

MÔ HÌNH CHUYỂN ĐỘNG LÁ CÁNH CÁNH QUAY TRỰC THĂNG BA KHỚP XÉT ĐẾN TÍNH CHẤT PHI TUYẾN KHÔNG DỪNG KHÍ ĐỘNG HỌC

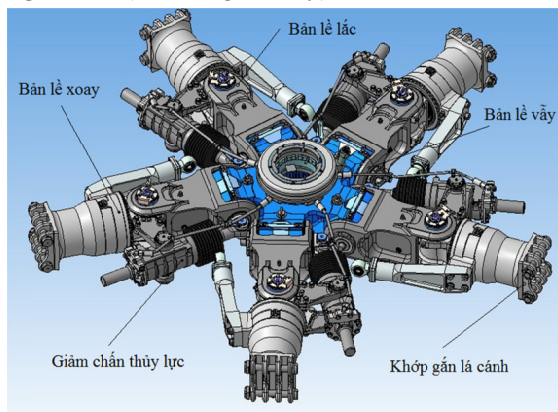
Nguyễn Khánh Chính^{1*}, Phạm Vũ Uy²

Tóm tắt: Bài báo trình bày hệ phương trình tổng quát mô tả động lực học (ĐLH) cánh quay (CQ) trực thăng với đầy đủ các chuyển động đặc trưng gồm vẫy, lắc và xoay của các lá cánh (LC). Ở đây tính chất khí động học của CQ được xét đến là phi tuyến, không dừng, được lấy ra từ mô hình tính toán theo phương pháp xoáy rời rạc (XRR). Một mô phỏng số được thực hiện để giải các phương trình vi phân chuyển động phi tuyến ở điều kiện trạng thái ổn lập, qua đó xác định đáp ứng về vị trí của các LC.

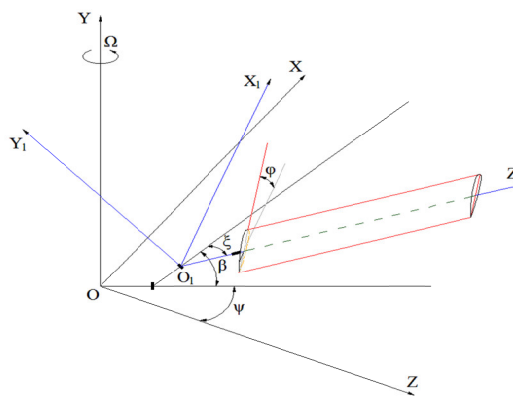
Từ khóa: Cánh quay trực thăng; Động lực học cánh quay; Phương pháp xoáy rời rạc; Vẫy; Lắc.

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

CQ trực thăng (hình 1) gồm các LC gắn lên moay-ơ thông qua các bản lề dọc, ngang và bản lề đứng. Các bản lề đáp ứng các bậc tự do của chuyển động LC, hạn chế ứng suất uốn tại gốc LC. Bản lề dọc cho phép LC xoay, thay đổi góc lắp, thay đổi đặc tính khí động. Bản lề ngang cho phép LC chuyển động lên xuống so với mặt phẳng quay – chuyển động vẫy. Bản lề đứng cho phép LC dịch chuyển hướng lên trước hoặc ra sau trong mặt phẳng quay – chuyển động lắc. Một bộ phận quan trọng của kết cấu trục CQ là cơ cấu đĩa nghiêng, cho phép điều khiển góc lắp chung cũng như sự thay đổi theo chu kỳ của góc lắp LC bằng cách thay đổi khoảng cách của đĩa nghiêng so với mặt phẳng quay và thay đổi góc nghiêng của nó. Các thanh nối từ đĩa nghiêng tới gốc các LC được bố trí ở phía mép trước LC, do vậy, khi có chuyển động vẫy cũng sẽ làm thay đổi góc lắp LC. LC vẫy lên, góc lắp giảm và ngược lại (hiệu ứng bù vẫy). Tại bản lề lắc mỗi LC bố trí một bộ giảm chấn.



Hình 1. Cấu tạo moay-ơ cánh quay trực thăng Mi-8.



Hình 2. Các hệ tọa độ và các góc đặc trưng.

Trong hình 1 là cấu tạo moay-ơ của CQ trực thăng Mi-8, các bản lề vẫy, lắc và xoay được bố trí vuông góc với nhau, lần lượt ở vị trí từ trong ra ngoài so với trục quay. Mô hình sẽ được xây dựng trên cơ sở phỏng theo CQ trực thăng Mi-8.

Mô hình ĐLH chuyển động CQ với giả thiết LC cứng tuyệt đối bao gồm các phương trình chuyển động xoay, vẫy, lắc có ảnh hưởng lẫn nhau khi LC quay quanh trục, chịu tác dụng của các lực bao gồm trọng lực, lực ly tâm, lực coriolis, các lực khí động và lực cản thủy lực của bộ giảm chấn. Lời giải các phương trình ĐLH lá cánh CQ cung cấp thông tin về đáp ứng ĐLH của các LC và vị trí của chúng trong không gian khi CQ làm việc.

Trong các nghiên cứu trước đây, thường đưa ra giả thiết về các góc nhỏ để đơn giản hóa các phương trình [1], mô hình khí động được sử dụng thường là các mô hình tính toán theo phương pháp phân tử lá cánh [2]. Trong nghiên cứu này, mô hình khí động tính toán CQ theo phương pháp XRR được sử dụng, cho phép xác định sát thực hơn thành phần vận tốc cảm ứng trên mỗi panel của bề mặt LC, qua đó xác định chính xác hơn các thành phần lực khí động phân bố.

2. MÔ HÌNH CHUYỂN ĐỘNG CÁNH QUAY TRỰC THĂNG BA KHỚP XÉT ĐẾN TÍNH CHẤT PHI TUYẾN KHÔNG DỪNG KHÍ ĐỘNG HỌC

2.1. Bài toán phân tích phân tử lá cánh

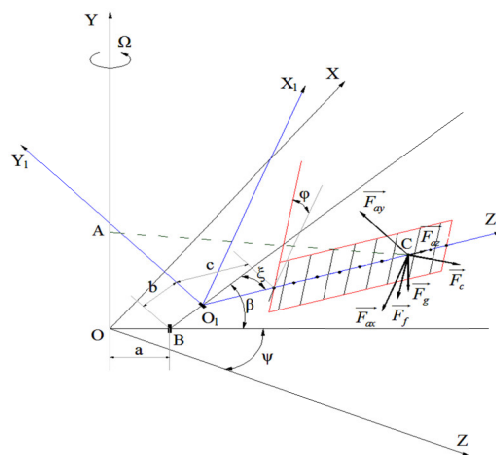
2.1.1. Các hệ tọa độ và các góc đặc trưng của lá cánh

Để thiết lập các phương trình chuyển động, sử dụng hai hệ tọa độ (hình 2). Hệ tọa độ nửa tốc độ của CQ có gốc O đặt tại điểm giao giữa trục quay và mặt phẳng quay. Trục OX nằm trên mặt phẳng quay, cùng chiều vectơ chuyển động tịnh tiến của trục thẳng. Trục OY trùng với trục quay, hướng lên trên. Trục OZ tạo thành với hai trục kia hệ tọa độ trục chuẩn phải. Hệ tọa độ lá cánh có gốc O_1 tại giao điểm của trục bản lề lắc với trục dọc lá cánh. Trục O_1Z_1 trùng với trục dọc LC. Trục O_1Y_1 có phương theo phương trục bản lề lắc, chiều hướng lên trên. Trục O_1X_1 có chiều hướng tới mép trước LC, vuông góc với hai trục kia tạo thành hệ tọa độ trục chuẩn phải.

Trên các hệ tọa độ ta xác định được các góc vị thế đặc trưng của LC: ψ – góc phương vị; φ – góc xoay; β – góc vẩy; ξ – góc lắc. Ngoài ra còn có góc α là góc tấn CQ, hợp bởi véc tơ vận tốc dịch chuyển của CQ với trục OX.

2.1.2. Phân tử lá cánh

Trong bài toán được xem xét, có tính đến yếu tố độ vận của LC. Để sử dụng kết quả khí động từ mô hình xoáy rời rạc, LC được thu về thành tấm mỏng – mặt mang (hình 3). Tuy nhiên yếu tố liên quan đến profil LC là lực cản ma sát vẫn được xét đến.



Hình 3. Các phân tử và phân tích các lực tác dụng trên phân tử LC.

LC được chia thành n phân tử theo sải, đánh số theo chỉ số i . Các điểm tính toán được bố trí trên mỗi phân tử. Giả thiết rằng, trục khí động, trục khối lượng của LC trùng với trục dọc đi qua bản lề xoay. Khi đó, các điểm tính toán trùng với trọng tâm của phân tử.

Tại mỗi bước tính, tọa độ các đỉnh và điểm tính toán $C(x, y, z)$ trong hệ tọa độ CQ của phân tử lá cánh (PTLC) hoàn toàn xác định theo tọa độ các đỉnh LC và độ vận của nó. Trong hệ tọa độ LC, điểm tính toán có tọa độ (x_l, y_l, z_l) .

Ma trận chuyển tọa độ của một điểm trong hệ tọa độ LC sang hệ tọa độ CQ:

$$T_n = \begin{bmatrix} \cos(\xi) & \sin(\xi)\sin(\beta) & -\sin(\xi)\cos(\beta) & 0 \\ 0 & \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ \sin(\xi) & -\sin(\beta)\cos(\xi) & \cos(\xi)\cos(\beta) & 0 \\ 0 & -b\sin(\beta) & b\cos(\beta) + a & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

Ma trận chuyển tọa độ của một điểm trong hệ tọa độ CQ sang hệ tọa độ LC:

$$T_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin(\xi)\sin(\beta) & \cos(\beta) & -\sin(\beta)\cos(\xi) & 0 \\ -\sin(\xi)\cos(\beta) & \sin(\beta) & \cos(\xi)\cos(\beta) & 0 \\ (a\cos(\beta) + b)\sin(\xi) & -a\sin(\beta) & -(a\cos(\beta) + b)\cos(\xi) & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Trên mỗi phần tử, các lực tác dụng tập trung tại điểm tính toán, bao gồm trọng lực, lực li tâm, lực coriolis và các lực khí động.

- Trọng lực $\vec{F}_g$ có phương và chiều hướng tâm trái đất, với giả thiết CQ khi chuyển động có trục quay luôn thẳng đứng, trọng lực có chiều ngược chiều OY:

$$F_g = g.m \quad (3)$$

Trong đó:

m – Khối lượng tập trung của phần tử;

g – Gia tốc trọng trường.

- Lực ly tâm của chuyển động quay quanh trục chính có phương, chiều theo véc tơ $\vec{AC}(x,0,z)$ (hình 3) và có độ lớn:

$$F_c = m.\vec{\varepsilon} = m.\Omega^2 r \quad (4)$$

Trong đó:

$\vec{\varepsilon}$ – Gia tốc ly tâm chuyển động quay quanh trục của PTLC;

Ω – Vận tốc quay của CQ;

$$r = \sqrt{x^2 + z^2}.$$

- Lực coriolis tác dụng lên các PTLC xuất hiện do các chuyển động vẩy, lắc của làm thay đổi khoảng cách của các điểm tính toán so với trục quay:

$$\vec{F}_{cor} = 2m(\vec{V}_f + \vec{V}_l) \times \vec{\Omega}_l \quad (5)$$

Trong đó:

$\vec{V}_f, \vec{V}_l$ – Các véc tơ vận tốc dịch chuyển do vẩy và lắc;

$\vec{\Omega}_l$ – Véc tơ vận tốc quay trong hệ tọa độ LC.

Sử dụng các ma trận chuyển tọa độ, ta xác định được các thành phần của trọng lực, lực ly tâm và lực coriolis trong hệ tọa độ LC:

$$\begin{aligned} \vec{F}_g &= (F_{gx}, F_{gy}, F_{gz}) \\ \vec{F}_c &= (F_{cx}, F_{cy}, F_{cz}) \\ \vec{F}_{cor} &= (F_{corx}, F_{cory}, F_{corz}) \end{aligned} \quad (6)$$

- Mô men cản của bộ giảm chấn, chống lại chuyển động lắc của LC:

$$M_e = -k.\xi \quad (7)$$

k – Hệ số mô men cản theo vận tốc góc lắc.

- Các lực khí động trên LC xác định theo mô hình XRR cánh quay phi tuyến, không dừng [3]. Với các PTLC được chia trùng khớp với các dải được chia trong mô hình xoáy rời rạc. Khi đó, các thành phần lực khí động tác dụng tại điểm tính toán của mỗi phần tử sẽ là tổng hợp các thành phần lực khí động tác dụng lên các phân tử trong dải:

$$\vec{F}_a = (F_{ax}, F_{ay}, F_{az}) \quad (8)$$

- Lực cản ma sát $\vec{F}_f$, có cùng phương và ngược chiều với vận tốc dài tại điểm tính toán, có độ lớn được xác định như sau:

$$F_f = \frac{c_x V_a^2 \rho dS}{2} \quad (9)$$

Trong đó:

c_x – Hệ số cản ma sát;

ρ – Mật độ không khí;

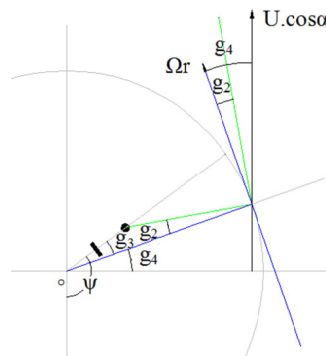
dS – Diện tích phần tử;

V_a – Vận tốc tuyệt đối của điểm kiểm tra;

$V_a = \Omega r \cdot \cos(g_2) + U \cos \alpha \cdot \cos(g_4 - g_2) + \dot{\xi} \cdot z_l$;

U – Vận tốc dịch chuyển của CQ;

g_2, g_3, g_4 – là các góc hình học xác định được qua khoảng cách trục các bản lề, các góc vị thế lá cánh (ψ, ξ, β) và vị trí điểm tính toán (hình 4).



Hình 4. Xác định vận tốc tuyệt đối của điểm tính toán.

Sử dụng các ma trận chuyển tọa độ, ta xác định được các thành phần của lực cản ma sát trong hệ tọa độ lá cánh:

$$\vec{F}_f = (F_{fx}, F_{fy}, F_{fz}) \quad (10)$$

2.2. Các phương trình chuyển động lá cánh

2.2.1. Phương trình chuyển động xoay

Chuyển động xoay lá cánh là chuyển động cưỡng bức. Góc xoay của mặt cắt gốc lá cánh tại các góc phương vị khác nhau được đặt vào bởi cơ cấu đĩa nghiêng.

$$\varphi_r = \varphi_o + A_1 \cos(\psi + \psi_{cat}) + B_1 \sin(\psi + \psi_{cat}) + k_{cor} \cdot \beta$$

Trong đó:

φ_o – Góc lắp (sải) chung của các lá cánh;

A_1, B_1 – Các góc nghiêng của đĩa nghiêng theo kênh ngang và kênh dọc;

ψ_{cat} – Góc đón điều khiển;

k_{cor} – Hệ số điều chỉnh góc lắp do LC chuyển động vẩy.

Do LC có độ vắn, góc xoay φ tại các mặt cắt i khác nhau được xác định:

$$\varphi = \varphi_o + A_1 \cos(\psi + \psi_{don}) + B_1 \sin(\psi + \psi_{don}) + k_{cor} \cdot \beta - \frac{(i-1) \cdot \Delta\varphi}{n} \quad (11)$$

Trong đó:

$\Delta\varphi$ – Góc vắn LC

2.2.2. Phương trình chuyển động lắc

Xem xét chuyển động lắc trong hệ tọa độ lá cánh (hình 3). Véc tơ cánh tay đòn của các lực đối với giao điểm của trục bản lề lắc và trục dọc lá cánh cho bởi:

$$\vec{r}_{lag} = \vec{O_l C} = (0, 0, z_l);$$

$$\text{Véc tơ chỉ phương của trục lắc: } \vec{t}_{lag} = (0, 1, 0).$$

Mô men do các lực tác dụng trên LC đối với bản lề lắc xác định như sau:

$$\text{Mô men gây bởi lực khí động: } M_{a_lag} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_a \times \vec{r}_{lag}) \cdot \vec{t}_{lag} = \sum_{i=1}^n F_{ax} \cdot z_l;$$

$$\text{Mô men gây bởi lực cản ma: } M_{f_lag} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_f \times \vec{r}_{lag}) \cdot \vec{t}_{lag} = \sum_{i=1}^n F_{fx} \cdot z_l;$$

$$\text{Mô men gây bởi lực ly tâm: } M_{c_lag} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_c \times \vec{r}_{lag}) \cdot \vec{t}_{lag} = \sum_{i=1}^n F_{cx} \cdot z_l;$$

$$\text{Mô men gây bởi trọng lực: } M_{g_lag} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_g \times \vec{r}_{lag}) \cdot \vec{t}_{lag} = \sum_{i=1}^n F_{gx} z_l;$$

$$\text{Mô men gây bởi lực Coriolis: } M_{cor_lag} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_{cor} \times \vec{r}_{lag}) \cdot \vec{t}_{lag} = \sum_{i=1}^n F_{corx} z_l;$$

Mô men cản của bộ giảm chấn, ngược chiều chuyển động lắc của lá cánh:

$$M_e = -k \cdot \dot{\xi}$$

Cân bằng các mô men lực quanh bản lề lắc, ta có phương trình vi phân chuyển động lắc của lá cánh:

$$\ddot{\xi} \cdot \sum_{i=1}^n J_{lag} = M_{ax_lag} + M_{f_lag} + M_{cx_lag} + M_{gx_lag} + M_{cor_lag} + M_e \quad (12)$$

Trong đó:

$$J_{lag} - \text{Mô men quán tính của phần tử đối với bản lề lắc: } J_{lag} = m \cdot z_l^2.$$

Trong một bước tính toán, giá trị các góc β , ξ và vận tốc góc $\dot{\beta}$, $\dot{\xi}$ lấy từ bước tính trước đó. Với các giá trị đầu: $\beta_0 = 0$; $\dot{\beta}_0 = 0$; $\xi_0 = 0$; $\dot{\xi}_0 = 0$.

Vận tốc chuyển động lắc và góc lắc bước tính tiếp theo được xác định:

$$\dot{\xi}_{+1} = \dot{\xi} \cdot \frac{\Delta\psi}{\Omega} + \xi \quad (13)$$

$$\xi_{+1} = \xi + \dot{\xi} \cdot \frac{\Delta\psi}{\Omega} + \ddot{\xi} \cdot \left(\frac{\Delta\psi}{\Omega} \right)^2 \quad (14)$$

2.2.3. Phương trình chuyển động vẩy

Xem xét chuyển động vẩy trong hệ tọa độ LC (hình 3). Véc tơ cánh tay đòn của các lực đối với giao điểm của trục bản lề vẩy và trục dọc LC khi không lắc là:

$$\vec{r}_{flap} = \overrightarrow{BC} = (b \sin \xi, 0, z_l + b \cos \xi)$$

Véc tơ chỉ phương của trục vẫy: $\vec{t}_{flap} = (\cos \xi, 0, -\sin \xi)$.

Mô men do các lực tác dụng trên LC đối với bản lề vẫy xác định như sau:

$$\text{Mô men gây bởi lực khí động: } M_{a_flap} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_a \times \vec{r}_{flap}) \cdot \vec{t}_{flap} = \sum_{i=1}^n F_{ay} (z_l \cos \xi + b);$$

$$\text{Mô men gây bởi lực cản ma sát: } M_{f_flap} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_f \times \vec{r}_{flap}) \cdot \vec{t}_{flap} = \sum_{i=1}^n F_{fy} (z_l \cos \xi + b);$$

$$\text{Mô men gây bởi lực ly tâm: } M_{c_flap} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_c \times \vec{r}_{flap}) \cdot \vec{t}_{flap} = \sum_{i=1}^n F_{cy} (z_l \cos \xi + b);$$

$$\text{Mô men gây bởi trọng lực: } M_{g_flap} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_g \times \vec{r}_{flap}) \cdot \vec{t}_{flap} = \sum_{i=1}^n F_{gy} (z_l \cos \xi + b);$$

$$\text{Mô men gây bởi lực Coriolis: } M_{cor_flap} = \sum_{i=1}^n (\vec{F}_{cor} \times \vec{r}_{flap}) \cdot \vec{t}_{flap} = \sum_{i=1}^n F_{cory} (z_l \cos \xi + b).$$

Cân bằng các mô men lực quanh bản lề vẫy, ta có phương trình vi phân chuyển động vẫy của lá cánh:

$$\ddot{\beta} \cdot \sum_{i=1}^n J_i = M_{a_flap} + M_{f_flap} + M_{c_flap} + M_{g_flap} + M_{cor_flap} \quad (15)$$

Với:

j_{flap} – Mô men quán tính của phần tử với bản lề vẫy: $j_{flap} = m \cdot (b + z_l \cos \xi)^2$.

Vận tốc chuyển động vẫy và góc vẫy bước tính tiếp theo được xác định:

$$\dot{\beta}_{+1} = \dot{\beta} \cdot \frac{\Delta \psi}{\Omega} + \dot{\beta} \quad (16)$$

$$\beta_{+1} = \beta + \dot{\beta} \cdot \frac{\Delta \psi}{\Omega} + \ddot{\beta} \cdot \left(\frac{\Delta \psi}{\Omega} \right)^2 \quad (17)$$

3. CHƯƠNG TRÌNH TÍNH TOÁN VÀ MỘT SỐ KẾT QUẢ VỀ ĐÁP ỨNG VỊ THẾ LÁ CÁNH VÀ ĐẶC TÍNH CÁNH QUAY

3.1. Đối tượng ứng dụng mô hình và sơ đồ thuật giải

Chương trình tính toán mô hình động lực học CQ được xây dựng trên cơ sở phát triển tiếp chương trình tính toán khí động học CQ [3]. Đối tượng được tính toán là CQ trục thẳng Mi-8 với các dữ liệu về CQ như sau:

Bán kính CQ: $R = 10.614(m)$;

Số lượng lá cánh: $k_{blade} = 5$;

Khối lượng 1 lá cánh: $m_{blade} = 140(kg)$;

Profile lá cánh NACA 1102 có hệ số cản ma sát: $c_x = 0.0084$;

Khoảng cách từ trục quay đến trục bản lề lắc: $a = 0.9(m)$;

Khoảng cách giữa hai trục bản lề vẫy và lắc: $b = 0.6(m)$;

Khoảng cách giữa trục bản lề vẩy tới mặt cắt gốc lá cánh: $c = 0.5(m)$;

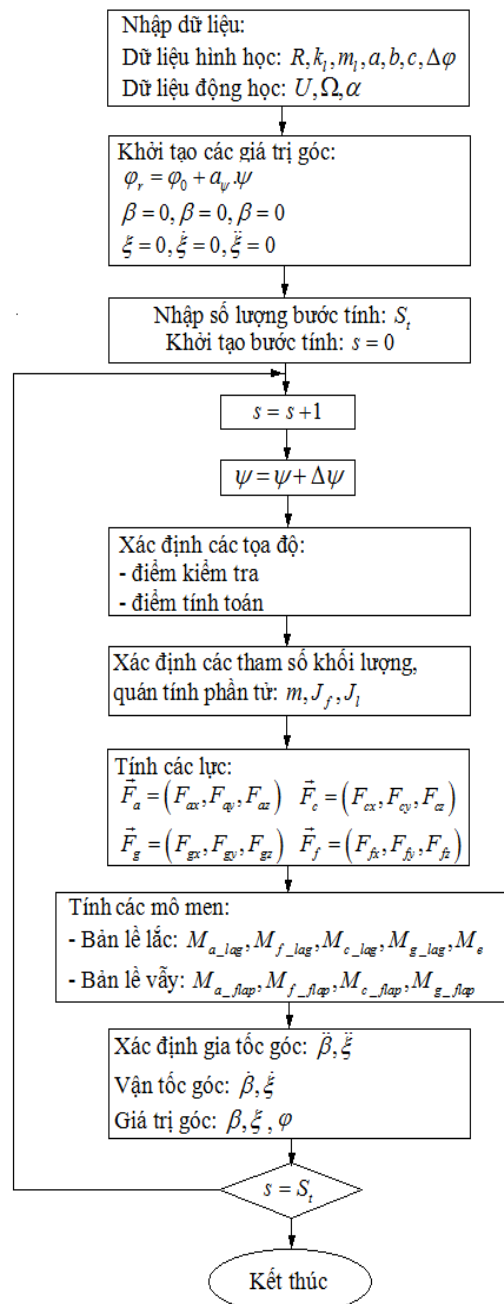
Góc xoắn lá cánh: $\Delta\varphi = 5^\circ$;

Vận tốc quay: $\Omega = 20,096(rad / s)$;

Góc đón điều khiển: $\psi_{cat} = 21^\circ$;

Hệ số bù vẩy: $k_{cor} = 0,5$;

Quá trình tính toán được thực hiện theo sơ đồ thuật giải (hình 5).



Hình 5. Sơ đồ giải thuật.

3.2. Các kết quả và thảo luận

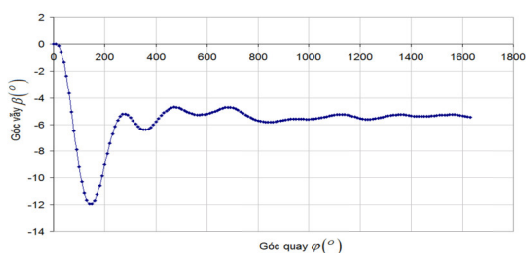
3.2.1. Đánh giá sự hội tụ của chương trình tính toán và tính đúng đắn của mô hình

Trong sơ đồ giải thuật trên, tổng số bước tính S_t và bước thay đổi góc phương vị $\Delta\psi$ được lựa chọn khi chạy thử chương trình tính toán để khảo sát tính hội tụ của nó. Trong các kết quả được đưa ra ở dưới: $S_t = 162$; $\Delta\psi = 10^\circ$ tương ứng 4,5 vòng quay của CQ.

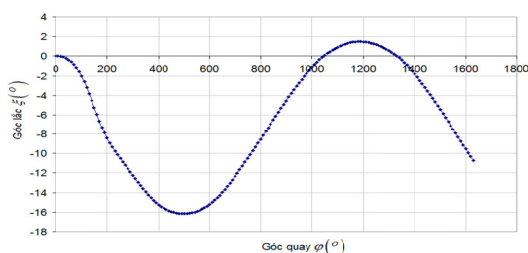
Khảo sát CQ ở chế độ chảy bao dọc trục (CBDT) với góc lắp LC $\varphi = 11^\circ$, thu được dữ liệu về các góc vị thế LC và các hệ số khí động quan trọng, xây dựng đồ thị quan hệ của chúng với góc phương vị ta thu được các đặc tính:

Từ các đặc tính thấy rằng, ở chế độ CBDT các hệ số lực nâng (hình 8) và mô men cản (hình 9) có sự hội tụ, thể hiện sự ổn lập dần của các hệ số khí động. Đáp ứng góc vẩy của các LC (hình 6) ổn định về một giá trị xác định. Sự hội tụ của các giá trị hằng định tính hội tụ của mô hình tính toán thể hiện đúng bản chất về mặt định tính động lực học CQ ba khớp.

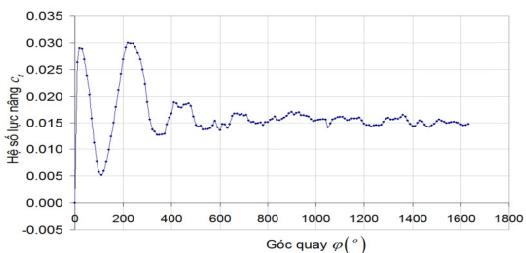
Chuyển động lắc của LC không thấy có sự ổn lập về một giá trị góc lắc cố định mà là một quá trình dao động (hình 7) với chu kỳ lớn hơn nhiều so với tần số dao động của chuyển động vẩy – phù hợp với kết luận của các tác giả khác [7]. Do vậy, trên các hệ thống CQ hiện đại đều cần có các giảm chấn được bố trí để triệt tiêu chuyển động lắc của LC.



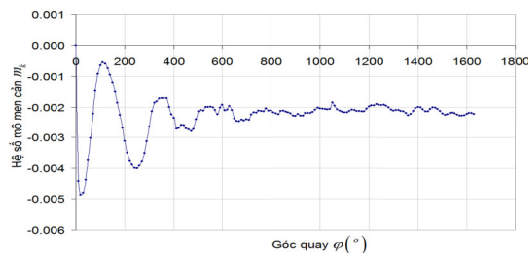
Hình 6. Đáp ứng góc vẩy lá cánh (chế độ CBDT, $\varphi = 11^\circ$).



Hình 7. Đáp ứng góc lắc lá cánh (chế độ CBDT, $\varphi = 11^\circ$).



Hình 8. Đồ thị hội tụ hệ số lực nâng (chế độ CBDT, $\varphi = 11^\circ$).

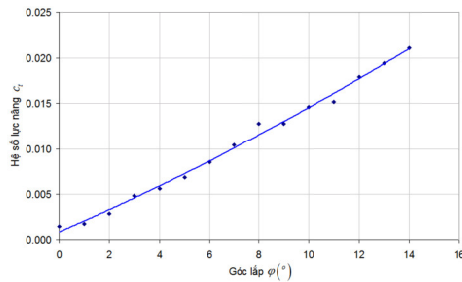


Hình 9. Đồ thị hội tụ hệ số mô men cản (chế độ CBDT, $\varphi = 11^\circ$).

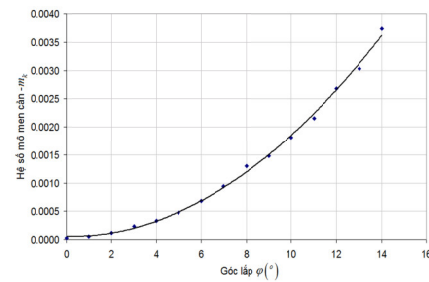
Qua các đặc tính hội tụ của hệ số nâng, hệ số cản và góc vẩy của LC nhận thấy rằng, sự hội tụ của chương trình tính toán đạt được ở sau khoảng ba vòng quay ($S_t = 108$). Do vậy, để đảm bảo thời gian tính toán, các số liệu khảo sát sau này sẽ được lấy với tổng số bước tính là $S_t = 108$.

3.2.2. Khảo sát các đặc tính nâng, cản của hệ thống cánh quay ba khớp ở chế độ chảy bao dọc trục

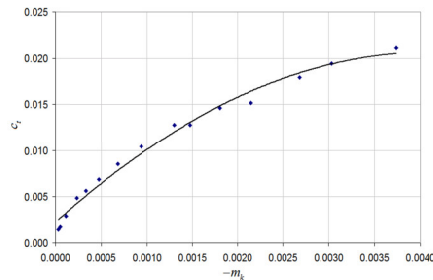
Thực hiện tính toán cho CQ ở chế độ CBDT với các góc lắp khác nhau $\varphi = 0, \dots, 14^\circ$ là các giá trị có trong thực tế, được điều khiển bởi phi công của trực thăng Mi-8. Từ các dữ liệu thu được, xây dựng các đặc tính nâng, cản cảm ứng và đặc tính cực của CQ như trong các hình vẽ dưới đây.



Hình 10. Đặc tính nâng CBDT cánh quay ba khớp.



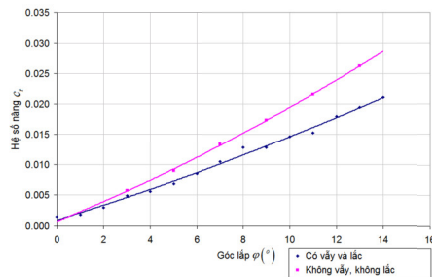
Hình 11. Đặc tính cản CBDT cánh quay ba khớp.



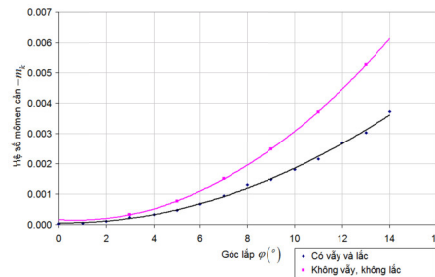
Hình 12. Đặc tính cực CBDT cánh quay ba khớp

Các đặc tính thu được có sự tương đồng tốt về mặt định tính với các kết quả của các tác giả khác [4, 5]. Thể hiện đúng bản chất vật lý của đối tượng, khi góc lắp LC tăng lên các hệ số nâng và cản của CQ tăng lên. Đặc tính cực cho thấy xu hướng tiếp tục tăng nhanh của hệ số cản trong khi mức tăng của hệ số nâng giảm đi khi tiếp tục tăng góc lắp lá cánh.

Để so sánh, đánh giá định lượng các hệ số khí động của CQ ba khớp, thực hiện tính toán CQ khi khóa cứng các khớp. Qua đó thu được các số liệu về CQ có các LC gắn cứng, xây dựng được các đặc tính.



Hình 13. Các đặc tính nâng cánh quay khi có và không có các chuyển động đặc thù ở chế độ CBDT.



Hình 14. Các đặc tính cản cánh quay khi có và không có các chuyển động đặc thù ở chế độ CBDT.

Các đặc tính khí động của CQ khi khóa các chuyển động đặc thù có sự tương đồng tốt cả về định tính và định lượng với các kết quả của công trình [4].

So với CQ lá cánh gắn cứng, khi các lá CQ có khớp thực hiện các chuyển động đặc thù, với một góc lắp lá cánh xác định, cả khả năng tạo nâng của CQ và mô men cản đều giảm đi. Tuy nhiên mức giảm của mô men cản lên hệ thống động lực nhanh hơn so với mức giảm của lực nâng theo sự tăng lên của góc lắp.

4. KẾT LUẬN

Bài báo đã đưa ra mô hình tính toán động lực học CQ ba khớp của trục thẳng, trong đó, các tham số khí động học được tính toán bằng mô hình xoáy rời rạc phi tuyến không dừng.

Chương trình tính toán xây dựng trên cơ sở mô hình có tính hội tụ. Bước đầu, chương trình đã được sử dụng để khảo sát các đặc tính khí động của CQ ở chế độ CBDT. Kết quả là các đặc tính thu được có sự tương đồng tốt với kết quả của các tác giả khác về mặt định tính.

Về định lượng, các đặc tính khí động thu được khi khóa các chuyển động đặc thù là tương đồng với kết quả của các tác giả khác khi xây dựng mô hình tính toán cho CQ có các LC gắn cứng. Khi có các khớp quay, khả năng tạo nâng và mô men cản trên trục của CQ giảm đi so với khi gắn cứng các LC. Tuy nhiên mức giảm của khả năng tạo nâng chậm hơn so với mức giảm của mô men cản. Như vậy, có thể nhận xét là kết cấu CQ có khớp không chỉ có lợi ích trong việc giảm mô men uốn, tải trọng động gây phá hủy tại gốc LC mà còn có ý nghĩa trong việc nâng cao chất lượng khí động của CQ, làm dịu mức độ biến thiên của mô men cản tác dụng lên hệ thống động lực của trục thẳng khi thay đổi chế độ bay (góc lắp).

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. A.R.S. Bramwell, George Done, David Balmford, “*Bramwell’s Helicopter Dynamics*”, Oxford Auckland Boston Johannesburg Melbourne New Delhi, 2001.
- [2]. Jyoti Ranjan Majhi, Ranjan Ganguli, “*Modeling Helicopter Rotor Blade Flapping Motion Considering Nonlinear Aerodynamics*”, Tech Science Press, CMES, vol.27, no.1, pp.25-36, 2008.
- [3]. Nguyen Khanh Chinh, Pham Vu Uy, “Constructing computational program to determine induced torque components on helicopter main rotor rotation axis”, ICFMAS2018, NXB Bách Khoa, pp.204-209, 2018.
- [4]. С.М. Белоцерковский, Б.Е. Лотев, М.И. Ништ, “*Исследование на ЭВМ аэродинамических неаэроупругих характеристик винтов вертолетов*”, Машиностроение, Москва, 1992.
- [5]. В.Б. Зозуля, Ю. П. Иванов, “*Практическая аэродинамическая вертолета Ми-8*”, Машиностроение, Москва, 1977.
- [6]. А.М. Володко, “*Основы летной эксплуатации вертолета, аэродинамика*”, Транспорт, Москва, 1984.

ABSTRACT

DYNAMIC MODEL OF THREE JOINTS HELICOPTER ROTOR WITH CONSIDERING NONLINEAR UNSTEADY AERODYNAMICS

This paper presents the general equations describes helicopter rotor dynamics with a full range of typical motions including flapping, lagging and rotating. Here, the aerodynamic properties of the rotor are considered to be nonlinear, unsteady, taken from the model calculated by the discrete vortex method. A numerical simulation was performed to solve the differential equations of these nonlinear motions at steady-state conditions, thereby determining the position responses of the blades.

Keywords: Helicopter main rotor; Helicopter rotor dynamics; Vortex model; Flapping; Lagging.

Nhận bài ngày 16 tháng 08 năm 2019

Hoàn thiện ngày 06 tháng 11 năm 2019

Chấp nhận đăng ngày 10 tháng 04 năm 2020

Địa chỉ: ¹Viện Tên lửa, Viện KHCNQs;

²Học viện KTQS.

*Email: Chinhnk301279@gmail.com.