MỘT SỐ KẾT QUẢ KHẢO SÁT ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG LỰC CÁNH QUAY TRỰC THĂNG BA KHỚP Ở CÁC CHẾ ĐỘ BAY CƠ BẢN

Nguyễn Khánh Chính[1*], Phạm Vũ Uy [2]

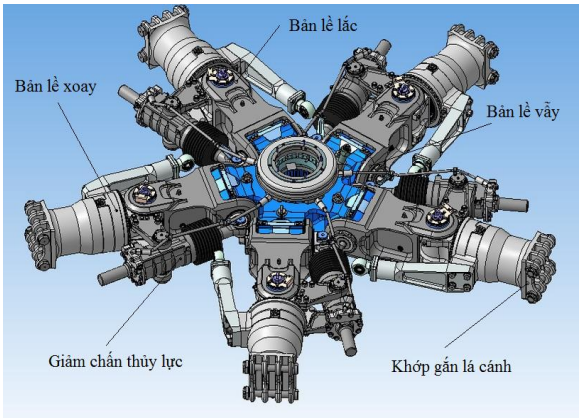
Tóm tắt: *Trên cơ sở mô hình và chương trình tính toán đã xây dựng, bài báo trình bày một số kết quả khảo sát đặc tính khí động lực cánh quay (CQ) trực thăng có đầy đủ ba khớp gắn lá cánh (LC). Các kết quả bao gồm đáp ứng động học các chuyển động đặc thù lá cánh, các đặc tính nâng và mô men cản trên trục cánh quay ở các chế độ bay cơ bản của trực thăng (TT).*

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

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Cấu tạo CQ TT (hình 1) gồm một số các LC được gắn lên ổ trục quay. Với kết cấu thông thường, các lá cánh liên kết với ổ trục quay thông qua các khớp bản lề bao gồm: bản lề ngang (bản lề vẫy) cho phép LC chuyển động vẫy lên, xuống so với mặt phẳng quay; bản lề đứng (bản lề lắc) cho phép LC chuyển động lắc ngang tiến lên trước hoặc lùi về sau trong mặt phẳng quay; bản lề dọc cho phép lá cánh xoay quanh trục dọc của nó để thay đổi góc lắp (góc sải). Đối với bản lề lắc, thường có thêm các giảm lắc thủy lực nhằm hạn chế vận tốc góc lắc và các mấu hạn chế góc lắc tối đa của lá cánh.

Các chuyển động vẫy, lắc, xoay của lá cánh được gọi là các chuyển động đặc thù của LC cánh quay trực thăng. Sự xuất hiện của các bản lề liên kết LC với trục quay nhằm đáp ứng yêu cầu điều khiển bay và có tác dụng giảm mô men uốn tại gốc LC. 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 với mặt phẳng quay và thay đổi góc nghiêng của nó.



Hình 1. *Cấu tạo ổ trục cánh quay trực thăng Mi-8.*

Tương ứng với các chế độ bay của TT, các chế độ dòng chảy qua CQ bao gồm: chế độ chảy bao dọc trục và chế độ chảy bao xiên. Ở chế độ chảy bao dọc trục CQ có thể thực hiện các chế độ bay gồm bay treo; bay lên thẳng đứng; hạ xuống thẳng đứng. Chế độ chảy bao xiên bao gồm: bay xiên lên, bay xiên xuống và bay bằng. Các chế độ cơ bản thường được nghiên cứu đối với CQ trực thăng là chế độ bay treo và chế độ bay bằng.

Khảo sát các chế độ làm việc cơ bản của CQ nhằm xây dựng các đặc tính nâng, đặc tính cản - công suất yêu cầu, đặc tính cực và xác định các tham số động lực học của chuyển động đặc thù lá cánh. Qua đó thu được các dữ liệu đáp ứng nhu cầu thiết kế, cải tiến CQ và xác định các tham số điều khiển bay ở các chế độ bay tương ứng.

2. MÔ HÌNH ĐỘNG LỰC HỌC CÁNH QUAY TRỰC THĂNG BA KHỚP

Trong nghiên cứu xây dựng mô hình tính toán khí động CQ trực thăng, các tác giả thường đưa vào giả thiết các LC được gắn cứng vào ổ trục quay, bỏ qua các chuyển động đặc thù của LC [4, 8, 9]. Với các mô hình tính toán động lực học CQ, xét đến các chuyển động đặc thù LC, các thành phần khí động lại được tính toán có độ chính xác không cao, thường dựa trên giả thiết về

một phân bố vận tốc cảm ứng xác định trên mặt phẳng quay [3, 5, 6]. Việc tính toán khí động không đồng bộ với quá trình tính toán động lực học, do đó, không tính đến tương tác qua lại tức thời giữa tham số động lực học của các lá cánh với các tham số khí động.

Mô hình tính toán khí động lực học CQ ba khớp xét đến các chuyển động đặc thù của LC, kết hợp bài toán động lực chuyển động LC với mô hình tính toán khí động theo phương pháp xoáy rời rạc, đã được xây dựng và kiểm chứng [1, 2]. Trên cơ sở mô hình toán, một chương trình tính toán các đặc trưng khí động lực của CQ đã được lập trình trên ngôn ngữ lập trình C. Chương trình cho phép khảo sát các đặc trưng khí động CQ và các tham số động lực học LC cho một đối tượng khảo sát, ở đây là phỏng theo CQ trực thăng Mi-8, trong các chế độ bay khác nhau. Các tham số của đối tượng khảo sát được lấy từ tài liệu kỹ thuật [7]:

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 vẫy tới mặt cắt gốc lá cánh: $c=0.5(m)$; Góc xoắn lá cánh: $\Delta\varphi=5^o$; Vận tốc quay: $\Omega=20,096(rad/s)$; Góc đón điều khiển: $\psi_{cat}=21^o$

Các số liệu về đặc tính khối lượng khác (phân bố khối lượng dọc theo LC, các mô men quán tính so với các trục bản lề của LC,...) đã được tính toán bổ sung trên cơ sở dựng lại kết cấu của LC.

3. MỘT SỐ KẾT QUẢ VỀ ĐẶC TÍNH KHÍ ĐỘNG LỰC CÁNH QUAY BA KHỚP Ở CHẾ ĐỘ BAY TREO VÀ BAY BẰNG

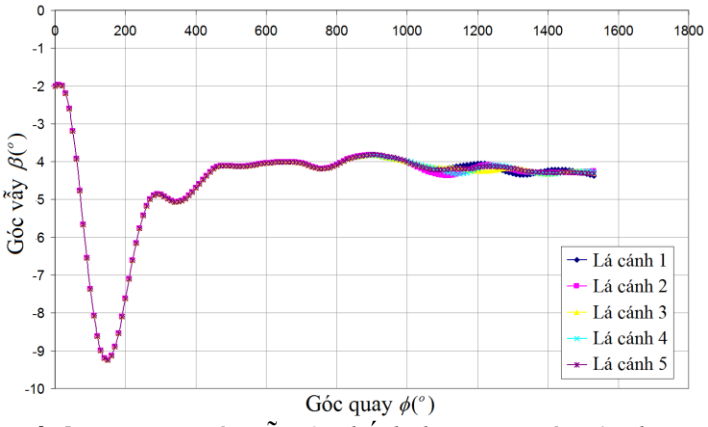
3.1. Khảo sát chế độ bay treo

a. Đáp ứng chuyển động vẫy của các lá cánh khi bay treo

CQ trực thăng ở chế độ chảy bao dọc trục với một vận tốc quay không đổi, khi ổn lập sẽ có dạng hình nón với trục đối xứng là trục quay của nó. Hình dạng nón của CQ tạo ra do góc vẫy β của các LC, các LC vẫy lên trên và các đường sinh của hình nón có góc nghiêng như nhau so với trục quay, tức là các LC ở mọi góc phương vị đều có góc vẫy như nhau.

Hình 2 là quá trình ổn lập về góc vẫy của các LC khi bay treo với góc sải chung $\varphi_0=9^o$. Khi bắt đầu chạy chương trình tính toán, các LC ở các góc phương vị khác nhau bắt đầu thực hiện chuyển động vẫy. Chuyển động vẫy lên của các LC qua các bước tính đồng nhất với nhau, tức là qua mỗi bước tính giá trị góc vẫy thay đổi của các LC bằng nhau.

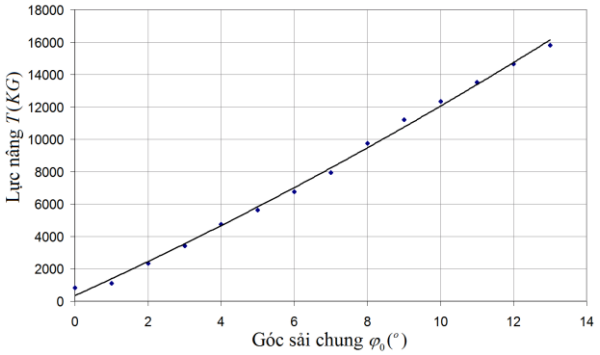
Khi số lượng bước tính đủ lớn (khoảng 80 bước, tương ứng góc quay $\phi=800^o$), giá trị góc vẫy bắt đầu cho thấy sự hội tụ. Điều này thể hiện đúng bản chất vật lý động học LC. Khi quay với vận tốc không đổi, sự cân bằng giữa lực nâng khí động và các thành phần lực ly tâm, trọng lực sẽ giữ các LC ở một góc vẫy xác định.



Hình 2. *Hội tụ góc vẫy β chế độ bay treo, góc sải chung $\varphi_0=9^o$.*

b. Đặc tính nâng bay treo

Đặc tính nâng bay treo (hình 3) cho thấy lực nâng của CQ tăng theo góc sải chung. Trong dải góc sải chung khảo sát $\varphi_0 = 0^o$ đến 13^o, đặc tính gần tuyến tính. Để bay treo với khối lượng $m = 11000kg$ là khối lượng cất cánh thông thường của TT Mi-8, CQ cần đặt góc sải chung $\varphi_0 = 9^o$.

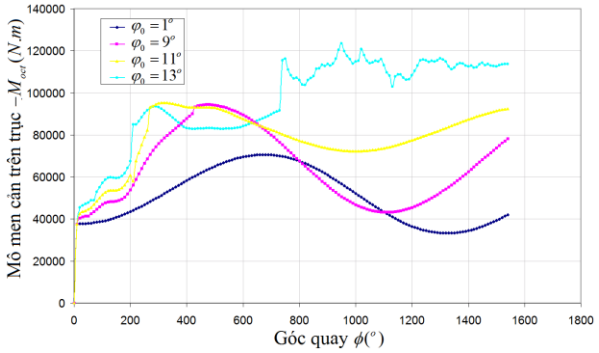


Hình 3. *Đặc tính nâng bay treo.*

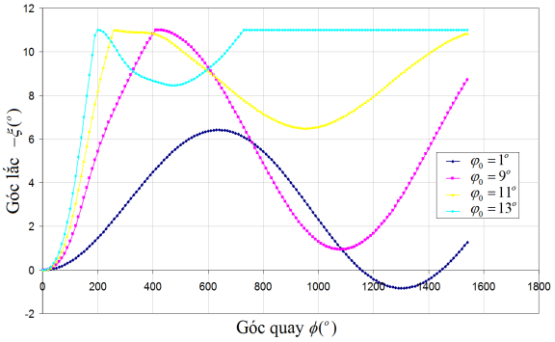
c. Đặc tính cản bay treo

Đồ thị hội tụ mô men cản trên trục quay (hình 4) và hội tụ góc lắc (hình 5) cho thấy sự phụ thuộc của mô men cản quay trên trục vào chuyển động lắc của LC. Mô men cản quay biến thiên gần đồng bộ với góc lắc ở chu kỳ biến thiên đầu tiên. Khi mô men cản quay tăng, LC bị kéo lùi lại phía sau và ngược lại khi mô men cản giảm các LC tiến về phía trước.

Quá trình này được giải thích do khi đó thành phần lực ly tâm cũng tăng lên triệt tiêu thành phần lớn hơn của lực cản khí động cho đến khi lực ly tâm lớn hơn lực cản khí động và quán tính thì LC lắc đổi chiều tiến về phía trước. Sự tiến lên về trước của các LC làm giảm lực ly tâm. Quá trình ngược lại diễn ra, mô men cản giảm cho đến khi đạt giá trị nhỏ nhất, các LC đổi chiều lắc, lùi về sau. Sự tiếp diễn của hai quá trình trên tạo thành sự dao động trong chuyển động lắc của LC và mô men cản ở các vòng quay ban đầu.



Hình 4. *Hội tụ mô men cản chế độ bay treo.*



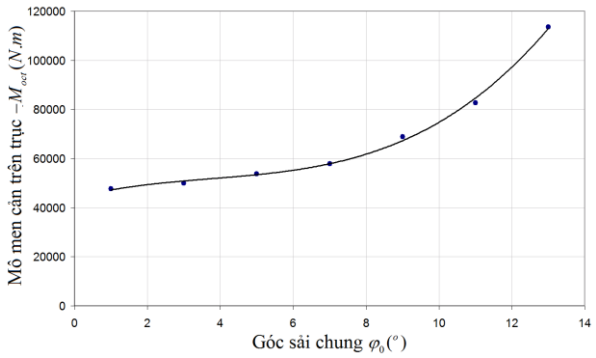
Hình 5. *Hội tụ góc lắc ở chế độ bay treo.*

Ở các góc sải chung lớn, đồ thị hội tụ mô men cản quay xuất hiện các bước nhảy tăng. Ở góc sải chung $\varphi_0 = 9^o$ bước nhảy ở góc quay 420^o, $\varphi_0 = 11^o$ bước nhảy ở góc quay 260^o, $\varphi_0 = 13^o$ bước nhảy ở các góc quay 200^o và 720^o. Các góc quay xuất hiện bước nhảy mô men cản tương ứng tại các thời điểm LC chạm vào mấu giới hạn góc lắc $\xi = -11^o$ trên đồ thị hội tụ góc lắc (xem [7] đặc điểm cấu tạo cách hạn chế góc lắc của CQ TT Mi-8). Tại đó, lực quán tính lắc bị triệt tiêu, mô men cản quay tăng đột biến.

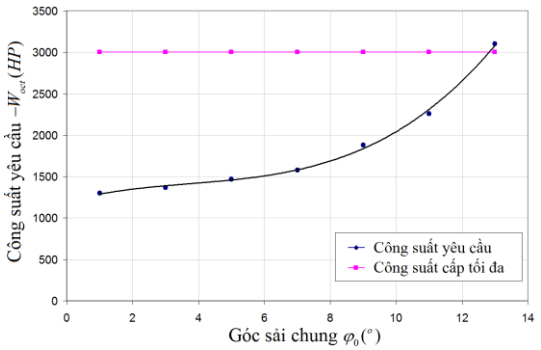
Ở các thời điểm LC chạm mấu giới hạn góc lắc với các góc sải chung 9^o, 11^o và thời điểm chạm giới hạn góc lắc lần đầu với góc sải chung 13^o, LC lắc trở lại. Số liệu tính toán cho thấy, trước đó, chuyển động lắc của LC đang chậm dần, tức là tổng hợp thành phần mô men giảm lắc lùi của các lực khác đã lớn hơn thành phần mô men gây lắc lùi của lực cản khí động, LC lúc này chuyển động lùi theo quán tính. Khi chạm mấu giới hạn, chuyển động lắc quán tính bị triệt tiêu dẫn đến LC lắc trở lại theo chiều dương. Sau va chạm mô men cản quay giảm dần.

Ở thời điểm LC chạm mấu giới hạn góc lắc lần thứ hai với góc sải chung 13°, LC không lắc trở lại, giữ nguyên vị trí tỳ lên mấu giới hạn. Số liệu tính toán cho thấy, trước đó, chuyển động lắc lùi của LC đang nhanh dần, tổng hợp thành phần mô men giảm lắc lùi của các lực khác nhỏ hơn thành phần mô men gây lắc lùi của lực cản khí động, đè LC ép vào mấu giới hạn. Lúc này LC không còn chuyển động lắc, mô men cản quay sau đó có sự hội tụ về một giá trị xác định.

Đặc tính mô men cản quay trên trục (hình 6) và đặc tính công suất yêu cầu (hình 7) cho thấy sự tăng lên của mô men cản quay trên trục hay công suất yêu cầu theo góc sải chung. Mức tăng của chúng lớn hơn ở các góc sải chung lớn.



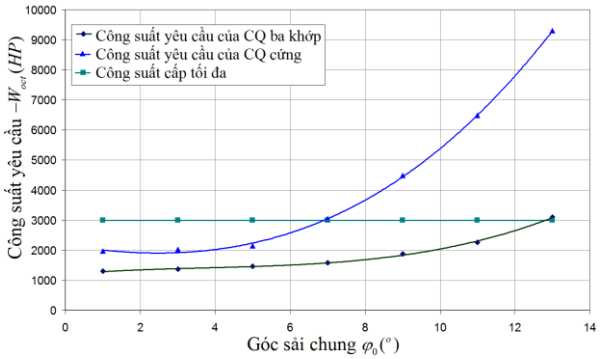
Hình 6. *Đặc tính mô men cản bay treo.*



Hình 7. *Đặc tính công suất yêu cầu bay treo.*

Trên đặc tính công suất yêu cầu có thêm đường công suất cấp lớn nhất của hệ thống động cơ trang bị cho trực thăng là $3000HP$ [3]. Từ đó thấy rằng, công suất hệ thống động cơ đủ để cấp cho CQ bay treo ở hầu hết dải góc sải chung được khảo sát. Với khối lượng bay thông thường $m=11000kg$, góc sải chung yêu cầu $\varphi_0=9^o$, công suất yêu cầu của CQ là $W_{oct}\approx 1800HP$.

Để đánh giá ảnh hưởng của kết cấu CQ ba khớp đối với công suất yêu cầu, tiến hành khảo sát trong trường hợp khóa cứng các khớp gắn LC. Đặc tính công suất yêu cầu của CQ cứng ghép chung so sánh với CQ ba khớp đưa ra ở trong hình 8. Trong đó có thêm đường công suất cấp lớn nhất của hệ thống động cơ.



Hình 8. *So sánh đặc tính công suất yêu cầu bay treo của CQ ba khớp và CQ cứng.*

Có thể thấy rằng, với CQ cứng, về mặt công suất yêu cầu, TT chỉ có thể bay treo với góc sải chung $\varphi_0<7^o$ tương ứng với khối lượng cất cánh lớn nhất là $m=8000kg$. CQ ba khớp có hiệu quả cao trong việc giảm công suất yêu cầu so với CQ cứng. Góc sải chung càng lớn, mức giảm công suất yêu cầu càng lớn. Trong dải góc sải chung khảo sát, mức giảm công suất yêu cầu lớn nhất tại góc sải chung $\varphi_0=13^o$ là 66%.

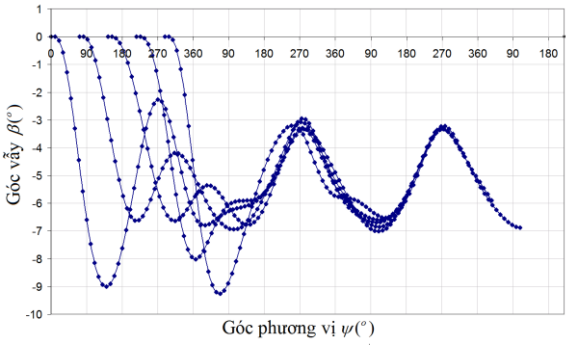
3.2. Khảo sát chế độ bay bằng

a. Đáp ứng chuyển động vẫy của các lá cánh khi bay bằng

Ở chế độ bay bằng, các LC chuyển động cũng tạo thành dạng hình nón, tuy nhiên, hình nón không còn đối xứng qua trục quay mà hướng nghiêng về phía vận tốc dịch chuyển ngang. Góc

nghiêng của hình nón CQ nhằm mục đích tạo ra thành phần lực kéo ngang, phụ thuộc vào sự điều chỉnh đĩa nghiêng, góc đón điều khiển và vận tốc dịch chuyển. Trên hình 9 là đặc tính góc vẫy theo góc phương vị của các LC khi thực hiện chế độ bay bằng với vận tốc bay $U = 160km/h$; góc sải chung $\varphi_0 = 5.75^o$.

Khi bắt đầu tính toán các LC nằm ở các góc phương vị khác nhau. Theo các bước tính các LC thực hiện chuyển động vẫy lên theo các đặc tính khác nhau nhưng sau đó dần trùng lặp lại, có dạng đồ thị hình sin. Nghĩa là tại một góc phương vị nhất định, khi LC đi qua nó sẽ có góc vẫy nhất định, hình nón tạo ra của CQ là ổn lập trong không gian và có độ nghiêng tạo bởi quy luật hình sin nói trên.

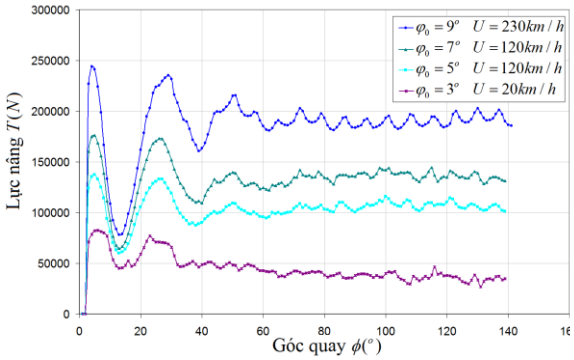


Hình 9. *Hội tụ góc vẫy β chế độ bay bằng $U = 160(km/h)$, $\varphi_0 = 5.75^o$.*

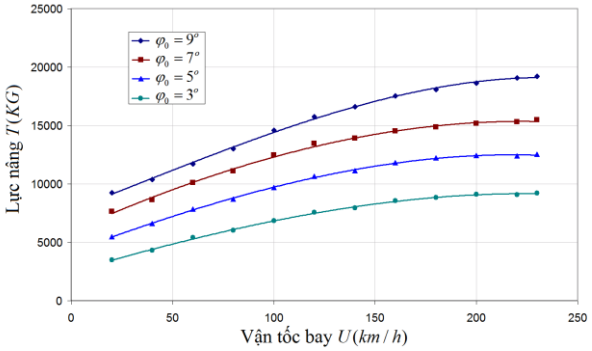
b. Đặc tính nâng bay bằng

Quá trình hội tụ lực nâng chế độ bay bằng ở một số góc sải chung và vận tốc bay khác nhau (hình 10) cho thấy, lực nâng của CQ hội tụ khi số bước tính khoảng 80. Tuy nhiên, giá trị lực nâng không hội tụ về một giá trị xác định mà có sự dao động nhỏ. Do góc phương vị của các LC khác nhau ở mỗi bước tính, khi đó, thành phần vận tốc chảy bao qua các LC gây bởi vận tốc bay là khác nhau.

Thực hiện tính toán ở chế độ bay bằng với các tham số góc sải chung gồm $3^o, 5^o, 7^o, 9^o$, dải vận tốc bay từ $20km/h$ đến $230km/h$ là dải vận tốc bay của TT Mi-8. Xây dựng các đặc tính nâng như trong hình 11, trong đó, giá trị lực nâng được lấy trung bình trong vòng quay sau cùng.



Hình 10. *Đồ thị hội tụ lực nâng của CQ chế độ bay bằng.*



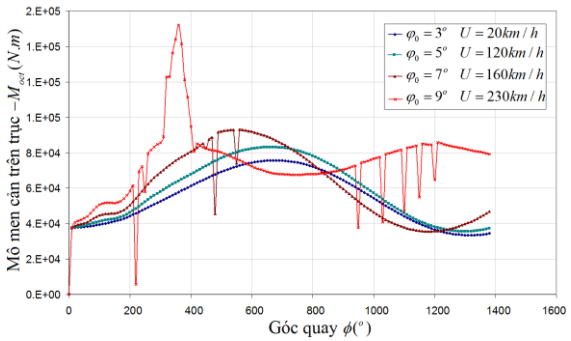
Hình 11. *Đặc tính nâng bay bằng.*

Tại một vận tốc bay bằng, góc sải chung lớn hơn CQ tạo ra lực nâng lớn hơn. Ở mỗi góc sải chung, lực nâng của CQ tăng khi tăng vận tốc bay. Mức tăng lực nâng lớn hơn ở dải vận tốc bay thấp ($U < 100km/h$). Ở vận tốc bay lớn mức tăng lực nâng giảm đi và gần như không tăng tại vận tốc $U = 230km/h$, góc sải chung $\varphi_0 = 3^o$. Với TT Mi-8, khối lượng cất cánh từ 7000 đến 11000kg, để thực hiện cất cánh thẳng đứng (chưa xét đến yếu tố mặt đất), các LC phải đặt góc sải chung lớn ($\varphi_0 = 9^o$ với khối lượng $m = 11000kg$, xem hình 3). Khi chuyển từ bay treo sang bay bằng, vận tốc bay tăng lên, góc sải chung yêu cầu được giảm xuống. Ở vận tốc bay

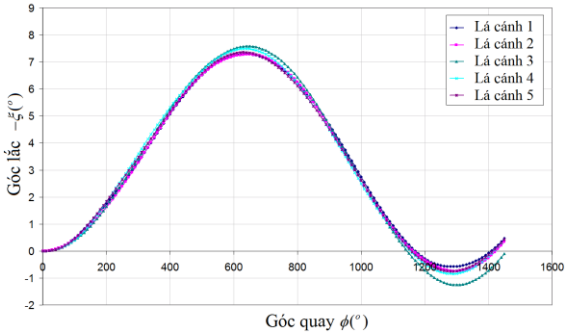
$U = 150km/h$, $m = 11000kg$, góc sải chung yêu cầu là $\varphi_0 = 5^o$. Tức là để cất cánh được với tải trọng lớn, việc thực hiện cất cánh thẳng đứng sẽ khó khăn và yêu cầu công suất cấp của động cơ lớn hơn so với việc cất cánh theo phương xiên lên.

c. Đặc tính cản bay bằng

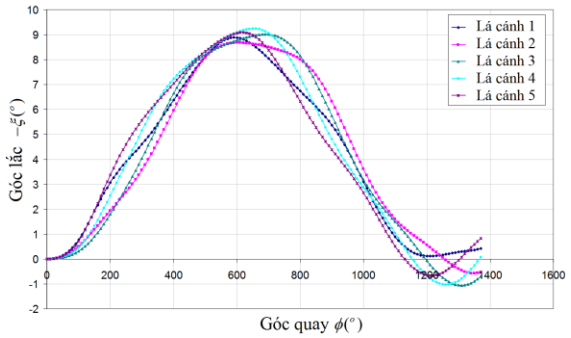
Hình 12 là các đồ thị hội tụ mô men cản trên trục quay với các cặp tham số đầu vào khác nhau về vận tốc bay và góc sải chung ở chế độ bay bằng. Trên các đồ thị hội tụ mô men cản với các tham số bay lớn ($\varphi_0 = 9^o, U = 230km/h$ và $\varphi_0 = 7^o, U = 160km/h$) xuất hiện các điểm nhảy vọt, tại đó, mô men cản trên trục giảm đột ngột, sau đó nhảy lên giá trị cao hơn so với trước khi giảm. Sự giảm đột ngột của mô men cản là do quá trình tính toán số không liên tục đã lấy bước tính góc quay là $\Delta\phi = 10^o$. Trong thực tế mô men cản không có sự giảm đột ngột này.



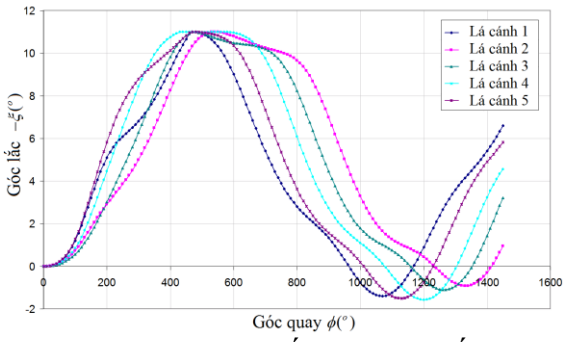
Hình 12. *Hội tụ mô men cản chế độ bay bằng.*



Hình 13. *Hội tụ góc lắc các LC chế độ bay bằng $\varphi_0 = 3^o$, $U = 20km/h$.*



Hình 14. *Hội tụ góc lắc các LC chế độ bay bằng $\varphi_0 = 5^o$, $U = 120km/h$.*



Hình 15. *Hội tụ góc lắc các LC chế độ bay bằng $\varphi_0 = 7^o$, $U = 160km/h$.*

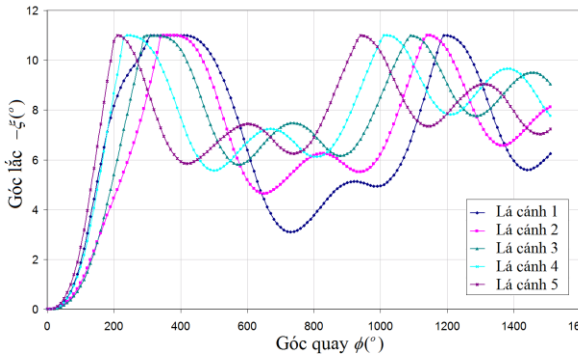
Giống như ở chế độ bay treo, sự dao động và các điểm nhảy vọt mô men cản được giải thích do sự phụ thuộc của mô men cản vào góc lắc các LC và sự giới hạn cơ khí của góc lắc. Các đồ thị hội tụ góc lắc tương ứng với các chế độ bay trên đưa ra trong các hình 13, 14, 15,16.

Sự tách pha của đồ thị hội tụ góc lắc càng lớn khi vận tốc bay bằng càng lớn làm tăng chênh lệch về lực cản khí động đối với các LC nằm ở các góc phương vị khác nhau. Với tham số bay càng lớn biên độ góc lắc càng lớn. Sự biến thiên tương tự đối với mô men cản quay trên trục. Tuy nhiên, với tham số bay lớn nhất được khảo sát ($\varphi_0 = 9^o, U = 230km/h$), biên độ góc lắc nhỏ khi các lá cánh nhanh chóng chạm mấu giới hạn (hình 16), tức là sự giới hạn cơ khí của góc lắc có tác dụng hạn chế biên độ dao động của mô men cản quay. Ở chế độ bay bằng, các lá cánh không đồng thời chạm mấu giới hạn nên giá trị bước nhảy của mô men cản quay không lớn như ở chế độ bay treo. Có đủ 5 điểm nhảy vọt tương ứng với 5 thời điểm lần lượt các lá cánh chạm

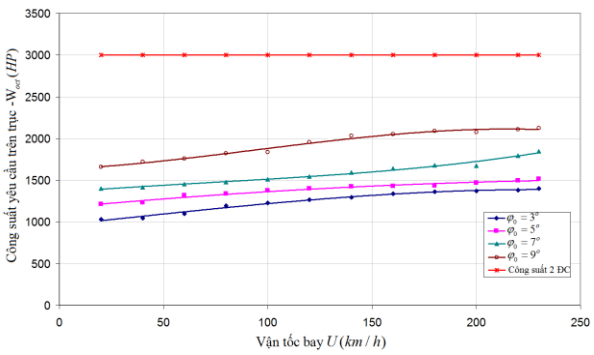
mấu giới hạn. Các điểm nhảy vọt đều nằm trên phần đồ thị khi mô men cản quay đang tăng lên tương ứng với giai đoạn lá cánh đang lùi lại. Khi đó, tổng hợp lực cản khí động và quán tính gây lắc lùi lá cánh lớn hơn tổng hợp lực của lực ly tâm và các lực khác kéo lá cánh về vị trí cân bằng. Sự va chạm làm triệt tiêu quán tính lắc lùi, tổng hợp lực ly tâm và các lực khác kéo lá cánh về vị trí cân bằng lớn hơn lực cản khí động tạo ra gia tốc lắc lá cánh tiến về trước.

Các đặc tính công suất yêu cầu trên trục ở chế độ bay bằng được đưa ra trên hình 17, trong đó có đường công suất cấp lớn nhất của hệ thống động cơ.

Đặc tính công suất yêu cầu ở các chế độ bay bằng cho thấy, công suất yêu cầu tăng khi tăng vận tốc bay với mỗi góc sải chung nhất định. Với cùng một vận tốc bay, công suất yêu cầu tăng khi tăng góc sải chung. Các đặc tính công suất yêu cầu tương ứng cho thấy, công suất yêu cầu ở các chế độ bay bằng được tính toán đều nhỏ hơn công suất lớn nhất có thể cấp bởi hai động cơ. Với các tham số bay bằng đưa ra trong tài liệu kỹ thuật của đối tượng, các kết quả tính toán về công suất yêu cầu trên trục của CQ hoàn toàn được đáp ứng bởi công suất cấp của hệ thống động lực trang bị cho đối tượng.



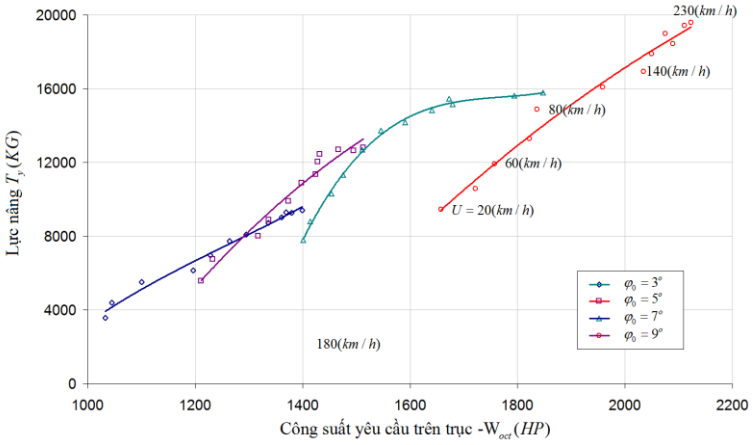
Hình 16. *Hội tụ góc lắc các LC chế độ bay bằng* $\varphi_0 = 9^o$, $U = 230km/h$.



Hình 17. *Các đặc tính công suất cản trên trục chế độ bay bằng.*

d. Đặc tính cực bay bằng

Đặc tính cực của CQ được xây dựng trên hình 18, tương ứng với các góc sải chung $\varphi_0 = 3^o, 5^o, 7^o, 9^o$. Các điểm trên mỗi đặc tính thể hiện giá trị lực nâng và công suất yêu cầu trong dải vận tốc bay của TT từ $20km/h$ đến $230km/h$.



Hình 18. *Đặc tính cực cánh quay trong chế độ bay bằng.*

Các đặc tính cực CQ cho thấy, với góc sải chung nhỏ hơn, lực nâng tạo ra của CQ và công suất yêu cầu thấp hơn. Độ dốc các đặc tính tăng khi tăng góc sải chung từ $\varphi_0 = 3^o$ đến $\varphi_0 = 7^o$, nghĩa là chất lượng khí động của CQ tăng trong dải góc sải chung này. Đặc tính cực với góc sải chung $\varphi_0 = 9^o$ có độ dốc nhỏ hơn so với góc sải chung $\varphi_0 = 7^o$, tức là chất lượng khí dộng của CQ bị giảm đi. Chất lượng khí động với góc sải chung $\varphi_0 = 7^o$ cao ở dải vận tốc bay dưới $140km/h$, khi tiếp tục tăng vận tốc bay chất lượng khí động giảm đi.

Với một khối lượng cất cánh xác định, CQ có thể làm việc ở các chế độ bay bằng khác nhau. Ví dụ với khối lượng cất cánh $m = 11000kg$, CQ có thể làm việc với các chế độ ($\varphi_0 = 5^o$, $U = 120km/h$); ($\varphi_0 = 7^o$, $U = 70km/h$); ($\varphi_0 = 9^o$, $U = 40km/h$). Khi bay bằng với vận tốc bay càng nhỏ thì yêu cầu góc sải chung của CQ càng lớn, công suất yêu cầu càng lớn. Thực hiện bay bằng với tốc độ bay lớn, góc sải chung nhỏ sẽ tiết kiệm được công suất cấp của động cơ hơn.

4. KẾT LUẬN

Bài báo đưa ra một số kết quả khảo sát đặc tính khí động lực của CQ TT ba khớp ở các chế độ bay treo và bay bằng. Các kết quả này được tính toán trên cơ sở mô hình khí động lực CQ đã xây dựng và trình bày trong [1, 2]. Với sự kết hợp bài toán động lực chuyển động LC và bài toán khí động theo phương pháp xoáy rời rạc, mô hình cho phép khảo sát đầy đủ các đặc tính khí động lực của CQ không chỉ ở chế độ bay treo mà còn ở các chế độ bay hành tiến.

Đáp ứng động học của các LC ở các chế độ bay cho phép định hình hình dạng nón CQ tạo ra trong không gian. Sử dụng mô hình tính toán xác định được hình dạng của nón CQ và tư thế của nó trong không gian ở các chế độ hoạt động.

Ở chế độ bay treo, lực nâng và công suất yêu cầu tăng khi tăng góc sải chung. Biến thiên của công suất yêu cầu phụ thuộc vào chuyển động lắc LC. Kết cấu CQ ba khớp có hiệu quả cao trong việc giảm công suất yêu cầu so với CQ cứng.

Khi bay bằng, lực nâng và công suất yêu cầu tăng khi tăng góc sải chung hoặc vận tốc bay. Cùng một khối lượng cất cánh, TT có thể bay bằng với các tham số bay khác nhau, vận tốc bay càng nhỏ thì yêu cầu góc sải chung càng lớn. Thực hiện bay bằng với tốc độ bay lớn, góc sải chung nhỏ sẽ giảm được công suất yêu cầu đối với hệ thống động cơ.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. 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.

[2]. Nguyen Khanh Chinh, Pham Vu Uy, "*Mô hình chuyển động lá cánh cánh quay trực thăng ba khớp xét đến tính chất phi tuyến không dừng khí động học*", Tạp chí Nghiên cứu KH – CN QS số 66, tháng 4-2020.

[3]. Lương Nguyễn Khánh Hưng, " *Nghiên cứu, thiết kế, chế tạo trực thăng nhỏ Phượng hoàng*" Đề tài độc lập cấp nhà nước, 1994.

[4]. Phạm Thành Đồng. "Nghiên cứu xác định đặc trưng khí động lực của cánh quay trực thăng xét đến sự tương tác với thân và mặt giới hạn". Luận án tiến sỹ kỹ thuật, Hà Nội 2020.

[5]. Nguyễn Minh Xuân. "*Nghiên cứu chuyển động vẫy của lá cánh quay trực thăng*". Luận án Tiến sỹ kỹ thuật, Hà Nội 2002.

[6]. Jyoti Ranjan Majhi, Ranjan Ganguli. *"Modeling Helicopter Rotor Blade Flapping Motion Considering Nonlinear Aerodynamics"*, CMES, vol.27, no.1, pp.25-36, 2008.

[7]. В.Б. Зозуля, Ю. П. Иванов, "*Практическая аэродинамическа вертолета Ми-8*", *Машиностроение*, Москва, 1977.

[8]. Володко А.М, "*Основы Летной Эксплуатации Вертолотов – Аэродинамика*", Москва Транспорт, 1984.

[9]. Моцарь. П.И., Удовенко В.А. "*Расчет углов атаки сечений лопасти и аэродинамических характеристик винта, зная распределение интенсивности вихревого слоя, в рамках метода дискретных вихрей*". Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии № 43, 2009.

ABSTRACT

SOME OF SURVEY RESULTS ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THREE JOINTS HELICOPTER ROTOR

Based on the established model and calculation program, the paper presents some of survey results on the aerodynamic characteristics of the helicopter rotor. In which the baldes are full of specific movements: flaping, lagging and pitching. The results include the dynamic response of the specific movements, lifting and drag moment characteristics on the rotating shaft of the helicopter rotor in some basic flight modes.

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

Nhận bài ngày 16 tháng 08 năm 2012
Hoàn thiện ngày 06 tháng 11 năm 2012
Chấp nhận đăng ngày 14 tháng 12 năm 2020

Địa chỉ: [1]Viện Tên lửa, Viện KH-CN quân sự;
[2]Học viện KTQS.
[*]Email: chinhnk301279@gmail.com.