

KHẢO SÁT CHUYỂN ĐỘNG CẠNH CỦA KHÍ CỤ BAY KHÔNG NGƯỜI LÁI

ThS Vũ Hồng Quang, *Quản chủng PK-KQ*

Tóm tắt: Trong bài báo " Nghiên cứu tác động qua lại giữa các kênh điều khiển của máy bay ", tác giả đã nêu lên ảnh hưởng qua lại của cánh lái liệng và cánh lái hướng. Trên các máy bay có người lái, khi xuất hiện góc đạt, phi công thường xử dụng bàn đạp (cánh lái hướng) để cố gắng đưa "hòn bi" trên bảng đồng hồ bay về vị trí giữa và bằng cách đó triệt tiêu được góc trượt của máy bay. Đối với máy bay không người lái, tác động trên của phi công sẽ được thay bằng một vòng điều khiển để đảm bảo góc trượt cạnh $\beta=0$. Để đạt được điều đó cần phải biết được giá trị của β . Ta biết rằng, góc trượt cạnh β tỷ lệ thuận với lực cạnh : $\beta = A.Z$, vì vậy trên máy bay không người lái thường lắp đặt bộ truyền cảm gia tốc kế n_z (quả tải ngang) để gián tiếp đo được góc trượt cạnh này. Xuất phát từ mục tiêu trên đây, báo cáo trình bày nội dung và kết quả khảo sát vòng điều khiển đó để đề ra giải pháp lựa chọn để tối ưu hóa các thông số của luật điều khiển sao cho chỉ tiêu về sai số của độ đạt ngang quỹ đạo đạt được là nhỏ nhất trong trường hợp máy bay bị đạt ngang do xuất hiện gió cạnh.

I. Đặt vấn đề

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

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

II. Hệ phương trình chuyển động của KCB

Theo [1] hệ phương trình chuyển động của KCB như sau:

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = \sum F_x = P \cos \alpha \cos \beta - X_a - G \sin \theta$$

$$m V_k \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = P (\sin \alpha \cos \gamma_a + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_a) + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - G \cos \theta$$

$$-m V_k \left(\frac{d\Psi}{dt} \right) \cos \theta = P (\sin \alpha \sin \gamma_a - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_a) + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a$$

$$J_x \left(\frac{d\omega_x}{dt} \right) = \sum M_x - (J_z - J_y) \omega_y \omega_z$$

$$J_y \left(\frac{d\omega_y}{dt} \right) = \sum M_y - (J_x - J_z) \omega_x \omega_z$$

$$J_z \left(\frac{d\omega_z}{dt} \right) = \sum M_z - (J_y - J_x) \omega_x \omega_y$$

$$\frac{dx_0}{dt} = V_k \cos \theta \cos \Psi$$

$$\frac{dy_0}{dt} = V_k \sin \theta$$

$$\frac{dz_0}{dt} = -V_k \cos \theta \sin \Psi$$

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

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma$$

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

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

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

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

Trong đó :

ψ - góc hướng.

ϑ - góc chúc góc

γ - góc nghiêng

γ_k - góc nghiêng giữa mặt phẳng xOy của hệ tọa độ tốc độ với mặt phẳng đứng x_sOy_s của hệ tọa độ chuẩn.

α - góc tấn

β - góc trượt cạnh

θ - góc nghiêng quỹ đạo

Ψ - góc hướng quỹ đạo (góc lệch quỹ đạo)

V - tốc độ bay so với môi trường không khí chưa nhiễu

V_k - tốc độ bay so với mặt đất (địa tốc)

m - khối lượng của KCB

J_x, J_y, J_z - các mômen quán tính của KCB trong hệ tọa độ liên kết.

M - số M (đặc trưng cho tính chịu nén của chất khí)

M_x, M_y, M_z - các mômen khí động học tác động lên KCB trong hệ tọa độ liên kết.

m_x, m_y, m_z - hệ số của các mômen nghiêng M_x , mômen lệch hướng M_y , và mômen chúc góc M_z .

Y_k - lực nâng trong hệ tọa độ tốc độ.

X_k - lực cản trong hệ tọa độ tốc độ

Z_k - lực đặt sườn trong hệ tọa độ tốc độ

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

III. Chuyển động cạnh của KCB

Sau đây ta đi sâu vào phân tích chuyển động cạnh của KCB :

Chuyển động cạnh của KCB là chuyển động tịnh tiến của tâm khối theo hướng vuông góc với mặt phẳng đối xứng xOy của nó và chuyển động quay tương đối so với tâm khối quanh các trục Ox và Oy . Khi có các tác động điều khiển hoặc nhiễu ngoài, sẽ làm cho KCB quay quanh trục Ox và Oy và chuyển động theo Oz . Để xét chuyển động cạnh của KCB độc lập với chuyển động dọc, các tác động nhiễu được coi là nhỏ không đáng kể.

Ta giả thiết rằng chuyển động cạnh với các sai lệch nhỏ được thực hiện trong các điều kiện sau đây:

- Chuyển động không nhiễu ban đầu của KCB là bay bằng thẳng hướng: $H \approx \text{const}$, $\theta \approx 0$ và $\omega_x \approx 0$.
- Các góc α, β, γ và ϑ đủ nhỏ: $|\alpha| \ll 1$, $|\beta| \ll 1$, $|\gamma| \ll 1$, $|\vartheta| \ll 1$
- Tốc độ bay địa tốc $V_k \approx \text{const}$
- Có thể bỏ qua các liên hệ khí động và con quay nhỏ giữa kênh chuyển động dọc và kênh chuyển động cạnh.
- Có thể coi các đại lượng $\omega_x \approx \omega_y \approx 0$ và các mômen quán tính ΔM_{xp} , ΔM_{yp} , $\Delta M_{xy} = 0$.

Ta biết rằng:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S,$$

$$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

Ở đây:

Các hệ số m_x, m_y - là các hệ số mômen không thứ nguyên (đối với các KCB đồng dạng, các hệ số này chỉ phụ thuộc vào các tham số chuyển động của KCB không thứ nguyên như: số M , Re , các góc β, α , các góc cánh lái điều khiển và các tốc độ góc không thứ nguyên ω_x, ω_y , đặc trưng cho phân bố các góc tấn α cục bộ khi KCB quay và sẽ tạo ra hệ số các mômen cản dục:

$$\omega_x = \frac{\omega_x l}{V}, \omega_y = \frac{\omega_y l}{V}$$

l - chiều dài dây cung khí động trung bình (sải cánh KCB)

V - tốc độ bay (không tốc)

S - diện tích cánh KCB.

ρ - khối lượng riêng không khí.

Theo [3], các hệ số m_x, m_y có thể tính gần đúng như sau:

$$m_x = m_x^0 \beta + m_x^{\delta_1} \delta_1 + m_x^{\delta_2} \delta_2 + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y,$$

$$m_y = m_y^0 \beta + m_y^{\delta_1} \delta_1 + m_y^{\omega_x} \omega_x + m_y^{\omega_y} \omega_y,$$

Ở đây: $m_x^{\omega_x} = \frac{\partial m_x}{\partial \omega_x}$, $m_x^{\delta_1} = \frac{\partial m_x}{\partial \delta_1}$, là các hệ số đạo hàm khí động chỉ phụ thuộc vào số

M , còn hệ số m_x^0 phụ thuộc vào số M và cả góc tấn α .

Vì vậy, căn cứ vào các giả thiết trên, hệ phương trình (1) mô tả chuyển động cạnh của KCB có dạng sau đây:

$$-m V_k \frac{d\Psi}{dt} = Y_a \gamma + Z_a$$

$$J_x \frac{d\omega_x}{dt} = \left(m_x^{\omega_x} \frac{\omega_x l}{V} + m_x^{\delta_1} \delta_1 + m_x^{\delta_2} \delta_2 + m_x^0 \beta + m_x^{\omega_y} \frac{\omega_y l}{V} \right) \frac{\rho V^2}{2} S l$$

$$J_y \frac{d\omega_y}{dt} = \left(m_y^{\omega_y} \frac{\omega_y l}{V} + m_y^{\delta_1} \delta_1 + m_y^{\delta_2} \delta_2 + m_y^0 \beta + m_y^{\omega_x} \frac{\omega_x l}{V} \right) \frac{\rho V^2}{2} S l$$

$$\frac{dx_0}{dt} = V_k \cos \Psi$$

$$\begin{aligned}\frac{dz_0}{dt} &= -V_k \sin \Psi \\ \frac{d\psi}{dt} &= \omega_y \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x\end{aligned}\quad (2)$$

Trong đó:

$m_x^{\omega_x}$ - hệ số đạo hàm mômen nghiêng chống lắc

$m_x^{\delta_1}$ - hệ số đạo hàm mômen nghiêng do cánh lái liệng δ_1 tạo ra

$m_x^{\beta} = \frac{\partial m_x}{\partial \beta}$ - hệ số đạo hàm mômen ổn định tĩnh ngang

$m_x^{\delta_h}$ - hệ số đạo hàm mômen nghiêng do cánh lái hướng δ_h tạo ra.

$m_x^{\omega_y}$ - hệ số đạo hàm mômen xoắn nghiêng

$m_y^{\omega_x}$ - hệ số đạo hàm mômen xoắn lệch hướng.

$m_y^{\delta_h}$ - hệ số đạo hàm mômen lệch hướng do cánh lái hướng δ_h tạo ra

$m_y^{\beta} = \frac{\partial m_y}{\partial \beta}$ - hệ số đạo hàm ổn định tĩnh hành trình

$m_y^{\omega_y}$ - hệ số đạo hàm mômen lệch hướng chống lắc

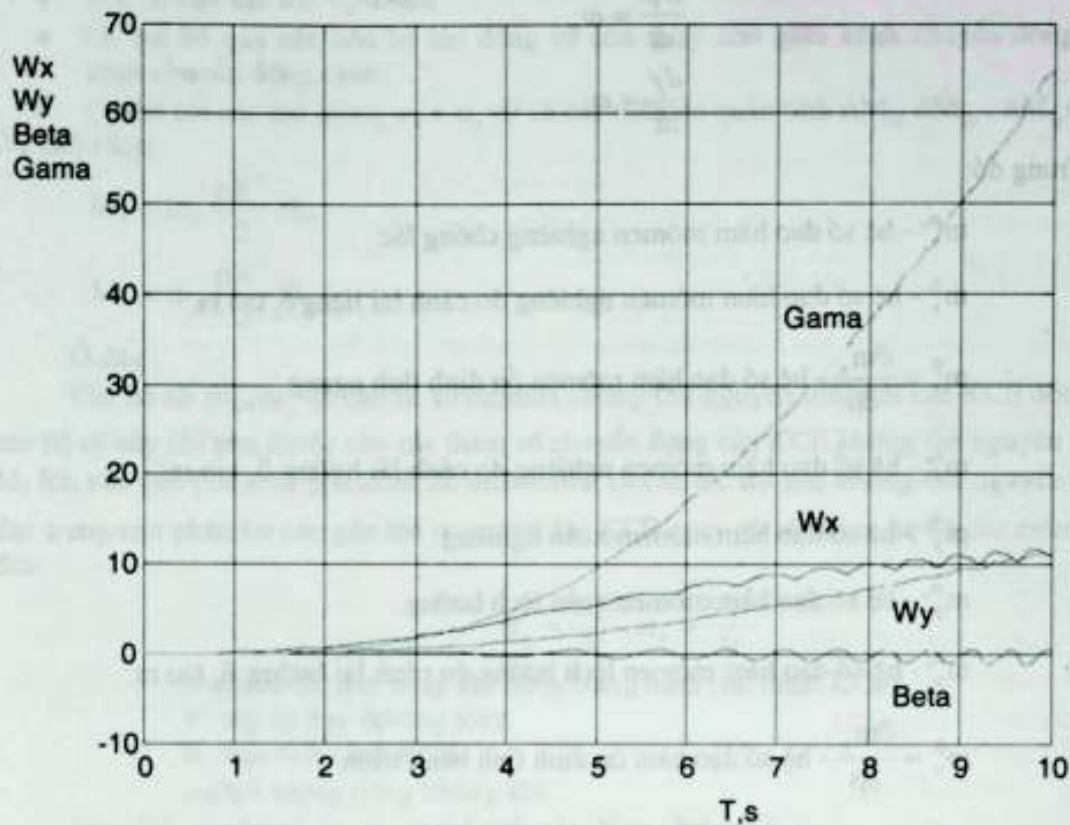
Trong hệ chương trình (2) trên đây, tồn tại các thành phần liên hệ đan chéo giữa các kênh lắc ngang và kênh nghiêng do sơ đồ KCB chỉ đối xứng qua một mặt phẳng $m_x^{\delta_1}$, $m_x^{\omega_y}$, $m_y^{\omega_x}$.

Kênh điều khiển có ảnh hưởng đến chuyển động cạnh của KCB là kênh cánh lái liệng δ_1 và kênh cánh lái hướng δ_h . Vì lực hướng tâm sinh ra khi lệch cánh lái liệng δ_1 lớn hơn rất nhiều lực hướng tâm sinh ra khi lệch cánh lái hướng, do đó điều khiển quỹ đạo bay trong mặt phẳng ngang nhờ cánh lái cánh lái liệng δ_1 sẽ hiệu quả hơn nhiều, khi đó ta cố ý tạo ra $\gamma^* \neq 0$ bằng cách lệch cánh lái liệng δ_1 để tạo ra lực pháp tuyến ngang $Y_a \sin \gamma^*$. Còn trong các trường hợp khi vùng thay đổi góc nghiêng γ bị hạn chế (khi cất, hạ cánh) thường sử dụng cánh lái hướng δ_h để giữ cho quỹ đạo bay không bị dạt ngang. Góc trượt cạnh β có thể duy trì $\beta \approx 0$ nhờ tính ổn định tĩnh của bản thân KCB ($m_y^{\beta} < 0$). Sử dụng công cụ MATLAB-SIMULINK mô phỏng hoạt động của KCB hạng nhẹ [3] ở độ cao $H=1000\text{m}$, tốc độ $V=200\text{km/h}$ ta có hình 1. Trên hình là ứng đáp của KCB khi cánh lái hướng δ_h biến đổi theo hàm bậc thang.

IV. Khảo sát ảnh hưởng của gió cạnh đến quỹ đạo chuyển động của KCB.

Trong khi bay, gió cạnh có ảnh hưởng lớn đến chuyển động cạnh, làm máy bay không ổn định và có thể lệch khỏi quỹ đạo bay. Do đó khi phân tích tổng hợp các hệ thống tự động điều khiển ta không thể không tính đến các tác động của gió. Để phân tích phản ứng của KCB đối với ảnh hưởng của gió cạnh ta sẽ sử dụng hệ phương trình (2) trên với giả thiết rằng gió cạnh sẽ gây ra góc trượt cạnh β , và có phân bố trong không gian theo hàm bậc thang:

$$W(x_0) = \begin{cases} 0 & \text{khi } x_0 \leq x_0^* \\ W = \text{const} & \text{khi } x_0 > x_0^* \end{cases}$$



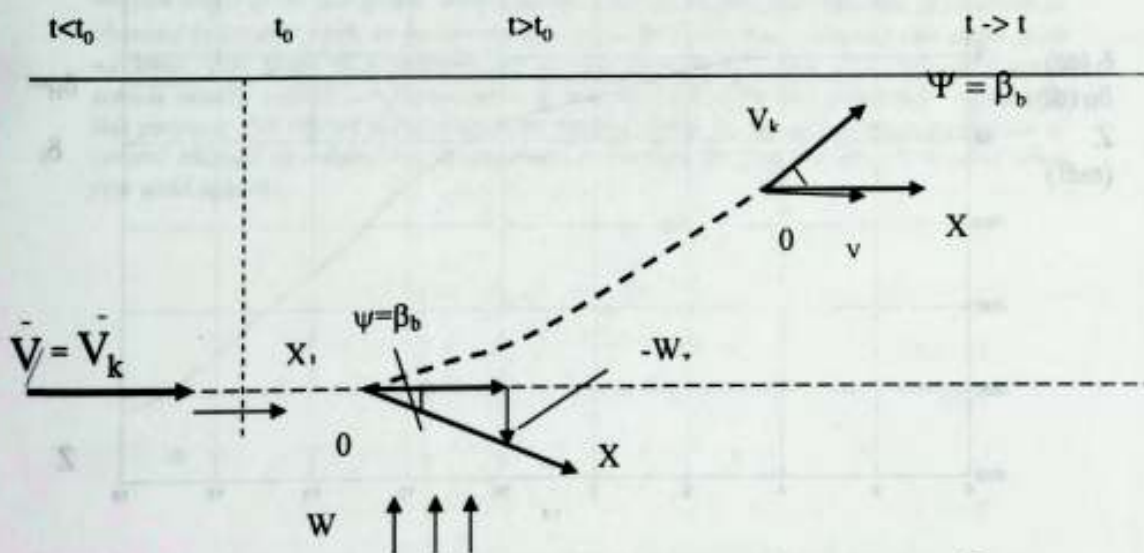
Hình 1. Ứng đáp của KCB khi có sự thay đổi của cánh lái hướng theo hàm bậc thang

Ở chế độ xác lập, khi bay vào vùng có gió cạnh không đổi với các điều kiện các tác động điều khiển, mômen của các cánh lái đều bằng không cũng như bỏ qua các thành phần mômen xoắn m_x^* , m_y^* , khi đó bản chất vật lý quá trình máy bay bay vào vùng có gió cạnh không đổi ($W_r = \text{const}$) như sau:

Giả thiết rằng máy bay ổn định, bằng bằng đều, không nghiêng, không trượt cạnh ($\gamma=0, \beta=0$). Ở giai đoạn ban đầu, khi máy bay chưa bay vào vùng có gió cạnh $x_0 < x_0^*$ véc tơ tốc độ V bằng và trùng với véc tơ tốc độ hành trình V_k và trùng với trục dọc KCB. Tại thời điểm bắt đầu vào vùng có gió cạnh $x_0 = x_0^*$, véc tơ tốc độ hành trình V_k vẫn không thay đổi hướng ban đầu, véc tơ tốc độ V bị lệch so với V_k một góc bằng góc trượt cạnh β do có gió tác động, đồng thời KCB bị trượt sang bên cánh phía có gió cạnh tác động, khi đó xuất hiện các lực và mômen tác động lên KCB: Mômen ổn định hành trình M_y^B quay KCB sao cho trục dọc Ox_1 trùng với véc tơ tốc độ V để loại trừ trượt cạnh. Mômen ổn định ngang M_x^B quay KCB quanh trục Ox_1 để đảm bảo tính ổn định ngang của bản thân KCB, xuất hiện lực cạnh Z_β đặt tại tiêu điểm khí động KCB do trượt cạnh β sinh ra và tạo ra mômen ổn định ngang M_x^B và lực cạnh Z_γ đặt tại trọng tâm KCB do có sự thay đổi lực nâng khí động khi KCB nghiêng cánh. Lực cạnh Z_γ tạo nên mômen quay trục dọc KCB ngược chiều với chiều gió và trùng với véc tơ tốc độ V (không tốc). Trong thời gian KCB bay vào vùng có gió cạnh $x_0 > x_0^*$, khi này trục dọc KCB đã trùng với hướng véc tơ V , nhưng véc tơ V_k vẫn giữ nguyên hướng ban đầu. Như vậy góc trượt cạnh đã bị loại trừ, nhưng trục dọc KCB lệch khỏi hướng ban đầu một góc hướng

$$\gamma_{xl} = \beta_{xl} = \psi_{xl} = 0$$

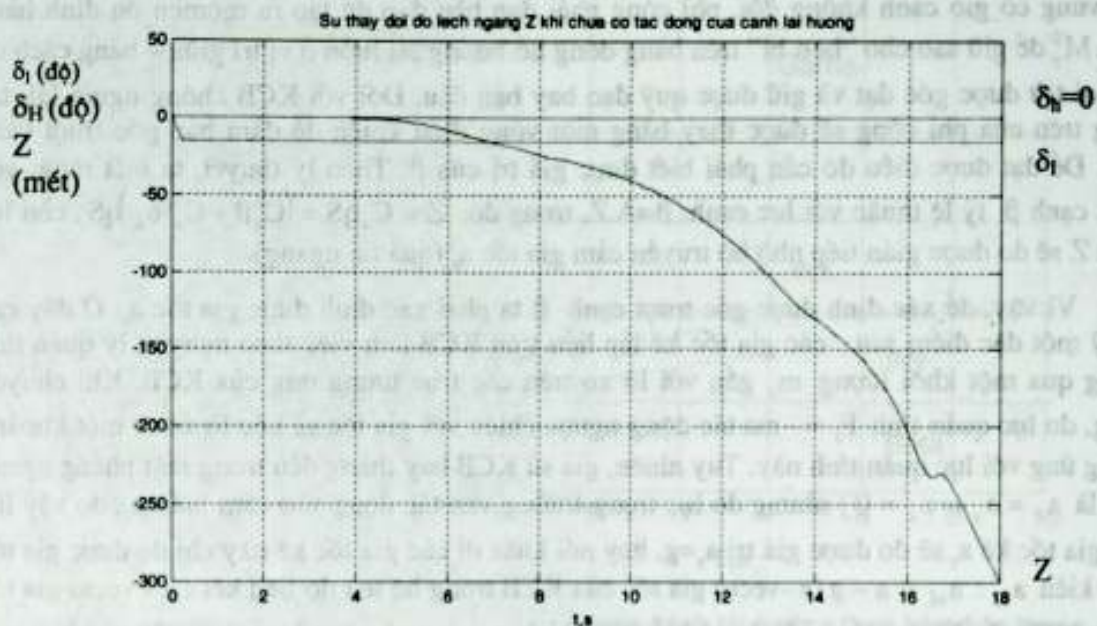
Vì vậy, để xác định được góc trượt cạnh β ta phải xác định được gia tốc a_z . Ở đây cần lưu ý một đặc điểm sau : các gia tốc kể lắp liền trên KCB làm việc theo nguyên lý quán tính thông qua một khối lượng m_1 gắn với lò xo trên các trục tương ứng của KCB. Khi chuyển động, do lực quán tính $F_i = -ma$ tác động ngược chiều với gia tốc sẽ kéo lò xo đi một khoảng tương ứng với lực quán tính này. Tuy nhiên, giả sử KCB bay thẳng đều trong mặt phẳng ngang (tức là $a_x = a_y = a_z = 0$) nhưng do lực trọng trường vẫn tác động vào cảm biến a_z , do vậy lúc này gia tốc kể a_z sẽ đo được giá trị $a_z = g$, hay nói khác đi các gia tốc kể này chỉ đo được gia tốc biểu kiến $a_{bk} : a_{bk} = a - g$ (a - vector gia tốc của KCB trong hệ tọa độ liên kết ; g - vector gia tốc trọng trường). Nhưng theo [1], ta có biểu thức tính $a_{z_{m}} = a_z + g \cos \vartheta \sin \gamma$, vì vậy nếu biết góc ϑ và γ , qua gia tốc biểu kiến đo được nhờ gia tốc kể ta sẽ tính được gia tốc thực của KCB trong hệ tọa độ liên kết và thông qua ma trận chuyển tọa độ giữa $Oxyz$ và $Ox_y z_z$ ta sẽ tính được gia tốc của KCB trong hệ tọa độ $Ox_y z_z$. Nếu bỏ qua độ cong bề mặt trái đất thì ta sẽ có gia tốc trong hệ tọa độ mặt đất ở điểm xuất phát $Ox_0y_0z_0$.



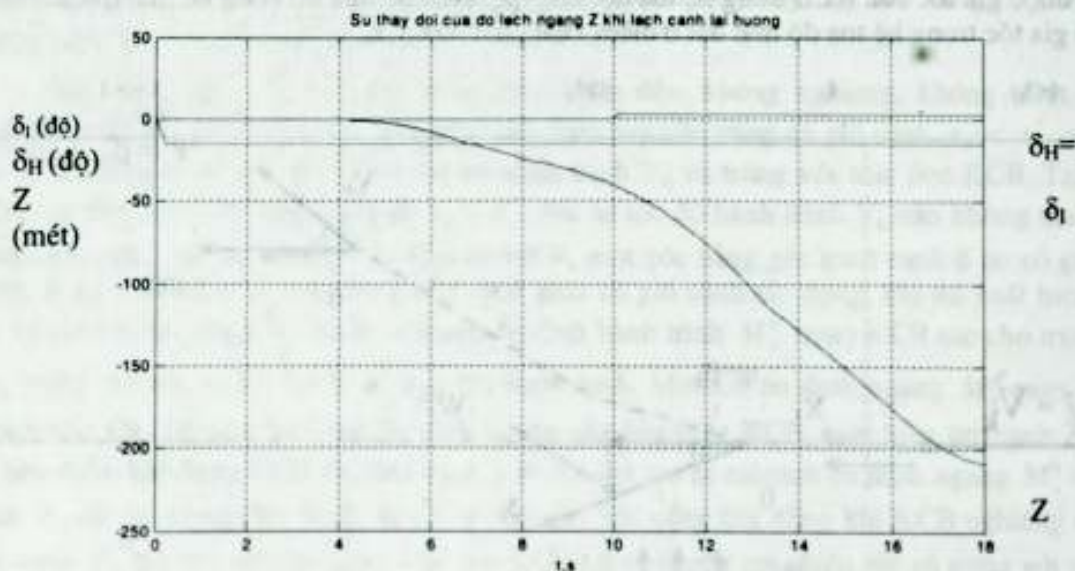
Khi đã có được giá trị tức thời của góc trượt cạnh β , vòng điều khiển khép kín trong máy tính trên khoang sẽ có nhiệm vụ xác định được độ lệch cần thiết của góc lệch cánh lái hướng

δ_h để đảm bảo sao cho $\beta \rightarrow 0$ trong thời gian nhỏ nhất, hay nói khác đi KCB sẽ lệch khỏi quỹ đạo bay ban đầu ít nhất.

Sử dụng công cụ MATLAB-SIMULINK mô phỏng hoạt động của KCB hạng nhẹ[3] ở độ cao $H=1000\text{m}$, tốc độ $V=200\text{km/h}$ trong thời gian $t=18\text{s}$ ta có hình 3 và hình 4 dưới đây. Trên hình 3 là ứng đáp của KCB theo độ lệch ngang Z khi có gió cạnh nhưng không có tác động của cánh lái hướng δ_h . Trên hình 4 là ứng đáp của KCB theo độ lệch ngang Z khi có gió cạnh nhưng có tác động của cánh lái hướng δ_h . Ta thấy rõ ràng là khi có gió cạnh, KCB sẽ lệch khỏi quỹ đạo bay ban đầu, nhờ lệch cánh lái hướng δ_h (tại thời điểm $t=10\text{s}$, $\delta_h=3^\circ$) sai số của quỹ đạo bay sẽ thay đổi ít hơn so với khi không có tác động của cánh lái hướng δ_h .



Hình 3. Sự thay đổi quỹ đạo bay theo độ lệch ngang Z khi có gió cạnh tác động



Hình 4. Sự thay đổi quỹ đạo bay theo độ lệch ngang Z khi có gió cạnh tác động nhưng có tác động của cánh lái hướng δ_h

V. Kết luận

Tóm lại, khi KCB bay vào vùng có gió cạnh không đổi, nhờ gia tốc kế gắn liền trên KCB ta xác định được lực cạnh Z qua đó xác định được góc trượt cạnh β , căn cứ vào góc trượt cạnh này sẽ tính ra được góc lệch tối ưu của cánh lái hướng δ_k trong mạch vòng điều khiển của KCB để loại trừ nhanh nhất góc β , không mong muốn đó ($\beta \rightarrow 0$) giữ cho quỹ đạo bay không đổi với sai số nhỏ nhất.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. Nguyễn Đức Cường. *Mô hình hoá và mô phỏng chuyển động của các khí cụ bay tự động*. Nhà xuất bản Quân đội nhân dân . Hà nội 2002 .
2. *Các hệ thống tự động điều khiển thiết bị bay*, Học viện Phòng không – Không quân . Hà nội 1998
3. *Беспилотные летательные аппараты*, П.М.АФОМИН Машиностроение . Москва 1967
4. *Системы управления летательными аппаратами*, В.А.БОДНЕР Машиностроение . Москва 1973
5. *Автоматическое управление полетом самолетов*. В.Г.ВОРОБЬЕВ С.В.КУЗНЕЦОВ Транспорт . Москва 1995.

RESEARCH ON LATERAL MOTION OF UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV)

Vu Hong Quang

Abstract: In the article "Research on reciprocal influence between control channels of aeroplanes", the author did introduce the reciprocal influence of the roll and the course. In the managed aero plane vehicle, when yaw angle appears, the pilot usually uses the course to make "the marble" return to the middle position and by this way, he can annul the yaw angle of the aeroplane. With unmanned aerial vehicle, the influence of pilot can be changed by control circle to ensure the yaw angle $\beta=0$. We must calculate yaw angle β . As we know, yaw angle β is proportional to yaw force $\beta=A.Z$, that why unmanned aerial vehicle usually installs accelerometer n_z to calculate indirectly this magnitude. Because of this purpose, this report will research on control circle to choose optimum parameter of control channel to ensure the incorrectness is smallest in case the aeroplane yaws when yaw wind appears.