PHƯƠNG PHÁP NHIỄU ĐỘNG NHỎ XÁC ĐỊNH TẢI KHÍ ĐỘNG TRÊN LÁ CÁNH QUAY TRỰC THĂNG KHI BAY

TS Đỗ Minh Khai, ThS Hoàng Anh Tú, *Quân chủng PK-KQ*

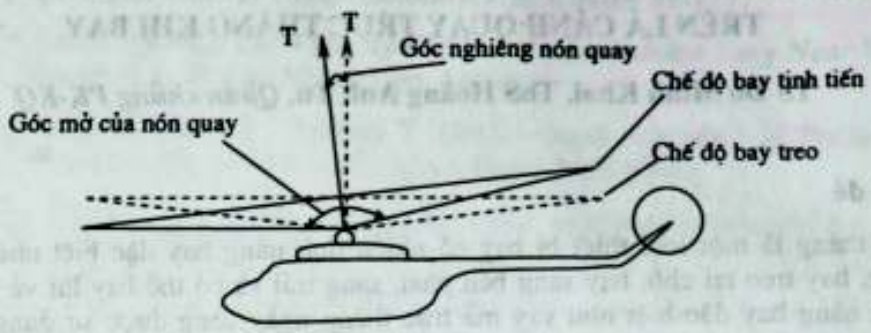
1. Đặt vấn đề

Trực thăng là một loại thiết bị bay có nhiều tính năng bay đặc biệt như: cất hạ cánh thẳng đứng, bay treo tại chỗ, bay sang bên phải, sang trái và có thể bay lùi về phía sau. Nhờ những tính năng bay đặc biệt như vậy mà trực thăng ngày càng được sử dụng rất phổ biến trong mọi lĩnh vực quân sự cũng như dân sự. Vì vậy việc nghiên cứu trực thăng về lý thuyết cũng như về khai thác thực tế đều rất cần thiết và có ý nghĩa.

Trên kết cấu trực thăng, cánh quay chính là thành phần rất quan trọng, nó có rất nhiều chức năng: tạo lực nâng cho trực thăng, tạo lực đẩy (kéo) cho trực thăng, ổn định và điều khiển trực thăng. Khi trực thăng bay, lá cánh quay (LCQ) tham gia đồng thời chuyển động tịnh tiến cùng trực thăng và chuyển động quay quanh trục cánh quay. Do vậy ở các góc quay khác nhau của LCQ tải khí động trên LCQ sẽ khác nhau và nó sẽ lặp theo chu kỳ quay của LCQ. Điều này làm cho mô men khí động trên LCQ thay đổi theo chu kỳ quay của LCQ và nó làm mỏi LCQ dẫn đến làm giảm tuổi thọ cánh quay. Để khắc phục điều này trên hầu hết các loại trực thăng người ta gắn LCQ với ổ quay thông qua bản lề ngang. Khi này LCQ có thể vẫy tự do quanh bản lề ngang. Nhưng khi LCQ vừa chuyển động quay quanh trục quay lại vừa chuyển động vẫy quanh bản lề ngang sẽ làm xuất hiện lực Coriolit trong mặt phẳng quay của LCQ. Lực Coriolit cùng với lực cản khí động trên LCQ cũng sẽ thay đổi theo các góc quay của LCQ. Điều này làm mô men uốn LCQ trong mặt phẳng quay sẽ thay đổi theo chu kỳ quay của LCQ và cũng gây mỏi và giảm tuổi thọ LCQ. Để khắc phục điều này người ta còn gắn LCQ vào ổ quay thông qua bản lề đứng. Khi này LCQ có thể lắc tự do trong mặt phẳng quay quanh bản lề đứng. Như vậy LCQ tham gia đồng thời nhiều chuyển động phức tạp. Các chuyển động này ảnh hưởng lẫn nhau, làm cho các đặc tính khí động của LCQ trực thăng rất phức tạp và việc xác định chính xác tải khí động trên LCQ trực thăng gặp rất nhiều khó khăn.

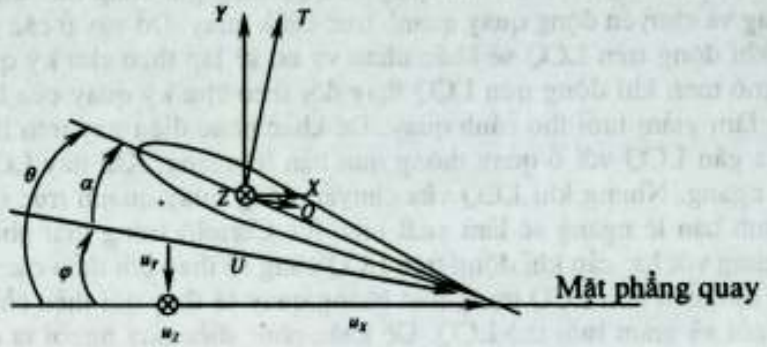
2. Sử dụng phương pháp nhiễu động nhỏ xác định tải khí động trên LCQ trực thăng

Từ việc nghiên cứu đặc điểm làm việc của cánh quay trực thăng [1] ta thấy rằng, khi trực thăng bay tịnh tiến các tham số động học của LCQ luôn thay đổi theo chu kỳ quay của cánh quay. Nhưng có một tham số luôn không đổi khi công suất động cơ không đổi, đó là góc mở của nón quay. Khi trực thăng bay toàn bộ nón quay nghiêng đi, còn góc mở của nón quay không đổi. Điều này được thể hiện trên hình 1. Như vậy khi LCQ quay một vòng thì các tham số động học của nó sẽ dao động xung quanh giá trị trung bình. Giá trị trung bình của các tham số động học của LCQ là các giá trị xác định tại vị trí trung lập của nón quay. Vị trí trung lập được xác định ở chế độ bay treo của trực thăng. Như vậy các tham số động học của LCQ có thể phân tích thành 2 thành phần: phần không đổi và phần thay đổi (nhiễu động). Trong thực tế khi trực thăng bay, nón quay nghiêng đi một góc tương đối nhỏ, do vậy giá trị của các tham số động học thay đổi một lượng cũng tương đối nhỏ. Căn cứ vào các đặc điểm trên ta thấy rằng có thể sử dụng phương pháp nhiễu động nhỏ [5] để xác định tải khí động trên LCQ trực thăng. Sau đây ta sẽ xác định tải khí động trên LCQ trực thăng bằng phương pháp nhiễu động nhỏ.



Hình 1. Đặc điểm làm việc của cánh quay trực thăng

Xét một phân tố LCQ có chiều dài theo sải là một đơn vị, dây cung là b, dòng không khí có tốc độ U chảy bao LCQ dưới góc tấn α (hình 2).



Hình 2. Sơ đồ mặt cắt LCQ trực thăng trong dòng khí

Để xác định các lực khí động tác dụng lên phân tố LCQ ta chọn hệ toạ độ gắn trên phân tố LCQ và quay theo trục quay của cánh quay. Góc lắp θ của LCQ sẽ được tính từ mặt phẳng quay. Trong hệ toạ độ trên, tốc độ dòng khí so với mặt phẳng phân tố LCQ có các thành phần là u_x và u_y. Thành phần tốc độ u_x nằm trong mặt phẳng quay và hướng theo chiều lực cản khí động; thành phần tốc độ thẳng đứng u_y vuông góc với mặt phẳng quay và hướng xuống dưới. Tốc độ tổng hợp của dòng khí trong thiết diện LCQ sẽ là $U = \sqrt{u_x^2 + u_y^2}$, góc tấn của thiết diện LCQ sẽ là $\alpha = \theta - \varphi$, trong đó $\varphi = arctg(u_y/u_x)$.

Lực nâng và lực cản khí động trên mặt cắt LCQ sẽ là:

$$T=0,5.C_y.\rho.U^2.b,$$

$$Q=0,5.C_x.\rho.U^2.b.$$

Lực nâng T vuông góc với tốc độ dòng tổng hợp U còn lực cản Q song song với U. Lực nâng và lực cản thành phần trên hệ trục toạ độ chọn ở trên sẽ là Y và X. Sau đây ta sẽ sử dụng các đại lượng không thứ nguyên $\overline{U} = U/\omega R$, $\overline{u}_x = u_x/\omega R$, $\overline{u}_y = u_y/\omega R$, $\overline{u}_z = u_z/\omega R$, ở đây ω là tốc độ góc của trục cánh quay; R là bán kính cánh quay. Các hệ số lực nâng $C_y=C_y(\alpha,M)$ và $C_x=C_x(\alpha,M)$ là các hàm của góc tấn $\alpha=(\theta - \varphi)$ và số Mach $M=M_K\overline{U}$, ở đây M_K là số Mach ở đầu mút LCQ ở chế độ bay treo.

Lực hướng kính trên tiết diện LCQ là:

$$Z = \frac{u_z}{U}Q - y'Y = \frac{1}{2}\rho U u_z b C_x - y'Y.$$

Thành phần thứ nhất thể hiện lực cản hướng kính của tiết diện lá, thành phần thứ hai là

hình chiếu của lực nâng Y theo phương hướng kính. Thành phần này xuất hiện là do độ uốn y' trong mặt phẳng vẫy của lá.

Các lực tác động trong tiết diện LCQ được xác định như sau:

$$Y = T.\cos\varphi - Q.\sin\varphi = (T u_X - Q u_Y)/U$$

$$X = T.\sin\varphi + Q.\cos\varphi = (T u_Y + Q u_X)/U .$$

Thay các giá trị của T và Q vào các biểu thức trên và chia cho gradien hệ số lực nâng a dây cung b và mật độ không khí ρ ta nhận được:

$$\overline{Y} = \frac{Y}{(\omega R)^2 \rho ab} = \overline{U}\left(\overline{u}_x \frac{C_y}{2a} - \overline{u}_y \frac{C_x}{2a}\right)$$

$$\overline{X} = \frac{X}{(\omega R)^2 \rho ab} = \overline{U}\left(\overline{u}_y \frac{C_y}{2a} + \overline{u}_x \frac{C_x}{2a}\right)$$

$$\overline{Z} = \frac{Z}{(\omega R)^2 \rho ab} = \overline{U}\overline{u}_z \frac{C_x}{2a} - y'\overline{Y} .$$

Bây giờ ta sẽ xác định các lực khí động thông qua các chuyển động nhiễu động của LCQ (sự thay đổi tốc độ và góc lắp LCQ). Như đã trình bày ở trên, mỗi một thành phần tốc độ dòng khí so với LCQ có thể phân tích thành hai thành phần: phần không đổi và phần thay đổi. Phần không đổi được xác định bằng sự làm việc ổn lập của cánh quay ở chế độ cân bằng, còn phần thay đổi được tạo ra là do chuyển động nhiễu động. Phần thay đổi này có giá trị tương đối nhỏ. Như vậy ta có thể biểu diễn góc lắp và tốc độ dưới dạng:

$$\theta = \theta_0 + \delta\theta, \qquad \overline{u}_x = \overline{u}_{x0} + \delta\overline{u}_x ,$$

$$\overline{u}_y = \overline{u}_{y0} + \delta\overline{u}_y , \quad \overline{u}_z = \overline{u}_{z0} + \delta\overline{u}_z .$$

Từ đây ta thể hiện các giá trị nhiễu động góc tấn, nhiễu động tốc độ và nhiễu động số Mach dưới dạng:

$$\delta\alpha = \delta\theta - \left(\overline{u}_x \delta\overline{u}_y - \overline{u}_y \delta\overline{u}_x\right)/\overline{U}^2 ,$$

$$\delta\overline{U} = \left(\overline{u}_x \delta\overline{u}_x + \overline{u}_y \delta\overline{u}_y\right)/\overline{U} ,$$

$$\delta M = M_K \delta\overline{U} ,$$

còn nhiễu động các hệ số lực khí động có thể viết dưới dạng:

$$\delta C_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}\delta\alpha + \frac{\partial C_y}{\partial M}\delta M = C_y^\alpha \delta\alpha + C_y^M \delta M ,$$

$$\delta C_x = \frac{\partial C_x}{\partial \alpha}\delta\alpha + \frac{\partial C_x}{\partial M}\delta M = C_x^\alpha \delta\alpha + C_x^M \delta M .$$

Nhiễu động các lực khí động được xác định bằng cách lấy vi phân các biểu thức $\overline{Y}$ và $\overline{X}$ cùng với việc sử dụng các kết quả ở trên để thể hiện các nhiễu động này thông qua $\delta\theta$, $\delta\overline{u}_x$ và $\delta\overline{u}_y$. Ta có:

$$\delta\overline{Y} = \left(\overline{U}\overline{u}_x \frac{C_y^\alpha}{2a} - \overline{U}\overline{u}_y \frac{C_x^\alpha}{2a}\right)\delta\theta +$$

$$+\left[-\frac{\bar{u}_x}{\bar{U}}\left(\bar{u}_x\frac{C_y^\alpha}{2a}-\bar{u}_y\frac{C_x^\alpha}{2a}\right)+\left(\frac{C_y}{2a}+M\frac{C_y^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x\bar{u}_y}{\bar{U}}-\left(\frac{C_x}{2a}+M\frac{C_x^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_y^2}{\bar{U}}-\frac{C_x}{2a}\bar{U}\right]\delta\bar{u}_x$$

$$+\left[\frac{\bar{u}_y}{\bar{U}}\left(\bar{u}_x\frac{C_y^\alpha}{2a}-\bar{u}_y\frac{C_x^\alpha}{2a}\right)+\left(\frac{C_y}{2a}+M\frac{C_y^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x^2}{\bar{U}}+\frac{C_y}{2a}\bar{U}-\left(\frac{C_x}{2a}+M\frac{C_x^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x\bar{u}_y}{\bar{U}}\right]\delta\bar{u}_y$$

$$=Y_\theta\delta\theta+Y_y\delta\bar{u}_y+Y_x\delta\bar{u}_x,$$

$$\delta\bar{X}=\left(\bar{U}\bar{u}_y\frac{C_y^\alpha}{2a}+\bar{U}\bar{u}_x\frac{C_x^\alpha}{2a}\right)\delta\theta+$$

$$+\left[-\frac{\bar{u}_x}{\bar{U}}\left(\bar{u}_y\frac{C_y^\alpha}{2a}+\bar{u}_x\frac{C_x^\alpha}{2a}\right)+\left(\frac{C_y}{2a}+M\frac{C_y^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_y^2}{\bar{U}}+\frac{C_y}{2a}\bar{U}+\left(\frac{C_x}{2a}+M\frac{C_x^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x\bar{u}_y}{\bar{U}}\right]\delta\bar{u}_y$$

$$+\left[\frac{\bar{u}_y}{\bar{U}}\left(\bar{u}_y\frac{C_y^\alpha}{2a}+\bar{u}_x\frac{C_x^\alpha}{2a}\right)+\left(\frac{C_y}{2a}+M\frac{C_y^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x\bar{u}_y}{\bar{U}}+\left(\frac{C_x}{2a}+M\frac{C_x^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x^2}{\bar{U}}+\frac{C_x}{2a}\bar{U}\right]\delta\bar{u}_x$$

$$=X_\theta\delta\theta+X_y\delta\bar{u}_y+X_x\delta\bar{u}_x.$$

$$\delta\bar{Z}=\left(\bar{U}\bar{u}_z\frac{C_x^\alpha}{2a}\right)\delta\theta+\left[-\frac{\bar{u}_x\bar{u}_z}{\bar{U}}\frac{C_x^\alpha}{2a}+\left(\frac{C_x}{2a}+M\frac{C_x^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_y\bar{u}_z}{\bar{U}}\right]\delta\bar{u}_y$$

$$+\left[\frac{\bar{u}_y\bar{u}_z}{\bar{U}}\frac{C_x^\alpha}{2a}+\left(\frac{C_x}{2a}+M\frac{C_x^M}{2a}\right)\frac{\bar{u}_x\bar{u}_z}{\bar{U}}\right]\delta\bar{u}_x+\left[\bar{U}\frac{C_x}{2a}\right]\delta\bar{u}_z-\bar{Y}\delta y'-(y')\delta\bar{Y}$$

Đối với cánh quay trực thăng chịu tải nhỏ, tốc độ dòng khí chảy bao LCQ không lớn, nên khi phân tích khí động các loại cánh quay này có thể sử dụng giả thiết các góc nhỏ. Có nghĩa là θ, φ và Cx/Cy rất nhỏ so với 1. Từ đây suy ra α và u_y/u_x cũng rất nhỏ, $U \approx u_x$ và $\varphi \approx u_y/u_x$. Khi này các lực tác dụng trong thiết diện LCQ sẽ là:

$$\bar{Y}\approx\bar{T}\approx\bar{u}_x^2\frac{C_y}{2a},$$

$$\bar{X}\approx\bar{u}_x\bar{u}_y\frac{C_y}{2a}+\bar{u}_x^2\frac{C_x}{2a},$$

$$\bar{Z}\approx\bar{u}_x\bar{u}_z\frac{C_x}{2a}-y'\bar{Y}.$$

Mặt khác ở các góc tấn nhỏ gradien hệ số lực nâng có thể coi là không đổi và không có đứt dòng. Khi này $C_y = a\alpha = a(\theta - u_y/u_x)$ và ta có:

$$\bar{Y}=\frac{1}{2}\bar{u}_x^2\alpha=\frac{1}{2}\left(\bar{u}_x^2\theta-\bar{u}_x\bar{u}_y\right)$$

$$\bar{X}=\frac{1}{2}\bar{u}_x\bar{u}_y\alpha+\bar{u}_x^2\frac{C_x}{2a}=\frac{1}{2}\left(\bar{u}_x\bar{u}_y\theta-\bar{u}_y^2\right)+\bar{u}_x^2\frac{C_x}{2a}.$$

Với các giả thiết góc nhỏ như vậy các biểu thức nhiễu động lực có dạng:

$$\delta\bar{Y}=\frac{1}{2}\bar{u}_x^2\delta\theta-\frac{1}{2}\bar{u}_x\delta\bar{u}_y+\frac{1}{2}\left(\bar{u}_y+2\bar{u}_x\alpha\right)\delta\bar{u}_x,$$

$$\delta\overline{X} = \frac{1}{2}\overline{u}_x\overline{u}_y\delta\theta + \frac{1}{2}\left(\overline{u}_x\alpha - \overline{u}_y\right) + \left(\frac{1}{2}\overline{u}_y\theta + 2\overline{u}_x\frac{C_x}{2a}\right)\delta\overline{u}_x,$$

$$\delta\overline{Z} = \frac{C_z}{ab}\overline{u}_z\delta\overline{u}_x + \frac{C_x}{2a}\overline{u}_x\delta\overline{u}_z - \overline{Y}\delta y' - (y')\delta\overline{Y}.$$

Cùng với việc đơn giản hoá ở trên, ở đây ta cũng bỏ qua sự chảy ngược và các thành phần C_x^a, C_y^M và C_x^M. Như vậy các biểu thức xác định lực trong mặt cắt LCQ nhận được ở trên vừa thể hiện được qui luật cơ bản của khí động học LCQ vừa cho phép thực hiện phép tích phân giải tích.

Bây giờ ta đi xác định các thành phần không đổi và các nhiễu động tốc độ. Tốc độ bay tịnh tiến của trực thăng ở chế độ ổn lập phụ thuộc vào đặc trưng chế độ làm việc và hệ số chảy:

$$\mu = \frac{V\cos\alpha_{mq}}{\omega R}, \quad \lambda_{mq} = \lambda_i + \mu tg\alpha_{mq},$$

ở đây V là tốc độ tịnh tiến của trực thăng, $\lambda_i = \frac{v_i}{\omega R}$ là hệ số chảy cảm ứng, v_i là tốc độ cảm ứng của cánh quay, α_{mq} là góc tấn của mặt phẳng quay. Tốc độ dòng tương đối trong mặt phẳng quay được thể hiện bằng tốc độ quay của LCQ và tốc độ bay của trực thăng, các thành phần của nó bằng $\overline{u}_x = \overline{r} + \mu\sin\psi$ và $\overline{u}_z = \mu\cos\psi$, ở đây $\overline{r} = r/R$ là bán kính không thứ nguyên. Từ đây ta thấy rằng các lực khí động được xác định bằng các tốc độ $\overline{u}_x$ và $\overline{u}_z$ sẽ chỉ phụ thuộc vào μ. Góc lắp θ của lá và tốc độ $\overline{u}_y$ phụ thuộc vào chế độ làm việc của cánh quay, một phần phụ thuộc vào hệ số lực kéo và μ. Vì vậy các lực khí động mà trong các biểu thức của chúng có các giá trị không đổi θ hoặc $\overline{u}_y$ sẽ yêu cầu xác định các giá trị góc tấn và tải ở một chế độ làm việc xác định. Khi bay tịnh tiến tốc độ của LCQ và tải trên nó sẽ thay đổi theo chu kỳ do chuyển động quay và tịnh tiến đồng thời của LCQ. Điều này làm cho các hệ số trong các phương trình chuyển động cũng biến đổi theo chu kỳ. Ở chế độ bay treo và bay thẳng đứng, cánh quay nằm trong dòng đối xứng, vì vậy phương trình chuyển động đối với các trường hợp này sẽ có các hệ số không đổi.

Mô men khí động so với bản lề ngang và bản lề đứng sẽ là:

$$M_x = \int_0^1 \eta_\beta \overline{Y} d\overline{r}, \quad M_y = \int_0^1 \eta_\zeta \overline{X} d\overline{r},$$

ở đây η_β và η_ζ là dạng tông dao động chính của chuyển động vẫy và lắc.

Trong trường hợp có chuyển động lắc cần phải xét các lực và tốc độ dòng khí trong mặt phẳng quay. Nhiễu động tốc độ $\overline{u}_x$ gây ra sự thay đổi áp lực động và sự thay đổi nhỏ góc tấn. Sự thay đổi lực nâng khi này nhỏ hơn nhiều so với khi thay đổi $\delta\theta$ và $\delta\overline{u}_y$, vì $\delta\theta$ và $\delta\overline{u}_y$ ảnh hưởng trực tiếp đến góc tấn. Các lực trong mặt phẳng quay được thể hiện bằng sự thay đổi lực cản cảm ứng và vì vậy nhỏ hơn nhiều so với lực trong mặt phẳng vẫy. Nhiễu động $\overline{u}_x$ trong biểu thức đối với $\delta\overline{X}$ sẽ làm thay đổi cả lực cản prophin do nhiễu động áp lực động. Nhiễu động góc lắp và tốc độ thẳng đứng sẽ là:

$$\delta\theta = \theta - K_\beta\beta, \quad \delta\overline{u}_y = \lambda + \eta_\beta\dot{\beta} + \eta'_\beta\beta\overline{u}_z.$$

ở đây θ, λ, β là những độ lệch nhỏ so với các giá trị cân bằng.

Sự lắc sẽ tạo ra nhiễu động tốc độ:

$$\delta\bar{u}_x = -\eta_\zeta\dot{\zeta} - \eta'_\zeta\zeta\bar{u}_z$$

Lấp các nhiễu động lực và nhiễu động tốc độ vào công thức tính mô men ta nhận được các mô men trong mặt phẳng vẫy và mặt phẳng quay:

$$M_x = M_\theta(\theta - K_P\beta) + M_\lambda\lambda + M_{\dot\beta}\dot\beta + M_\beta\beta + M_{\dot\zeta}\dot\zeta + M_\zeta\zeta$$

$$M_y = Q_\theta(\theta - K_P\beta) + Q_\lambda\lambda + Q_{\dot\beta}\dot\beta + Q_\beta\beta + Q_{\dot\zeta}\dot\zeta + Q_\zeta\zeta,$$

ở đây các hệ số khí động bằng:

$$M_\theta = \int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\beta\bar{u}_z^2 d\bar{r}, \quad M_\lambda = -\int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\beta\bar{u}_x d\bar{r},$$

$$M_{\dot\beta} = -\int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\beta^2\bar{u}_x d\bar{r}, \; M_\beta = -\bar{u}_z\int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\beta\eta'_\beta\bar{u}_x d\bar{r},$$

$$M_{\dot\zeta} = -\int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\beta\eta_\zeta(\bar{u}_y + 2\bar{u}_x\alpha)d\bar{r}, \; M_\zeta = -\bar{u}_z\int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\beta\eta''_\beta(\bar{u}_y + 2\bar{u}_x\alpha)d\bar{r},$$

$$Q_\theta = \int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\zeta\bar{u}_x\bar{u}_y d\bar{r}, Q_\lambda = \int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\zeta(\bar{u}_x\alpha - \bar{u}_y)d\bar{r},$$

$$Q_{\dot\beta} = \int_0^1 \frac{1}{2}\eta_\zeta\eta_\beta(\bar{u}_x\alpha - \bar{u}_y)d\bar{r}, \; Q_\beta = \bar{u}_z\int_0^1 \frac{1}{2}\mu_\zeta\eta'_\beta(\bar{u}_x\alpha - \bar{u}_y)d\bar{r},$$

$$Q_{\dot\zeta} = -\int_0^1 \eta_\zeta^2\left(\frac{1}{2}\bar{u}_y\theta + 2\bar{u}_x\frac{C_x}{2a}\right)d\bar{r}, \; Q_\zeta = -\bar{u}_z\int_0^1 \eta_\zeta\eta'_\zeta\left(\frac{1}{2}\bar{u}_y\theta + 2\bar{u}_x\frac{C_x}{2a}\right)d\bar{r}.$$

Các hệ số M_θ, M_λ, $M_{\dot\beta}$ và M_β là các mô men trong mặt phẳng vẫy, chúng được tạo ra nhờ sự thay đổi lực nâng do nhiễu động góc tấn. Các hệ số này được xác định bằng đặc tính chế độ làm việc và dạng tông dao động vẫy của LCQ. Ở các hệ số khác có tốc độ hoặc lực trong mặt phẳng quay, để xác định các hệ số này cần phải biết các thông số chuyển động ổn lập của LCQ (θ, u_y, α, u_x, u_z). Các hệ số này phụ thuộc vào chế độ làm việc của cánh quay, đặc biệt phụ thuộc vào hệ số lực kéo.

3. Kết luận

Chuyển động của LCQ trực thăng rất phức tạp, các chuyển động này có ảnh hưởng qua lại lẫn nhau rất đa dạng. Vì vậy việc xác định chính xác các giá trị tải khí động tác dụng lên LCQ là một việc khó khăn và phức tạp.

Tuy nhiên với phương pháp nhiễu động nhỏ nghiên cứu ở trên, ta có thể xác định được các mô men khí động gây uốn LCQ trong mặt phẳng quay và mặt phẳng vẫy. Trong các biểu thức xác định các mô men này có đầy đủ các thông số chuyển động vẫy và chyển động lắc của LCQ. Thông qua các biểu thức xác định các mô men này ta có thể khảo sát ảnh hưởng của các yếu tố, các chuyển động (đặc biệt là chuyển động vẫy và lắc LCQ) đến tải khí động trên LCQ trực thăng. Với khả năng của các công cụ tính toán hiện nay ta có thể khảo sát ảnh hưởng từng yếu tố đến đặc tính khí động LCQ, cũng như việc tác động đồng thời của một số yếu tố. Đây cũng là nội dung vấn đề đặt ra cho tác giả nghiên cứu tiếp theo.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

1. А.М Володко–*основы лётной эксплуатации вертолётов*, Москва Транспорт 1984.
2. В.Н.Зайцев -*Конструкция и прочность самолётов,* Издательское объединение " Вища школа" Киев 1974.
3. Г.И. Житомирский - *Конструкция самолётов,* Москва Машиностроение 1995.
4. К.Д.Миртова и Ж.С.Черненко - *Конструкция и прочность самолётов и вертолётов*, Москва Транспорт 1972.
5. У. Джонсон - *Теория вертолёта*, Москва "Мир" – 1983.

THE METHOD OF SMALL DISTURBANCES TO DETERMINE THE AERODYNAMIC LOAD ON HELICOPTER'S ROTOR BLADES

Đo Minh Khai, Hoang Anh Tu

Abstract: *During the flight, helicopter rotor blades participate a complicated move. This move is in different forms which affected each other. This move also causes the changes of aerodynamic load on each blade, so calculating aerodynamic load on each blade meets some difficulties. This article is written to show summaries of characteristics and law of air flow on rotor blades. From them, the method of small disturbances to determine the aerodynamic capacity on helicopter rotor blades is used. This method allows to research the effect of wave form and shake form of blade's moving on rotor plane*