = 1200\text{m}$; $V_m = 200\text{ m/s}$; $\theta_m = 0.4\text{ Rad}$, $\varphi_m = 0.25\text{ Rad}$, các giá trị tham số ban đầu của khí cụ bay: $V = 400\text{ m/s}$; $\theta_0 = 0.5\text{ Rad}$; $\varphi_0 = 0\text{ Rad}$; $\varepsilon_0 = 0\text{ Rad}$; $\nu_0 = 0\text{ Rad}$. Ta nhận được đồ thị biểu diễn các tham số chuyển động của khí cụ bay như hình 6.18.



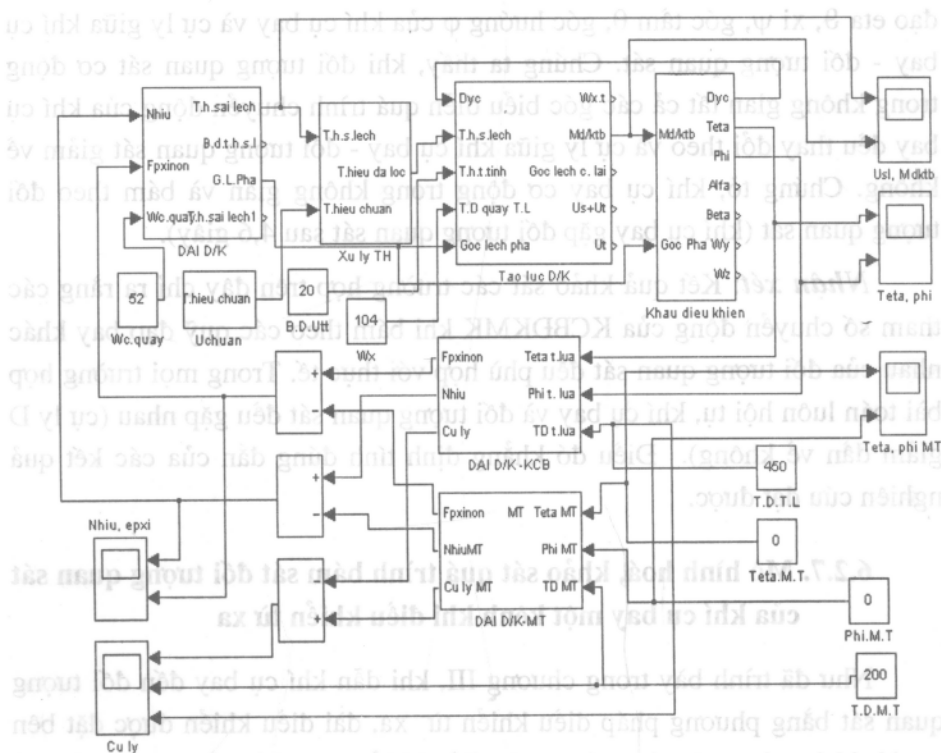
Hình 6.18. Biểu diễn tham số chuyển động khí cụ bay

Hình 6.18 thể hiện các tham số: góc tấn α , góc trượt β , các góc quỹ đạo η , ξ , ψ , góc tầm θ , góc hướng φ của khí cụ bay và cự ly giữa khí cụ bay - đối tượng quan sát. Chúng ta thấy, khi đối tượng quan sát cơ động trong không gian tất cả các góc biểu diễn quá trình chuyển động của khí cụ bay đều thay đổi theo và cự ly giữa khí cụ bay - đối tượng quan sát giảm về không. Chứng tỏ, khí cụ bay cơ động trong không gian và bám theo đối tượng quan sát (khí cụ bay gặp đối tượng quan sát sau 4,6 giây).

Nhận xét: Kết quả khảo sát các trường hợp trên đây chỉ ra rằng các tham số chuyển động của KCBĐKMK khi bám theo các quỹ đạo bay khác nhau của đối tượng quan sát đều phù hợp với thực tế. Trong mọi trường hợp bài toán luôn hội tụ, khí cụ bay và đối tượng quan sát đều gặp nhau (cự ly D giảm dần về không). Điều đó khẳng định tính đúng đắn của các kết quả nghiên cứu đạt được.

6.2.7. Mô hình hoá, khảo sát quá trình bám sát đối tượng quan sát của khí cụ bay một kênh khi điều khiển từ xa

Như đã trình bày trong chương III, khi dẫn khí cụ bay đến đối tượng quan sát bằng phương pháp điều khiển từ xa, đài điều khiển được đặt bên ngoài khí cụ bay và có sự tham gia điều khiển trực tiếp của con người. Vì vậy mô hình mô phỏng quá trình điều khiển khí cụ bay một kênh khi điều khiển từ xa hoàn toàn khác với mô hình khi tự dẫn. Ở đây coi con người như một máy đo toạ độ giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát, nhưng phải đưa thêm vào khâu trễ. Mô hình động hình học chuyển động tương đối khí cụ bay- đối tượng quan sát được xây dựng từ các phương trình vi phân mô tả chuyển động giữa khí cụ bay- đối tượng quan sát khi điều khiển từ xa (3.35), (3.36), (3.37), (3.41), (3.42), (3.43). Mô hình mô phỏng lực và mômen điều khiển khí cụ bay được xây dựng từ các phương trình trạng thái điều khiển khí cụ bay theo một kênh trong không gian với các hệ số tính toán đối với một loại khí cụ bay giả định. Hình 6.19 dưới đây là mô hình mô phỏng quá trình dẫn khí cụ bay đến đối tượng quan sát cơ động khi điều khiển từ xa.

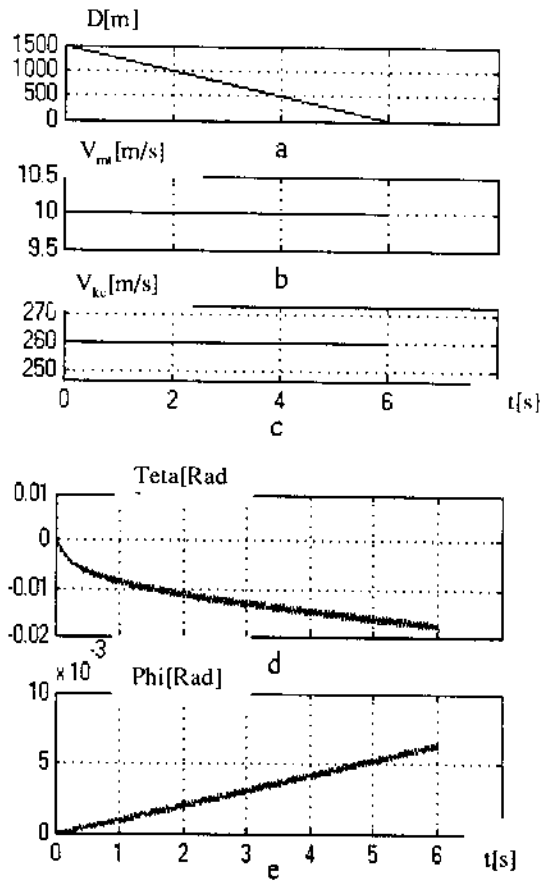


Hình 6.19. Sơ đồ mô phỏng quá trình bám sát đối tượng khi điều khiển từ xa

Ta khảo sát quá trình dẫn khí cụ bay đến đối tượng quan sát khi điều khiển từ xa trên mô hình (hình 6.20) cho một số trường hợp điển hình.

- Trường hợp đài điều khiển, khí cụ bay và đối tượng quan sát cùng nằm trên một đường thẳng:

Giả sử tốc độ đối tượng quan sát $V_{MT} = 10\text{m/s}$; tốc độ khí cụ bay $V_{kcb} = 260\text{m/s}$; cự ly từ đài điều khiển đến khí cụ bay tại thời điểm phóng $D_{kcb} = 0\text{m}$; cự ly từ đài điều khiển đến đối tượng quan sát tại thời điểm phóng $D_{MT} = 1500\text{m}$. Ta nhận được các đường biểu diễn những tham số cơ bản về quỹ đạo bay của khí cụ bay trong quá trình điều khiển đến đối tượng quan sát như hình 6.20.

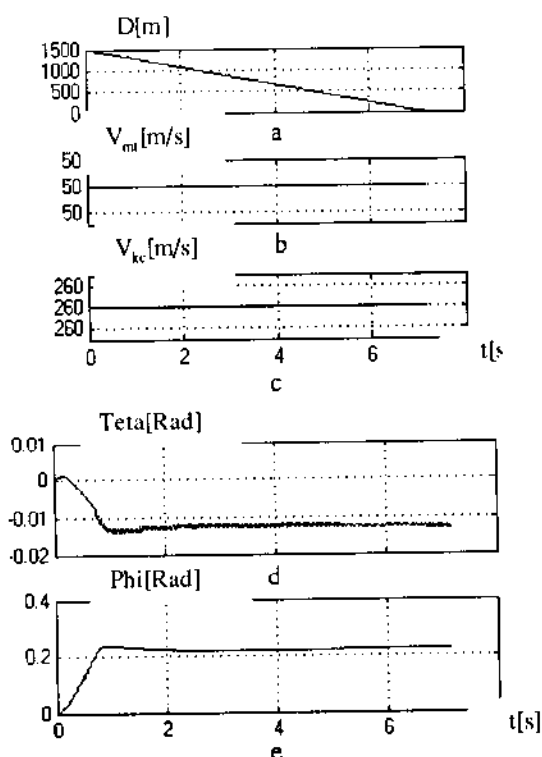


Hình 6.20. Tham số chuyển động khí cụ bay khi điều khiển từ xa
a - cự ly giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát,
b - tốc độ đối tượng quan sát, c - tốc độ khí cụ bay,
d - góc chúc ngóc của khí cụ bay, e - góc hướng của khí cụ bay.

Chúng ta thấy rằng khi với các điều kiện ban đầu: khí cụ bay, đối tượng quan sát và đài điều khiển cùng nằm trên một đường thẳng (tức sai lệch ban đầu bằng không) thì khí cụ bay giữ nguyên hướng và bay thẳng tới đối tượng quan sát, góc chúc ngóc và góc hướng của khí cụ bay hầu như không thay đổi (hình 6.20d, e). Khí cụ bay gặp đối tượng quan sát sau 6 giây (hình 6.20a). Điều này hoàn toàn phù hợp với thực tế.

- Trường hợp đối tượng quan sát cơ động ngang qua đài điều khiển

Tốc độ đối tượng quan sát $V_{nt}=50\text{m/s}$; tốc độ khí cụ bay $V_{kcb}=260\text{m/s}$; tại thời điểm khí cụ bay bắt đầu xuất phát: cự ly từ đài điều khiển đến khí cụ bay $D_{kcb}=0\text{m}$; cự ly từ đài điều khiển đến đối tượng quan sát $D_{nt}=1500\text{m}$; góc sai lệch theo hướng $\nu=90^\circ$. Ta nhận được các đường biểu diễn những tham số cơ bản về quỹ đạo bay của khí cụ bay trong quá trình điều khiển đến đối tượng quan sát như hình 6.21.



Hình 6.21. Tham số chuyển động khí cụ bay khi điều khiển từ xa

a - cự ly giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát,

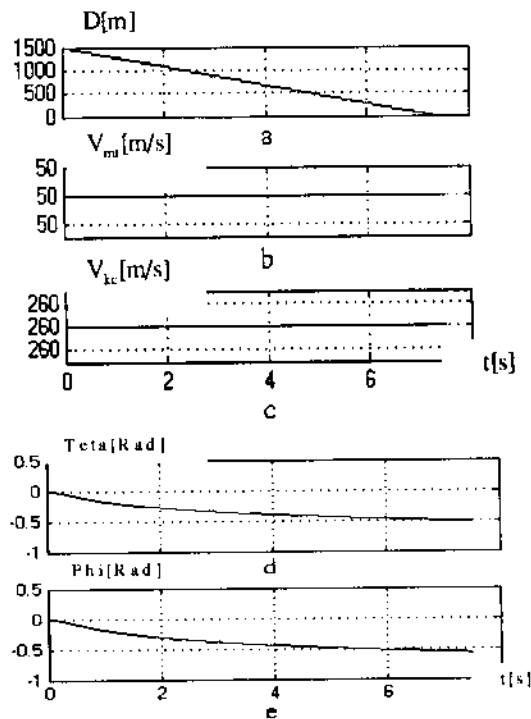
b - tốc độ đối tượng quan sát, c - tốc độ khí cụ bay,

d - góc chúc ngóc của khí cụ bay, e - góc hướng của khí cụ bay

Khi đối tượng quan sát cơ động ngang qua đài điều khiển tức là góc sai lệch giữa hướng cơ động của đối tượng quan sát so với đường ngắm "đài

điều khiển- đối tượng quan sát" $\nu = 90^\circ$. Từ đồ thị thấy rằng, khí cụ bay đổi hướng bám theo đối tượng quan sát (góc φ tăng nhanh từ 0 đến 0,23 Rad, góc chúc ngóc θ thay đổi rất ít, hình 6.21d, e). Cự ly giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát giảm dần về 0 sau 7 giây (hình 6.21a).

- Trường hợp đối tượng quan sát cơ động trong cả 2 mặt phẳng ngang và đứng: Giả sử tốc độ đối tượng quan sát $V_{mt} = 50\text{m/s}$; tốc độ khí cụ bay $V = 260\text{m/s}$; cự ly từ đài điều khiển đến khí cụ bay $D_{kcb} = 0\text{m}$; cự ly từ đài điều khiển đến đối tượng quan sát $D_{mt} = 1500\text{m}$; góc cơ động của đối tượng quan sát theo 2 mặt phẳng: $\theta_{mt} = 1\text{Rad}$; $\varphi_{mt} = 1\text{Rad}$. Đường đồ thị biểu diễn những tham số cơ bản về quỹ đạo bay của khí cụ bay trong quá trình điều khiển đến đối tượng quan sát như hình 6.22.



Hình 6.22

*a - cự ly giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát,
b - tốc độ đối tượng quan sát, c - tốc độ khí cụ bay,
d - góc chúc ngóc của khí cụ bay, e - góc hướng của khí cụ bay.*

Các đường đồ thị chỉ ra rằng khi đối tượng quan sát cơ động trong cả 2 mặt phẳng thì khí cụ bay cũng cơ động theo (cả góc chúc ngóc và góc hướng đều thay đổi, hình 6.22d, e). Khí cụ bay và đối tượng quan sát gặp nhau sau khoảng 7,4 giây (hình 6.22a).

Qua mô phỏng, khảo sát một số trường hợp điển hình trên đây đối với khí cụ bay một kênh khí điều khiển từ xa, chúng ta thấy quỹ đạo chuyển động của khí cụ bay bám theo quỹ đạo cơ động của đối tượng quan sát là phù hợp với thực tế. Trong mọi trường hợp khí cụ bay đều được điều khiển tới đối tượng quan sát. Điều này chứng tỏ tính đúng đắn của mô hình cũng như các kết quả nghiên cứu thu được.

6.3. KẾT LUẬN

Qua mô phỏng, khảo sát một số trường hợp điển hình đối với từng hệ thống riêng rẽ và tổng thể của khí cụ bay điều khiển một kênh, chúng ta thấy rằng các kết quả đạt được đều phù hợp với logic và bản chất vật lý của quá trình điều khiển. Điều đó chứng tỏ những vấn đề đã trình bày ở trong các chương của cuốn sách cũng như các mô hình đó xây dựng được có thể ứng dụng cho nghiên cứu, khảo sát thử nghiệm các tham số khi nghiên cứu chuyên sâu và công tác giảng dạy về khí cụ bay điều khiển một kênh.

ТÀI LIỆU THAM KHẢO

1. Аксененко М.Д., Красовский Е.А., Фоторезисторы Советское радио, М., 1973.
2. Дмитриевский А.А., Внешняя баллистика, Мосва., МАИ 1972.
3. Голубев И. С. и другие, Проектирования зенитных управляемых ракет, М., Издательство МАИ, 1999.
4. Казаков И.Е., Проектирование системы управления ракетами, В В И А им проф. Н.Е. Жуковского, 1973.
5. Казаков И.Е., Мишаков А.Ф., Авиационные управляемые ракеты, В В И А им проф. Н.Е. Жуковского, 1988.
6. Криксунов Л. З., Справочник по основам инфракрасной техники, Советское радио М., 1978.
7. Кринецкий Е. И., Системы самонаведения, Машиностроение, М., 1970.
8. Краснов Н. Ф., Кошевой В. И., Данилов А. Н., Захаченко В. Ф., Аэродинамика ракет, Москва, "Высшая школа", 1968.
9. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С., Динамика полёта беспилотных аппаратов, Мосва, Машиностроение.,1973.
10. Нестеров В. А., и другие, Основы проектирования ракет класса воздух - воздух и авиационных катапультных установок для них, М., Издательство М А И, 1999.
11. Пугачёв В. С., Основы автоматического управления, Наука, М., 1974.
12. Пугачёв В. С., Системы управления и динамика полета ракеты, В В И А им., проф. Н Е Жуковского, 1965.

13. *Савинов В. А.*, Инфракрасная голока самонаведения, М., Издательство М А И, 1993.
14. *Топчев Ю. И.* Системы систаблизации. Машиностроение, М., 1974.
15. *Шаталов А. С.*, и другие, Летательные аппараты как объекты управления, Машиностроение, М., 1972.
16. *Alberto Isidori*, Nonlinear Control Systems, Springer, 1987.
17. *Charles L.*, Digital Control System Analysis and Design, Hall International Edition, 1990.
18. *Jacob Fraden*, Handbook of Modern Sensors, American Institute of Phisics, 1993.
19. *Mohamed Rafiquzzaman*, Microprocessor and microcomputer - based system design, CRC Press, 1995.
20. *Smith R.A.*, Semiconductors, Second Edition, Cambrigge Universty Press, 1978
21. *Nguyễn Đức Cương, Đỗ Quý Thắm*, Mô phỏng số chuyển động của khí cụ bay tự dẫn có hệ thống điều khiển một kênh, Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ VII, 12/2002.
22. *Nguyễn Đức Cương, Đỗ Quý Thắm*, Khảo sát ảnh hưởng của một số tham số điều khiển đến chuyển động của khí cụ bay tự dẫn có hệ thống điều khiển một kênh, Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ VII, 12/2002.
23. *Nguyễn Đức Cương, Nguyễn Văn Chúc*, Mô hình hoá chuyển động ôtônôm của khí cụ bay tự động trong không gian ba chiều, Tạp chí KHCN Trung tâm KHKTCNQS, 1/2002.
24. *Lê Văn Doanh và nhiều tác giả khác*, Các bộ cảm biến trong kỹ thuật đo lường và điều khiển, Nhà xuất bản KHKT, 2001.
25. *Tô Văn Đức, Nguyễn Văn Sơn*, Ứng dụng phương pháp lọc Kalman-Biuxi trong xử lý tín hiệu điều khiển tên lửa một kênh lái, Tạp chí nghiên cứu khoa học kỹ thuật và công nghệ quân sự, Trung tâm KHKT&CNQS, 12/2003.

26. *To Van Duc*, Characteristics of noises in infrared receiver, 8th Bieninial Vietnam National Conference On Radio & electronics (REV'02,) Ha Noi, 2002.
27. *To Van Duc*, Optimal working regime of time modulation disk, 8th Bieninial Vietnam National Conference On Radio & electronics (REV'02), Ha Noi, 2002.
28. *Tô Văn Dục*, The proportion of the signal to the noise on the input of optical infrared receiver, 9th Bieninial Vietnam National Conference On Radio & electronics (REV'04), Ha Noi, 2004.
29. *Tô Văn Dục*, Nghiên cứu quá trình đuổi mục tiêu của khí cụ bay điều khiển một kênh, Tạp chí nghiên cứu khoa học kỹ thuật và công nghệ quân sự, Trung tâm KHKT&CNQS, 10-3/2005.
30. *Tô Văn Dục*, Nghiên cứu quá trình chuyển động của tên lửa điều khiển một kênh, Tạp chí KHKT Học viện Kỹ thuật quân sự, 1991.
31. *Tô Văn Dục, Dương Quốc Tuấn*, Hệ thống điều khiển hai chiều có chung một cơ cấu chấp hành Hội nghị KH lần thứ 13 Học Viện KTQS, 2001.
32. *Tô Văn Dục, Nguyễn Văn Sơn*, Nghiên cứu xác định dạng đặc tính điều khiển của hệ thống điều khiển thiết bị bay điều khiển một kênh. Hội nghị KH lần thứ 13 Học viện Kỹ thuật quân sự (2001), tập 1, Điện-Tự động điều khiển trang 120 - 125.
33. *Tô Văn Dục, Dương Quốc Tuấn*, Dao động của bộ dẫn động con quay được điều khiển bằng dòng điện xoay chiều, Báo cáo tại Hội nghị KHCN về Tự động hoá VCA-5, 2002.
34. *Tô Văn Dục*, Vấn đề bắn loạt tên lửa hồng ngoại, KHKT Tổng cục KT số 11- 12/ 1989.
35. *Tô Văn Dục, Trần Đức Thuận, Nguyễn Văn Mật*, Bài toán điều khiển tối ưu vật bay theo quán tính, tạp chí KHKTQS, Bộ quốc phòng, 7-8/1988.

36. *Tô Văn Dục*, Sai số trong xác định tọa độ đối tượng di động trên cơ sở điều chế pha biên độ bức xạ, Hội nghị toàn quốc lần thứ V về Tự động hoá, Hà Nội, 2002.
37. *Tô Văn Dục*, Hệ thống xử lý tín hiệu tên lửa tự dẫn hồng ngoại, Nhà xuất bản Quân đội, 2003.
38. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Văn Sơn. Phân tích quá trình lập lệnh điều khiển của thiết bị bay điều khiển một kênh. Hội nghị KH lần thứ 13 Học viện Kỹ thuật quân sự. Điện-Tự động điều khiển, Hà Nội, 10/2001.
39. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Văn Sơn, Nghiên cứu xác định dạng đặc tính điều khiển của hệ thống điều khiển thiết bị bay điều khiển một kênh, Hội nghị KH lần thứ 13 Học viện Kỹ thuật quân sự. tập 1, Điện-Tự động điều khiển, Hà Nội, 10/2001.
40. *Tô Văn Dục*, Tự động hoá với vũ khí công nghệ cao, Hội thảo ứng dụng công nghệ tự động hoá trong quân sự và quốc phòng, Hà nội 1/ 2002.
41. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Văn Sơn, Phân tích nguyên lý lập lệnh điều khiển của thiết bị bay điều khiển một kênh, Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ VII, 12/2002.
42. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Văn Sơn, Nghiên cứu chuyển động của khí cụ bay điều khiển một kênh trên sơ đồ cấu trúc, Tạp chí KHCN Viện KHCN Việt Nam, tập 42- số 6/2004.
43. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Văn Sơn, Ứng dụng nguyên lý cực đại chứng minh luật điều khiển khí cụ bay có một kênh, Tạp chí KHCN Trung tâm KHKTCNQS, 9/2004.
44. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Văn Sơn, Nguyên lý cực đại và vấn đề điều khiển tối ưu vật bay một kênh lái, Hội nghị Khoa học toàn quốc về Tự động hoá VICA-5, 2002.
45. *Tô Văn Dục*, Nguyễn Tấn Lý, Nguyễn Văn Sơn, Ảnh hưởng của chế độ bay đến việc lập lệnh điều khiển thiết bị bay điều khiển một kênh, Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ VII, 12/2002.

46. *Tô Văn Dực*, Về một cảm biến đo tốc độ góc thiết bị bay điều khiển một kênh, Tuyển tập các công trình Hội nghị Cơ học toàn quốc lần thứ 7, 12/2002.
47. *Tô Văn Dực*, Điều khiển tự động, giáo trình giảng dạy Trường ĐHDL Phương Đông, 2004.
48. *Tô Văn Dực*, Về một phương pháp gần đúng xác định hệ số lệnh trong điều khiển tên lửa một rãnh, Hội nghị Trung tâm KHKT&CNQS, 2003.
49. *Nguyễn Văn Sơn, Tô Văn Dực*, Nghiên cứu chuyển động của khí cụ bay điều khiển một kênh trên sơ đồ cấu trúc, Tạp chí Khoa học và Công nghệ, số 6/2004.
50. *Tô Văn Dực, Nguyễn Văn Sơn*, Bài toán điều khiển tối ưu khí cụ bay điều khiển một kênh, Tạp chí nghiên cứu khoa học và kỹ thuật quân sự, Trung tâm KHKT&CNQS số 13, 12/2005.
51. *Phạm Minh Hà*, Kỹ thuật mạch điện tử, Nhà xuất bản Khoa học và Kỹ thuật Hà Nội, 1997.
52. *Vũ Hồng Quang, Tô Văn Dực*, Nghiên cứu tác động qua lại giữa các kênh điều khiển của máy bay, Tạp chí KHCN Trung tâm KHKT&CNQS, 2005.
53. *Dương Quốc Tuấn, Tô Văn Dực, Đào Tuấn*, Đặc trưng động học của một hệ đa kênh đan chéo, Tuyển tập báo cáo KH VICA4, 2000.
54. *Phan Văn Từ, Dương Quốc Tuấn, Tô Văn Dực, Nguyễn Văn Thắng*, Về một phương pháp giảm ảnh hưởng đan chéo giữa các kênh điều khiển vật bay bằng thuật toán điều khiển mờ, Hội nghị KH Trung tâm KHKT&CNQS, 2003.

MỤC LỤC

Lời nói đầu	3
-------------------	---

Chương I : Cơ sở lý thuyết điều khiển tối ưu

1.1. Đặt vấn đề	7
1.2. Phương pháp biến phân cổ điển	8
1.3. Phương pháp cực đại Pontriaghin	12
1.4. Phương pháp quy hoạch động Belman	17
1.5. Phân tích các phương pháp điều khiển tối ưu	19

Chương II: Luật điều khiển và phương trình trạng thái của khí cụ bay điều khiển một kênh

2.1. Bài toán điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh	25
2.2. Phương trình chuyển động của tâm khối khí cụ bay điều khiển một kênh.....	32
2.3 Phương trình chuyển động của khí cụ bay điều khiển một kênh quanh tâm khối	37

Chương III: Khảo sát đặc tính động học của khí cụ bay điều khiển một kênh

3.1. Hệ tọa độ	41
3.2. Các phương pháp dẫn khí cụ bay	42
3.3. Tham số chuyển động của đối tượng quan sát	49
3.4. Phương trình động học chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát khi tự dẫn	51
3.5. Phương trình động học chuyển động tương đối giữa khí cụ bay và đối tượng quan sát khi điều khiển từ xa	55
3.6. Lực và Mômen điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh.....	59

3.7. Dao động của khí cụ bay điều khiển một kênh xung quanh tâm khối	68
3.8. Mạch điều chỉnh tốc độ góc trên khí cụ bay điều khiển một kênh	71
3.9. Sơ đồ cấu trúc mạch vòng điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh	77

Chương IV : Phương pháp xử lý tín hiệu trên khí cụ bay điều khiển một kênh

4.1. Nguyên tắc xác định tọa độ đối tượng quan sát	85
4.2. Đặc trưng tap trên đầu vào máy đo sai số điều khiển	95
4.3. Tỷ số tín hiệu trên tap đầu vào máy đo sai số điều khiển	99
4.4. Ứng dụng mạch lọc Kalman-Biuxi trong xử lý tín hiệu	102
4.5. Phương pháp tạo tín hiệu điều khiển hàm số dấu.....	110
4.6. Hệ số lệnh và cách chọn tham số tăng tạo tín hiệu tuyến tính	112

Chương V : Các đặc trưng khối lượng, khí động và động lực của khí cụ bay điều khiển một kênh

5.1. Đặc điểm cấu tạo của khí cụ bay điều khiển một kênh	120
5.2. Tính toán các đặc trưng khối lượng	123
5.3. Các đặc tính lực đẩy của động cơ	126
5.4. Tính toán các đặc trưng khí động của khí cụ bay điều khiển một kênh	128
5.5. Cách sử dụng các hệ số khí động học để tính lực và mômen	143

Chương VI : Mô phỏng hoạt động của hệ thống điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh

6.1. Sơ đồ tổng quát vòng điều khiển khí cụ bay một kênh.....	147
6.2. Mô phỏng, khảo sát vòng điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh	149
6.2.1. Mô phỏng, khảo sát bộ tọa độ đối tượng quan sát.....	149

6.2. 2. Mô phỏng, khảo sát bộ xử lý tín hiệu	152
6.2.3. Mô phỏng, khảo sát thiết bị lập lệnh điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh	153
6.2.4. Mô phỏng, khảo sát quá trình tạo mômen điều khiển	154
6.2.5. Mô phỏng, khảo sát vòng điều khiển khí cụ bay điều khiển một kênh khi chưa bám đối tượng quan sát	157
6.2.6. Mô phỏng, khảo sát vòng điều khiển kín khí cụ bay điều khiển một kênh tự dẫn	161
6.2.7. Mô hình hoá, khảo sát quá trình bám sát đối tượng quan sát của khí cụ bay một kênh khi điều khiển từ xa.....	167
6.3. Kết luận	172
Tài liệu tham khảo	173
Mục lục	179

Chủ biên: TÔ VĂN DỤC

NGUYỄN VĂN SƠN, PHẠM VŨ UY

ĐỘNG HỌC BAY VÀ NGUYÊN LÝ DẪN KHÍ CỤ BAY ĐIỀU KHIỂN MỘT KÊNH

<i>Chịu trách nhiệm xuất bản</i>	:	PGS. TS. TÔ DĂNG HẢI
<i>Biên tập và sửa bài</i>	:	ThS. NGUYỄN HUY TIẾN
	:	NGỌC LINH
<i>Trình bày bìa</i>	:	HƯƠNG LAN
<i>Hiệu đính</i>	:	PHẠM DANH HÂN

NHÀ XUẤT BẢN KHOA HỌC VÀ KỸ THUẬT

70 Trần Hưng Đạo • Hà Nội

In 500 cuốn, khổ 16 x 24, in tại Nhà in Khoa học và công nghệ

Quyết định xuất bản: 136-2006/CXB/46-06/KHKT-12/4/2006

In xong và nộp lưu chiểu tháng 4 năm 2006.

206116



Giá: 29.000 đ