

PHÂN TÍCH ẢNH HƯỞNG CÁC THÔNG SỐ BIẾN ĐỔI TRONG CHUYỂN ĐỘNG TĨNH CỦA ROBOT BAY QUADCOPTER

ANALYSIS OF INFLUENCE OF CHANGE VARIABLES IN STATIC MOVEMENT OF QUADCOPTER ROBOTS

Nguyễn Hoàng Mai

Trường Đại học Bách khoa, Đại học Đà Nẵng; nhmai@dut.udn.vn

Tóm tắt - Hiện nay, robot quadcopter đang chủ yếu dùng để giải trí. Tuy nhiên, một số công ty đã hướng đến sản xuất robot lớn để chở hàng và người, ứng dụng trong công việc phục vụ sản xuất, cứu hộ, đời sống, an ninh quốc phòng... Đây là một hướng nghiên cứu phát triển ứng dụng có triển vọng cho tương lai gần. Trong đó, vấn đề chuyển động tĩnh, là trạng thái treo lơ lửng của robot trong môi trường nhiễu khí động, rất khó thực hiện và hiện nay cũng chưa được nghiên cứu nhiều vì đó là bài toán phi tuyến mạnh và nhiều biến. Vì vậy, bài báo này đi sâu phân tích một số vấn đề tác động lên robot quadcopter trong trạng thái treo, là nhiễu khí động ngang và xoáy, để làm nền tảng cho việc phát triển ứng dụng cao hơn trong những nghiên cứu tiếp theo. Những kết quả đưa ra đã giải thích rõ tính phù hợp của lý thuyết, đó cũng là nền tảng để xây dựng các bộ điều khiển cho đối tượng phi tuyến mạnh chuyển động trong không khí.

Từ khóa - robot quadcopter; khí động học; khung tọa độ quán tính; khung tọa độ thân; bay; xoáy; trạng thái treo.

1. Đặt vấn đề

Mô hình quadcopter

Để phân tích mô hình của quadcopter, đầu tiên ta xét cho một cánh quạt. Trong hệ thống 4 cánh quạt, nếu các cánh xa nhau thì có thể xem ảnh hưởng của chúng lên robot là độc lập. Khi đó ta sẽ có các phương trình cơ bản của robot bao gồm:

- Phương trình tổng hợp lực;
- 3 phương trình quan hệ động học;
- Phương trình động lượng;
- 4 phương trình cân bằng mômen quay xung quanh thân tự do;
- 4 phương trình của động cơ, có thể là động cơ điện d.c hoặc động cơ turbine chạy bằng khí gas.

Như vậy, qua đó có thể thấy khi đã đơn giản hóa mô hình thì hệ thống các phương trình điều khiển quadcopter vẫn rất nhiều. Sau đây sẽ lần lượt phân tích và đưa ra các phương trình trên.

Sơ đồ minh họa mô hình quadcopter như Hình 1. Trong đó xuất hiện 2 hệ tọa độ, đó là:

- Hệ tọa độ thể hiện chuyển động quay Roll-Pitch-Yaw (RPY);
- Hệ tọa độ thể hiện chuyển động tịnh tiến theo các phương XYZ.

Các thông số mô tả chuyển động và lực bao gồm:

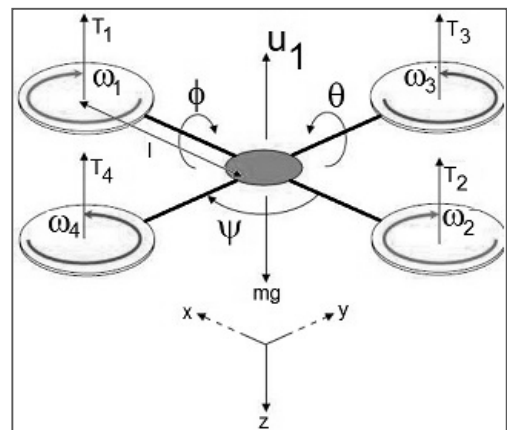
- $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$ là các vận tốc góc của cánh quạt, cũng đồng thời là vận tốc góc của động cơ.
- T_1, T_2, T_3, T_4 là các lực nâng lên của cánh quạt tạo ra.
- mg là tổng trọng lực của cơ hệ, lý tưởng thì trọng

Abstract - Nowadays, quadcopter robots are used primarily for entertainment. However, some companies have been thinking of producing large robots for carrying cargo and people to be applied in production work, life, rescue, security and defense... This is a development-oriented research that can be applied in the near future. In particular, the static movement is the state in which the robot is hung in aerodynamic noise environments is very difficult to implement and has not been widely studied because it is the strongest non-linear problem with many variables. Therefore, this paper deeply analyzes some impact on the state of quadcopter robots hung in a horizontal and rotational aerodynamic noise environment to create a basis for developing more applications in the next studies. The obtained results explain the relevance of the theory, that is also the foundation to build the controllers for nonlinear strong movement in the air.

Key words - quadcopter robot; aerodynamics; inertial frame; body frame; fly; rotational; hanging status

tâm của cơ hệ nằm ở tâm khối hệ thống. Tuy nhiên, tọa độ trọng tâm có thể thay đổi nếu cánh quạt sử dụng loại có thể điều chỉnh hướng và góc phương vị cánh.

- θ, ϕ, ψ là các góc định hướng RPY.



Hình 1. Mô tả các hệ tọa độ chuyển động của robot

1.1. Các phương trình động học

Nếu coi cả cơ hệ robot là hệ liên kết cứng với trọng tâm tập trung, thì chuyển động của cả hệ sẽ gắn liền với chuyển động các phần tử. Trong đó sử dụng một số hệ tọa độ:

- Hệ tọa độ quán tính (inertial frame) $\{CS_i\} = [x_i \ y_i \ z_i]$: gắn liền với mặt đất cố định tại một vị trí nào đó. Thường để thống nhất, ta chọn trục x hướng về phía bắc, trục y hướng về phía đông và trục z hướng về tâm trái đất.

- Hệ tọa độ thân robot (body frame) $\{CS_b\} = [x_b \ y_b \ z_b]$, trong đó trục x_b hướng về motor phía trước, trục y_b hướng về motor bên phải và trục $z_b = x_b \times y_b$, tâm hệ là trọng tâm của robot.

- Hệ tọa độ chính (vehicle frame) $\{CS_v\} = [x_v \ y_v \ z_v]$: là hệ tọa độ có gốc trùng trọng tâm của robot, các trục tương ứng với trục của hệ tọa độ quán tính khi chính, nghĩa là hệ quay quanh trục z_v để sao cho hai trục x_v, y_v trùng phương với x_i, y_i và hướng quay quanh trục y_v sao cho hai trục x_v, z_v trùng phương với x_i, z_i .

Sử dụng các biến sau đây để mô tả động học của quadcopter [5]:

$\eta = [xyz]^T$ là vector mô tả vị trí gốc tọa độ của hệ $\{CS_b\}$ nhìn về $\{CS_i\}$;

$\eta_2 = [\phi \theta \psi]^T$ là vector mô tả góc quay trong hệ RPY của CS_v so với $\{CS_i\}$;

$v_1 = [uvw]^T$ là vận tốc dài của hệ $\{CS_b\}$ so với $\{CS_i\}$;

$v_2 = [pqr]^T$ là vận tốc góc của thân từ hệ $\{CS_b\}$ so với $\{CS_i\}$;

$r_G = [x_G \ y_G \ z_G]^T$ là khoảng cách từ gốc của $\{CS_b\}$ đến trọng tâm của thân.

Ma trận biến đổi giữa hai hệ tọa độ được thực hiện thông qua phép nhân với ma trận quay theo 3 trục cơ bản $^{CS_b}_{CS_i} R(\cdot)$ như sau:

$$\dot{\eta}_1 = {}^{CS_i}_{CS_b} R(\eta_2) v_1 \quad (1)$$

Vận tốc của thân robot được xác định:

$$\dot{\eta}_2 = Q(\eta_2) \cdot v_2, \quad Q(\eta_2) = \begin{bmatrix} 1 & s\phi\theta & c\phi\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{bmatrix} \quad (2)$$

Từ đó ta có phương trình mô tả động học của đối tượng như sau:

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}^{CS_i}_{CS_b} R(\eta_2) & 0 \\ 0 & Q(\eta_2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} \Rightarrow \dot{\eta} = J(\eta_2) \cdot v \quad (3)$$

1.2. Động lực học

Ta gọi tensor quán tính của robot là I_A và kí hiệu [1]:

$$I_A = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \Rightarrow I_A = I_A^T > 0 \quad (4)$$

Trong đó, I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} là mô men quán tính của robot theo các trục x , y , z trong hệ tọa độ CS_b . Vì các trục của hệ thẳng hàng với các trục của robot, nên $I_{xy} = I_{xz} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zx} = I_{zy} = 0$. Từ các định nghĩa trên, ta viết được các phương trình lực theo các tọa độ và mô men bao gồm 6 thang phân $F_x, F_y, F_z, T_\phi, T_\theta, T_\psi$ như [5].

Sáu thành phần lực và mô men này có thể được viết thành dạng phương trình động lực tổng quát của cơ hệ theo dạng:

$$M\ddot{v} + C(v)v + Dv + g_i(\eta) = \tau \quad (5)$$

Ở đây: $\eta = [\eta_1 \ \eta_2]^T$ là vector vị trí và hướng; $v = [v_1 \ v_2]^T$ là vector vận tốc dài và vận tốc góc. M là ma trận quán tính của robot. Ma trận $C(v)$ đặc trưng cho mô tả lực Coriolis và lực ly tâm các chuyển động quay của thân robot và cánh quạt [5]. Ma trận D đặc trưng cho lực ma sát động của hệ.

1.3. Xác định lực nâng cánh quạt

Gọi v_i là vận tốc đi lên của cánh quạt, V_c là vận tốc dòng khí di chuyển coi là thẳng góc vào cánh quạt, thì vận tốc tổng hợp tại một điểm trên bề mặt cánh cách tâm trục một khoảng y được xác định [2]:

$$U = \left[(V_c + v_i)^2 + (\Omega y)^2 \right]^{1/2} \quad (6)$$

Tuy vậy, do vận tốc góc của cánh quạt rất lớn, nên trong (6) ta có thể lấy gần đúng:

$$U = \Omega y \quad (7)$$

Từ đó ta xác định được góc tới của vận tốc:

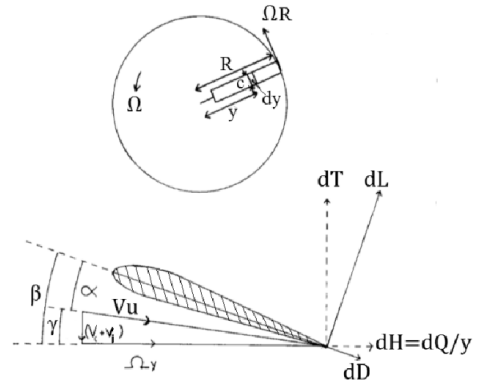
$$\gamma = \tan^{-1} \left[(V_c + v_i) / \Omega y \right] = (V_c + v_i) / \Omega y \quad (8)$$

Lực nâng lên dL và lực đẩy tới dD cho một vi phần cánh có chiều rộng c và chiều dài dy được xác định theo:

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c dy C_L \quad (9)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c dy C_D \quad (10)$$

Trong đó: ρ là mật độ không khí, giả thiết là không khí không bị nén thì ρ được coi là không đổi trong vùng chuyển động; c là phần diện tích cánh tính từ tâm quay ra đến vi phần dy , C_L và C_D là các hệ số thể hiện lực nâng và lực đẩy, phụ thuộc vào từng loại cánh khác nhau.



Hình 2. Mô tả cánh quạt và các tham số chuyển động cánh

$$C_D = 4 \left(\frac{v_h}{V_c} \right)^2; \quad v_h = \sqrt{(V_c + v_i) v_i} \quad (11)$$

v_h được gọi là vận tốc liệng của cánh quạt ngay tại bề mặt trên của cánh.

$$C_L = a \alpha \quad (12)$$

Với a là hệ số được xác định bằng thực nghiệm.

Thực tế, C_D và C_L là những đại lượng phi tuyến, vì dòng khí bị xoáy ở các đầu cánh và trượt hỗn loạn trên hai bề mặt cánh quạt, nên các công thức (11), (12) chỉ là tuyến tính hóa gần đúng.

Lực nâng thẳng góc của một vi phần cánh quạt sẽ là:

$$dT = dL \cos \gamma - dD \sin \gamma \quad (13)$$

Từ (10) và (13) ta xác định được lực đẩy và lực nâng của một cánh quạt:

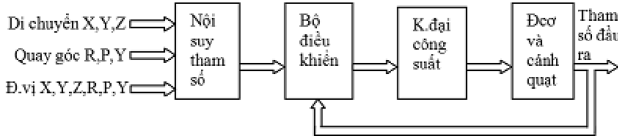
$$D = \int_0^R \frac{1}{2} \rho U^2 c C_D dy \quad (14)$$

$$T = \int_0^R (dL \cos \gamma - dD \sin \gamma) \quad (15)$$

2. Xây dựng mô hình điều khiển

2.1. Mô hình điều khiển tổng quát

Hệ thống điều khiển của robot quadcopter bao gồm 4 kênh song song, mỗi kênh điều khiển một động cơ. Với robot loại nhỏ, do cánh cứng nên tất cả mọi tham số điều khiển được quy về một đại lượng duy nhất là tốc độ cánh quạt. Tuy nhiên, khi kích thước robot tăng, mang tải trọng lớn thì có thể điều khiển thêm một số bậc tự do của cánh quạt. Vấn đề điều khiển góc cánh quạt sẽ được giới thiệu ở những bài báo khác.



Hình 3. Sơ đồ khối hệ thống điều khiển

Trong Hình 3, các tín hiệu đặt bao gồm thông số di chuyển theo 3 tọa độ thân X, Y, Z . Các tọa độ góc quay để định hướng trong không gian R, P, Y và các thông số định vị cuối cùng là thông số tham chiếu của 6 tọa độ trên. Từ các thông số đặt đó, bộ nội suy sẽ tính toán các giá trị chuyển động cho các biến tọa độ tương ứng, gọi là biến khớp q_i , $i = 1 \dots 6$. Sau đó đưa đến bộ điều khiển gồm 4 kênh điều khiển tốc độ của 4 động cơ robot.

Kết hợp (6) với (9), (10) và (14), (15), ta nhận được quan hệ giữa lực nâng của cánh quạt với tốc độ quay của cánh quạt tương ứng là:

$$D = \frac{n}{2} \rho \Omega^2 \int_0^R c C_D y^2 dy \quad (16)$$

$$T = \frac{n}{2} \rho \Omega^2 \int_0^R (C_L \cos \gamma - C_D \sin \gamma) y^2 dy \quad (17)$$

Trong đó, n là số cánh quạt của một rotor, thông thường là 2 hoặc 4. Các tham số C_L và γ là những lượng không cố định theo bề mặt cánh và biến thiên phi tuyến theo lực cản tác động lên cánh quạt tương tác với mô men xoắn của cánh trên bề mặt không đồng đều. Lưu ý rằng D và T là lực cho mỗi cánh quạt (14), (15). Công thức (16), (17) cho thấy lực đẩy tỉ lệ với bình phương tốc độ quay cánh quạt, nhưng thành phần tích phân phía sau lại là phi tuyến, nên kết quả D và T là những lượng phi tuyến theo tốc độ Ω .

Công thức (16), (17) dùng khi các lực nâng T và lực đẩy D của các cánh quạt cân bằng, còn trong chế độ điều khiển vị trí và hướng liên tục thì được viết lại như sau:

$$T = T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \quad (18)$$

$$D = D_1 + D_2 + D_3 + D_4 \quad (19)$$

2.2. Mô tả lớp không khí ảnh hưởng đến chuyển động

Thành phần ρ trong (21), (22) quyết định lực nâng của cánh quạt. Điều đó có nghĩa là, nếu mật độ không khí ρ thay đổi thì phải điều chỉnh tốc độ cánh quạt tương ứng để giữ vị trí cho robot. Nếu muốn tăng độ cao của robot thì cần tăng tốc độ cánh quạt để đưa robot lên đến độ cao xác

định, sau đó điều khiển T để cân bằng với trọng lực tại đó. Lớp đệm khí được mô tả với giả thiết:

- Môi trường không khí không chịu ảnh hưởng của gió và hơi nước;

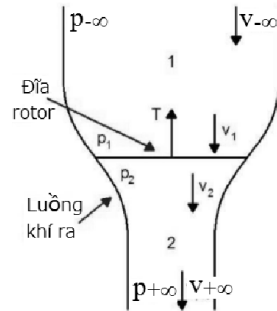
- Không khí chuyển động tự do và không bị nén.

Khi đó, ở mặt trên của cánh quạt, vận tốc luồng khí vào sẽ tác động lên mặt trên cánh với vận tốc v_1 và chui ra khỏi đĩa cánh với vận tốc v_2 ;

Lực đẩy cung cấp bởi cánh quạt được tạo ra tỷ lệ với hiệu của 2 áp lực trên và dưới đĩa (p_1 và p_2).

$$T_{MT} = A(p_1 - p_2) \quad (20)$$

$$T_{MT} = \dot{m}_A (v_{-\infty} - v_{+\infty}) = \rho_A A v_1 (v_{-\infty} - v_{+\infty}) \quad (21)$$



Hình 4. Mô tả lớp đệm khí

Trong đó: $A[m^2]$ là diện tích của đĩa cánh quạt. $\dot{m}_A[kg/s]$ là độ thay đổi của khối lượng không khí qua đĩa. Các quan hệ giữa vận tốc và áp suất dòng khí tuân theo phương trình Bernoulli [11]:

$$p_{-\infty} + \frac{1}{2} \rho_A v_{-\infty}^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho_A v_1^2 \quad (22)$$

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho_A v_2^2 = p_{+\infty} + \frac{1}{2} \rho_A v_{+\infty}^2 \quad (23)$$

Vì vận tốc vô cùng ở trên và dưới cánh quạt của luồng khí là như nhau, nên trong (22), (23) ta có vận tốc dòng khí ngay tại mặt trên đĩa:

$$v_1 = (v_{+\infty}) / 2 \quad (24)$$

Từ (21), ta có:

$$T_{MT} = 2\rho_A A v_1^2 \quad (25)$$

3. Phân tích ảnh hưởng tham số môi trường lên hệ thống quadcopter

Dựa vào các phương trình mô tả ở trên, tác giả bài báo đưa một số phân tích và nhận xét ảnh hưởng tác động của môi trường lên lớp đệm khí lên các tham số của hệ thống. Từ đó đề xuất những biện pháp để điều khiển robot đảm bảo chuyển động treo trong môi trường không tĩnh như sau:

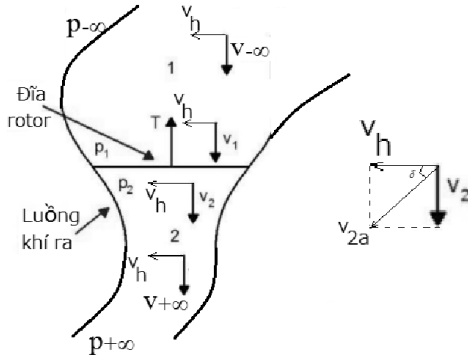
3.1. Khi có dòng không khí chuyển động ngang

Gọi vận tốc dòng không khí chuyển động ngang là v_h , thì từ Hình 4, ta có thể vẽ lại các vector vận tốc luồng không khí như Hình 5, với giả thiết là robot còn thăng bằng, với vận tốc 4 cánh như nhau, đồng thời giả thiết thêm là dòng không khí chuyển động ngang đi qua toàn bộ thân robot từ phải qua trái.

Gọi vận tốc dòng khí đập vào mặt trên cánh là v_{1a} và mặt dưới cánh là v_{2a} , ta thấy:

$$v_{1a} \sin \delta = v_1; v_{2a} \sin \delta = v_2 \quad (26)$$

Từ đó ta thấy, nếu v_h càng lớn thì v_1 và v_2 càng nhỏ. Kết hợp (26) với (6), (14), (15) cho thấy, nếu δ nhỏ thì 5 lực nâng T và lực đẩy D do cánh quạt sinh ra càng nhỏ. Giá trị δ phụ thuộc vào độ lớn v_h , khi v_h tiến đến vô cùng thì $\delta \rightarrow 0$. Do đó trong trường hợp này, nếu muốn giữ nguyên được trạng thái vị trí thì biện pháp sử dụng có thể dùng:



Hình 5. Chuyển động có dòng khí ngang

- Tăng vận tốc quay cánh quạt, theo (46), tức là tăng Ω để tăng góc δ .

- Vì hai lực nâng ở hai cánh đối xứng luôn cùng hướng, nên sử dụng các tính toán (8), (9), (10), (11), (12) để điều chỉnh thân robot tạo thành góc nghiêng $-\delta$, khi đó các vận tốc Ω của hai cánh đối diện sẽ khác nhau.

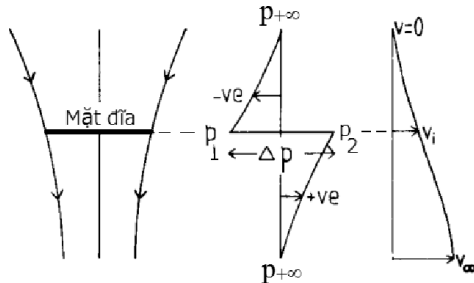
3.2. Khi có dòng khí chuyển động thẳng đứng

Trường hợp dòng khí tự nhiên chuyển động thẳng đứng, hoặc từ dưới lên hoặc từ trên xuống thì vận tốc v_2 hoặc v_1 sẽ bị thay đổi. Cụ thể:

- Nếu dòng khí chuyển động lên với vận tốc v_a thì vận tốc dòng khí ngay dưới cánh sẽ có dạng:

$$v_{2a} = v_2 - v_a \quad (27)$$

Với v_2 là vận tốc không khí tĩnh. Thực tế $v_a < v_2$ nên $v_{2a} < v_2$. Từ công thức (23) cho thấy áp suất p_2 lúc này sẽ tăng lên để đảm bảo cân bằng với áp suất $p_{+\infty}$. Vì p_1 không thay đổi, nên chênh lệch áp suất Δp giảm, dẫn đến theo (20) thì lực nâng tại bề mặt trên đĩa sẽ giảm xuống. Robot có xu hướng đi lên [5].



Hình 6. Mô tả chênh lệch áp suất

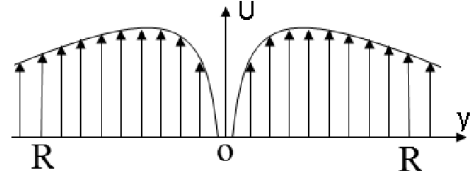
- Nếu dòng khí chuyển động đi xuống với vận tốc v_a , thì khi đó, vận tốc dòng khí ngay trên bề mặt cánh sẽ là:

$$v_{1a} = v_1 + v_a \quad (28)$$

Theo (22), do vận tốc tăng nên áp suất p_1 sẽ giảm, đồng thời p_2 lại có xu hướng tăng, nên lực nâng tại bề mặt cánh dưới giảm xuống. Robot có xu hướng đi xuống.

3.3. Khi có dòng không khí xoáy cả hai mặt trên và dưới của cánh quạt

Trong trường hợp này, chiều của dòng xoáy ảnh hưởng rất lớn đến chênh lệch áp suất, dẫn đến thay đổi lực nâng. Bản chất dòng xoáy có chiều không xác định. Theo (18) ta thấy vận tốc luồng khí không đồng đều nhau tại mọi điểm trên bề mặt cánh. Căn cứ theo (6) và (7) ta vẽ được biểu đồ vận tốc sản sinh luồng khí đi xuống như Hình 7.



Hình 7. Mô tả vận tốc theo chiều dài cánh

Từ đó, nếu xuất hiện dòng khí xoáy thì vector vận tốc sẽ đổi hướng và cả độ lớn. Ở đây, cần lưu ý là dòng khí xoáy quanh toàn bộ thân quadcopter, chứ không phải chỉ riêng một cánh quạt.

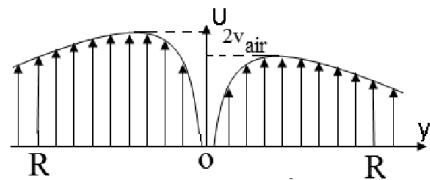
Gọi vận tốc dài của luồng khí xoáy là v_{air} , vận tốc này độc lập với chuyển động của robot, nên ta có vận tốc tổng tại một điểm i bất kì trên cánh:

$$\vec{v}_i = \vec{U} + \vec{v}_{air} \quad (29)$$

Công thức (29) mô tả vector vận tốc. Nếu giả thiết dòng khí chuyển động vuông góc với hướng thẳng đứng thì (29) sẽ trở thành:

$$\begin{aligned} v_i &= U + v_{air} \\ v_i &= U - v_{air} \end{aligned} \quad (30)$$

Trong đó, dấu cộng nếu U và v_{air} cùng chiều, và dấu (-) nếu hai vận tốc ngược chiều. Kết quả ta được mô tả vận tốc như Hình 8. Dựa vào Hình 1 và công thức (30), cho thấy khi dòng khí chuyển động xoáy đều quanh robot thì robot sẽ bị quay theo chiều dòng khí xoáy với vận tốc bằng vận tốc chênh lệch như Hình 8. Độ lớn chênh lệch này là $2v_{air}$.



Hình 8. Mô tả độ lớn vận tốc khi có gió xoáy

Phân tích này cho thấy khi có gió xoáy, để giữ thăng bằng tĩnh thì phải thay đổi tốc độ cánh quạt để giảm vận tốc quay robot xuống. Cụ thể như Hình 1, nếu gió xoáy theo chiều kim đồng hồ thì phải giảm ω_1 và ω_2 đi một lượng $2v_{air}$ và giữ nguyên ω_3 và ω_4 do ở đây ta đang xét hướng chuyển động là 1 - 2.

4. Kết luận và thảo luận

Bài báo đã nêu lên những ảnh hưởng của các thông số môi trường tác động lên chuyển động của robot quadcopter. Môi trường chính ở đây là lớp đệm khí hữu hạn trên và dưới cánh quạt. Các kết quả phân tích ở trong bài là nền tảng để xây dựng các bộ điều khiển cho các

động cơ bằng các kiểu thuật toán khác nhau. Đây là bài viết phân tích nguyên nhân, do đó chưa thực hiện các hoạt động của một loại hình điều khiển cụ thể. Những kết quả đưa ra ở đây chủ yếu gồm:

- Coi cánh quạt là một đối tượng điều khiển được cả hai phương: phương ngang và phương thẳng đứng. Những nghiên cứu về quadcopter nhỏ trước đây chỉ tập trung vào lực nâng, chứ chưa quan tâm đến lực đẩy D, vì vậy khó giữ cho quadcopter ở trạng thái tĩnh khí kích thước và tải trọng của quadcopter lớn.

- Đã xét ảnh hưởng của lớp đệm khí và đưa mô hình lớp đệm vào tích hợp với đối tượng điều khiển. Đây là điều mà các nghiên cứu trước đến nay chưa đề cập.

- Đã đưa ra được những kiến nghị của chiến lược điều khiển khi xét đến chuyển động riêng của lớp đệm khí.

- Phân tích được ảnh hưởng của mật độ không khí đến độ cao hoạt động của thiết bị.

Trên cơ sở đó, các phân tích trong bài báo sẽ tạo định hướng phát triển các nghiên cứu tiếp theo, cụ thể:

- Nghiên cứu về các bộ điều khiển tuyến tính hóa hoặc phi tuyến cho hệ quadcopter.

- Nghiên cứu tổng hợp bộ điều khiển bền vững để điều khiển quadcopter ở chế độ treo đối với các loại quadcopter có tải trọng lớn và thời gian bay lâu trong các môi trường khắc nghiệt như mưa gió, gió xoáy, áp suất,

hiệu suất thay đổi lớn.

Việc nghiên cứu chế độ treo của quadcopter hứa hẹn mang lại nhiều lợi ích như mang thả hàng hóa, tìm kiếm mục tiêu, cứu nạn trên rừng, trên biển... Nếu biết vận dụng khai thác, quadcopter sẽ là một phương tiện vận tải có hiệu quả trong đời sống và nhiều lĩnh vực khác.

Các nghiên cứu tiếp theo sẽ tiếp tục đi sâu vào các thuật toán điều khiển treo cho quadcopter, mô phỏng, thực nghiệm và đánh giá cụ thể, tạo tiền đề cho việc nghiên cứu phát triển loại hình robot di động này.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Wayne Johnson, 1977, Calculated Hovering Helicopter Flight Dynamics with a Circulation-Controlled Rotor, Ames research center NASA.
- [2] Maria Ribera and Roberto Celi, 2007, Helicopter Flight Dynamics Simulation, Doctor of Philosophy, Department of Aerospace Engineering-University of Maryland.
- [3] Houghton, 2003, Aerodynamics for engineering students, ISBN 0750651113, 5th published by Butterworth-Heinemann, England.
- [4] H. S. M. M. Caldera and B. W. S. Anuradha, 2014, A Self-Balancing Quadcopter Design with Autonomous, SAIM Research Symposium on Engineering Advancements 2014 (SAITM – RSEA 2014).
- [5] Teppo Luukkonen, 2011, Modelling and control of quadcopter, Aalto University School of Science, Mat-2.4108, Independent research project in applied mathematics Espoo, August 22, 2011.

(BBT nhận bài: 13/05/2015, phản biện xong: 21/12/2015)