

## Nghiên cứu phương án xác định góc liệng thiết bị bay xoay thân trên cơ sở cảm biến đo tốc độ góc kết hợp để ổn định một trục

Hoàng Mạnh Tường<sup>1\*</sup>, Lê Hải<sup>1</sup>, Lê Tuấn Anh<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Học viện Kỹ thuật Quân sự;

<sup>2</sup>Viện Khoa học và Công nghệ quân sự.

\*Email liên hệ: hmanhtuong38@gmail.com

Nhận bài: 16/12/2022; Hoàn thiện: 28/02/2023; Chấp nhận đăng: 16/5/2023; Xuất bản: 25/6/2023.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.88.2023.51-57>

### TÓM TẮT

*Bài báo đề xuất phương án xác định góc liệng thiết bị bay xoay thân sử dụng khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc đặt trên để ổn định một trục. Xây dựng mô hình mô phỏng với các tham số kỹ thuật cơ bản của cảm biến con quay MPU3300 và cảm biến góc RFC-4801-636-111-202. Kết quả mô phỏng thực hiện trên phần mềm Matlab/Simulink minh chứng tính đúng đắn của phương án.*

**Từ khóa:** Góc liệng; Cảm biến vi cơ điện tử; Để ổn định; Thiết bị bay; Khối đo véc-tơ tốc độ góc.

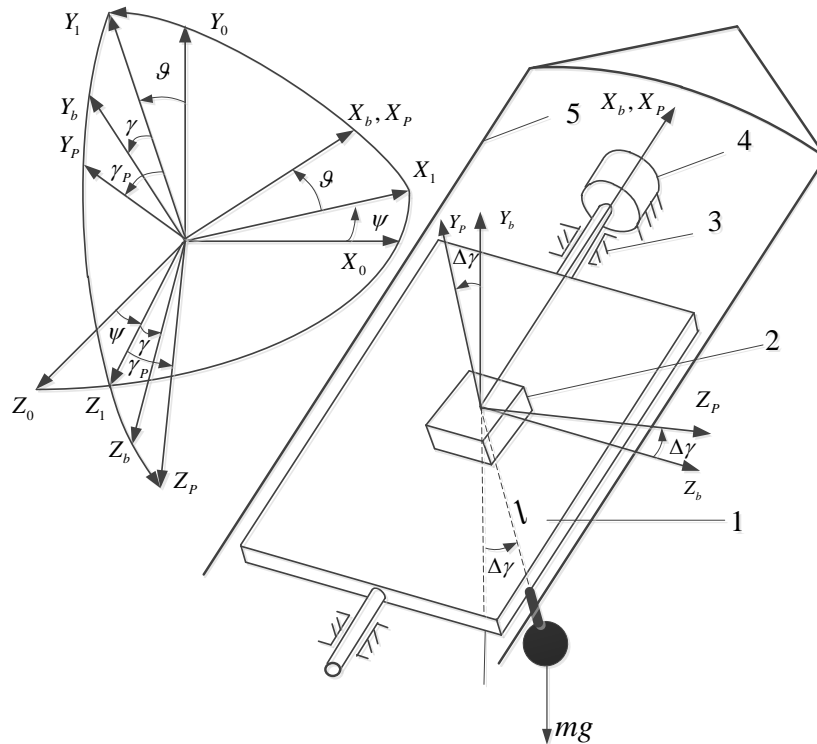
### 1. MỞ ĐẦU

Ngày nay, để xác định các góc tư thế thiết bị bay có thể sử dụng khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc có kích thước nhỏ, giá thành thấp. Với phương án này, khối cảm biến con quay được gắn trực tiếp lên thân tên lửa. Tín hiệu từ các con quay đo tốc độ góc được đưa vào xử lý trong khối thuật toán xác định tư thế để tính toán các góc tư thế cần thiết. Tuy nhiên, với các thiết bị bay có tốc độ xoay thân lớn tốc độ đầu vào các con quay có thể vượt qua dải đo của chúng. Ngoài ra, với thiết bị bay xoay thân tốc độ cao sai số hệ số tỷ lệ các con quay đo tốc độ góc ảnh hưởng mạnh đến độ chính xác xác định góc liệng [1-4, 10]. Để loại bỏ ảnh hưởng chuyển động xoay thân của thiết bị bay, nhóm tác giả đề xuất phương án khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc được đặt lên để ổn định một trục. Trục của để ổn định được đặt sao cho trục quay của nó trùng với trục xoay thân của thiết bị bay. Tín hiệu đo được từ các con quay trong khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc cho phép xác định góc tư thế của để ổn định. Góc liệng thiết bị bay được xác định bằng tổng góc liệng để ổn định với góc tương đối của tên lửa so với đế.

### 2. PHƯƠNG ÁN XÁC ĐỊNH GÓC LIỆNG THIẾT BỊ BAY TRÊN CƠ SỞ CẢM BIẾN CON QUAY ĐO TỐC ĐỘ GÓC ĐẶT TRÊN ĐỂ ỔN ĐỊNH MỘT TRỤC

Bài toán đặt ra là cần xác định góc liệng  $\gamma$  của thiết bị bay xoay thân so với hệ tọa độ cố định gắn với trái đất  $X_0Y_0Z_0$ . Nội dung bài báo nghiên cứu chuyển động của thiết bị bay xoay thân tốc độ cao với thời gian bay ngắn (nhỏ hơn 30 s) nên hệ tọa độ  $X_0Y_0Z_0$  coi như hệ tọa độ đứng yên trong không gian quán tính. Việc xác định các góc liệng thiết bị bay được thực hiện thông qua việc xác định góc liệng của để ổn định một trục và góc quay tương đối của thiết bị bay so với đế nhờ cảm biến góc. Để ổn định được đỡ nhờ các ổ trục và chính nhờ các ổ trục này mà khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc được cách ly khỏi chuyển động xoay thân của thiết bị bay (hình 1). Góc tư thế của đế so với hệ tọa độ cố định gắn với trái đất  $X_0Y_0Z_0$  được xác định bởi ba góc: góc hướng  $\psi_p$ , góc chúc ngóc  $\vartheta_p$  và góc liệng  $\gamma_p$ . Do trục dọc của đế được đặt trùng với trục quay của thiết bị bay nên góc hướng và góc chúc ngóc của chúng bằng nhau ( $\psi_p = \psi$ ,  $\vartheta_p = \vartheta$ ). Cảm biến góc sẽ đo góc lệch của thiết bị bay so với đế ổn định  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_p$ . Dựa vào thuật toán định hướng có thể xác định các góc hướng  $\psi_p$ , góc chúc ngóc

$\mathcal{G}_p$  và góc lệch  $\gamma_p$  so với hệ tọa độ  $X_0Y_0Z_0$  [5-10]. Do đó, các góc hướng, góc chúc góc và góc lệch thiết bị bay có thể được xác định nhờ các biểu thức tương ứng sau:  $\hat{\psi} = \hat{\psi}_p, \hat{\mathcal{G}} = \hat{\mathcal{G}}_p, \hat{\gamma} = \hat{\gamma}_p + \Delta\hat{\gamma}$ .



**Hình 1.** Sơ đồ động học thiết bị xác định góc tư thế tên lửa:  
 1 - Đế ổn định; 2 - Khối đo vector vận tốc góc; 3 - Ổ đỡ để ổn định;  
 4 - Cảm biến góc; 5 - Vỏ tên lửa.

Dựa vào định luật II Newton, phương trình chuyển động quay của đế quanh trục quay của nó có thể viết dưới dạng:

$$J\dot{\omega}_{X_p} + \mu\omega_{X_p} + mgl \cos \mathcal{G} \sin(\gamma_p) = \mu_{ms} N \frac{d}{2} \text{sign}(\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_p) + M^{nl} \quad (1)$$

Trong đó:  $J$  - Mô men quán tính của đế theo trục quay của nó;  $\omega_{X_p}$  - Vận tốc góc tuyệt đối của đế theo trục của đế  $X_p$ ;  $\mu$  - Hệ số mô men do ma sát của không khí;  $l$  - Khoảng cách trọng tâm đế đến trục  $X_p$ ;  $\mu_{ms}$  - Hệ số mô men ma sát ổ bi với trục đế ổn định;  $N$  - Độ lớn lực tác động của trục đế lên ổ bi;  $d$  - Đường kính ổ bi;  $M^{nl}$  - Mô men nhiễu loạn tác động lên đế theo trục  $X_p$ . Thành phần mô men nhiễu loạn  $M^{nl}$  có giá trị nhỏ hơn nhiều các thành phần còn lại. Thành phần ma sát không khí có thể coi là đại lượng rất nhỏ nên thành phần này ở phương trình (1) có thể bỏ qua khi khảo sát.

Tốc độ thay đổi góc lệch  $\dot{\gamma}_p$  của đế có thể được tính theo các tốc độ góc tuyệt đối của nó trên các trục  $X_p, Y_p$  công thức [5, 6, 9]:

$$\dot{\gamma}_p = \omega_{X_p} - tg \mathcal{G}(\omega_{Y_p} \cos \gamma_p - \omega_{Z_p} \sin \gamma_p) \quad (2)$$

Do trục để ổn định trùng với trục dọc thiết bị bay nên vận tốc quay để theo các trục  $Y_p, Z_p$  bằng với vận tốc quay theo trục  $Y_b$  và  $Z_b$  của hệ tọa độ liên kết gắn với thiết bị bay. Điều này có nghĩa là các biểu thức sau thỏa mãn  $\omega_{Y_p} = \omega_{Y_b}; \omega_{Z_p} = \omega_{Z_b}$ . Giả sử rằng, chỉ có thành phần tốc độ góc quay  $\omega_{X_p}$  của thiết bị bay nằm ngoài dải đo của cảm biến tốc độ góc. Các tốc độ góc quay  $\omega_{Y_b}, \omega_{Z_b}$  nằm trong dải đo của các con quay trong khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc. Chính vì vậy, nếu  $|\omega_{X_p}| \leq \max(|\omega_{Y_b}|; |\omega_{Z_b}|)$  thì có nghĩa là tốc độ góc quay của để nằm trong dải đo của các con quay. Như vậy, trong trường hợp này tư thế của để có thể xác định nhờ thuật toán xác định tư thế và từ đó có thể xác định được các góc tư thế của thiết bị bay.

Tiếp theo ta khảo sát trường hợp với độ lớn của  $\omega_{X_p}$  lớn hơn nhiều độ lớn tốc độ góc theo các trục  $Y_p, Z_p$  hay  $|\omega_{X_p}| \gg \max(|\omega_{Y_b}|; |\omega_{Z_b}|)$ .

Từ phương trình (2) với góc chúc góc giới hạn (góc  $\mathcal{G} < 60^0$ ) ta có thể coi  $\dot{\gamma}_p \cong \omega_{X_p}$ . Khi đó phương trình (1) được viết về dạng sau:

$$J\ddot{\gamma}_p + mgl \cos \mathcal{G} \sin(\gamma_p) = \mu_{ms} N \frac{d}{2} \text{sign}(\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_p) \quad (3)$$

Tốc độ góc liệng của thiết bị bay có thể xác định thông qua các tốc độ góc quay quanh các trục  $X_b, Y_b$  của hệ tọa độ liên kết như sau [5, 6, 9]:

$$\dot{\gamma} = \omega_{X_b} - tg \mathcal{G}(\omega_{Y_b} \cos \gamma - \omega_{Z_b} \sin \gamma) \quad (4)$$

do  $|\omega_{X_b}| \gg \max(|\omega_{Y_b}|; |\omega_{Z_b}|)$  nên  $\dot{\gamma} \cong \omega_{X_b}$ .

Ở trạng thái ban đầu, để ổn định đứng yên nên  $\dot{\gamma}_p = 0$  và do đó  $\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_p > 0$ . Do đó, phương trình (3) có thể viết dưới dạng:

$$J\ddot{\gamma}_p + mgl \cos \mathcal{G} \sin(\gamma_p) = \mu_{ms} N \frac{d}{2} \quad (5)$$

Khi coi góc  $\gamma_p$  nhỏ, phương trình (5) có thể viết dưới dạng sau:

$$J\ddot{\gamma}_p + mgl \cos \mathcal{G} \gamma_p = \mu_{ms} N \frac{d}{2} \quad (6)$$

Với các điều kiện góc liệng và vận tốc góc liệng của để ở thời điểm ban đầu  $\gamma_p(0) = 0, \dot{\gamma}_p(0) = 0$  nghiệm của phương trình (6) có dạng:

$$\gamma_p = \frac{\mu_{ms} Nd}{2mgl \cos \mathcal{G}} \cos\left(\sqrt{\frac{mgl \cos \mathcal{G}}{J}} t\right) - \frac{\mu_{ms} Nd}{2mgl \cos \mathcal{G}} \quad (7)$$

Từ công thức trên cho ta thấy, tốc độ góc quay để phụ thuộc vào hệ số ma sát và các tham số hình học, vật liệu của để ổn định. Để đảm bảo tốc độ góc quay của để nằm trong dải đo của các cảm biến trong khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc cần lựa chọn hệ số ma sát và các tham số về khối lượng, kích thước của để phù hợp.

### 3. KHẢO SÁT, MÔ PHỎNG THUẬT TOÁN XÁC ĐỊNH GÓC LIỆNG CỦA THIẾT BỊ BAY XOAY THÂN

Để mô phỏng hoạt động của thuật toán xác định tư thế cần khởi tạo các góc hướng  $\psi$ , góc chúc góc  $\mathcal{G}$  và góc liệng  $\gamma$  và các vận tốc tương ứng của chúng  $\dot{\psi}, \dot{\mathcal{G}}, \dot{\gamma}$ . Dựa vào các góc và vận tốc góc được khởi tạo này có thể xác định được vận tốc của thiết bị bay xoay thân tốc độ cao trong hệ tọa độ liên kết theo biểu thức sau [5, 6, 9]:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} + \dot{\psi} \sin \mathcal{G}; \\ \omega_y &= \dot{\mathcal{G}} \sin \gamma + \dot{\psi} \cos \gamma \cos \mathcal{G}; \\ \omega_z &= -\dot{\psi} \sin \gamma \cos \mathcal{G} + \dot{\mathcal{G}} \cos \gamma\end{aligned}$$

Trục của đế ổn định đặt trùng với trục dọc thiết bị bay nên vận tốc góc theo trục  $Y_p, Z_p$  của đế ổn định bằng vận tốc góc theo trục  $Y, Z$  hệ tọa độ liên kết của thiết bị bay  $\omega_{Y_p} = \omega_{Y_b}; \omega_{Z_p} = \omega_{Z_b}$ .

Khi thiết bị bay xoay thân sẽ có chuyển động tương đối của nó so với đế ổn định nên sẽ xuất hiện mô men ma sát ở ô trục của đế. Dưới tác dụng của mô men ma sát tác động lên đế làm cho nó quay với vận tốc  $\omega_{x_p}$ . Các giá trị tốc độ góc  $\omega_{x_p}, \omega_{y_p}, \omega_{z_p}$  là đầu vào của khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc gắn trên đế ổn định. Đầu ra của các con quay đo tốc độ góc là các giá trị vận tốc góc đánh giá  $\hat{\omega}_{x_p}, \hat{\omega}_{y_p}, \hat{\omega}_{z_p}$  và chúng được đưa đến làm đầu vào của khối thuật toán xác định tư thế.

Ở thời điểm ban đầu, thiết bị bay được đặt trên mặt đất, trục hệ tọa độ gắn với đế  $X_p Y_p Z_p$  trùng với trục tương ứng của hệ tọa độ cơ sở  $X_T Y_T Z_T$  cố định trên mặt đất. Đầu ra của con quay đo tốc độ góc trên khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc cho phép xác định vector tốc độ góc tuyệt đối của hệ tọa độ cơ sở  $X_T Y_T Z_T$  gắn với trái đất  $\omega_{\oplus}^T$ . Tín hiệu đầu ra của con quay ở giai đoạn này phụ thuộc vào vĩ độ vị trí đặt đế  $\varphi$ , các góc tư thế của hệ tọa độ cơ sở  $\psi_0, \mathcal{G}_0, \gamma_0$  so với hệ tọa độ địa lý địa phương, độ lớn tốc độ quay trái đất  $\omega_{\oplus}$  theo biểu thức

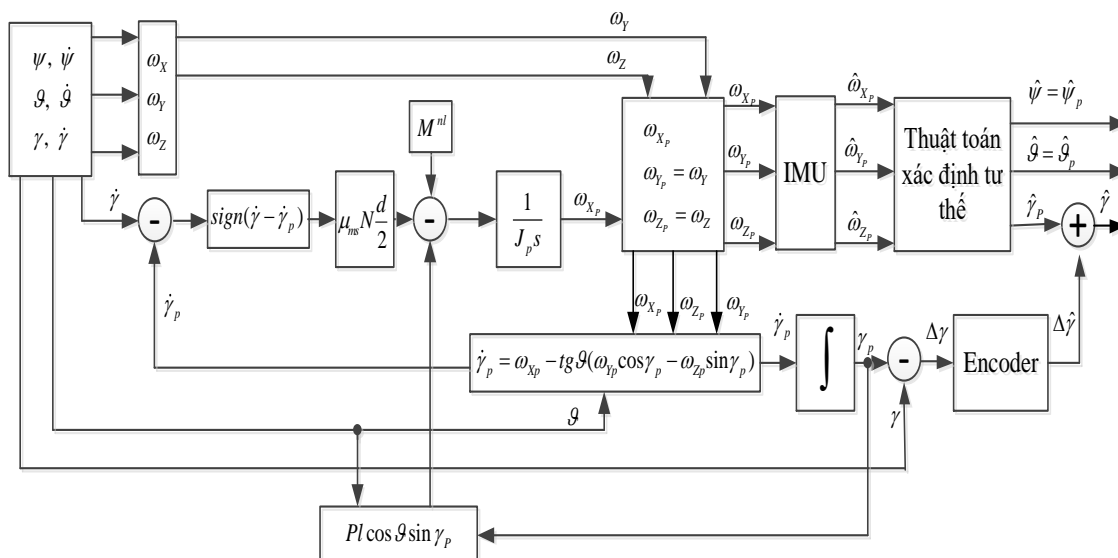
$$\omega_{\oplus}^T = \begin{pmatrix} \cos \mathcal{G}_0 \cos \psi_0 & \sin \mathcal{G}_0 & -\cos \mathcal{G}_0 \sin \psi_0 \\ -\cos \gamma_0 \cos \psi_0 \sin \mathcal{G}_0 + \sin \gamma_0 \sin \psi_0 & \cos \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0 & \cos \gamma_0 \sin \psi_0 \sin \mathcal{G}_0 + \sin \gamma_0 \cos \psi_0 \\ \sin \gamma_0 \cos \psi_0 \sin \mathcal{G}_0 + \cos \gamma_0 \sin \psi_0 & -\sin \gamma_0 \cos \mathcal{G}_0 & -\sin \gamma_0 \sin \psi_0 \sin \mathcal{G}_0 + \cos \gamma_0 \cos \psi_0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \omega_{\oplus} \cos \varphi \\ \omega_{\oplus} \sin \varphi \end{pmatrix}$$

Thuật toán xác định tư thế thực hiện nhờ việc giải hệ phương trình vi phân sau [5, 6, 10]:

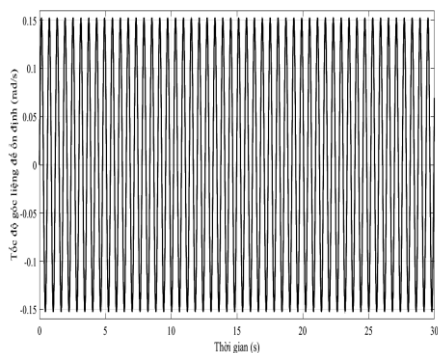
$$\begin{aligned}2\dot{P}_I &= P_I \circ \omega_{aP}^P \\ 2\dot{T}_I &= T_I \circ \omega_{aT}^T \\ P_T &= \tilde{T}_I \circ P_I\end{aligned}\tag{8}$$

Trong đó:  $\omega_a^P$  - Vận tốc chuyển động tuyệt đối của đế ổn định được xác định nhờ sử dụng ba con quay đo tốc độ góc trên thiết bị định phương đặt trên đế ổn định;  $P_T$  - Quaternion đặc trưng cho chuyển động tương đối của đế ổn định so với hệ tọa độ cơ sở  $X_T Y_T Z_T$  gắn với trái đất;  $P_I$  - Quaternion đặc trưng cho chuyển động trong không gian tuyệt đối của đế ổn định;  $T_I$  - Quaternion đặc trưng cho vị trí hệ tọa độ cơ sở  $X_T Y_T Z_T$  trong không gian quán tính;  $\omega_{aT}^T = \omega_{\oplus}^T$  - Vận tốc góc tuyệt đối của trái đất trong hệ tọa độ cơ sở  $X_T Y_T Z_T$ .

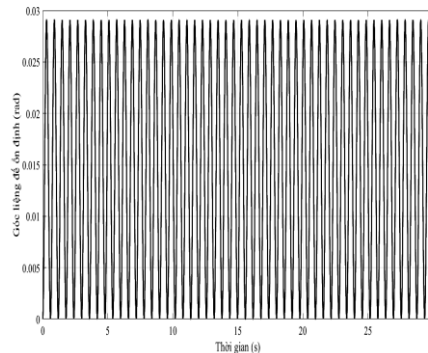
Góc lệch của thiết bị bay  $\gamma$  được tính bằng tổng góc lệch của đế cộng với tín hiệu góc quay giữa thiết bị bay so với đế để nhận được từ cảm biến góc  $\hat{\gamma} = \hat{\gamma}_p + \Delta\hat{\gamma}$ .



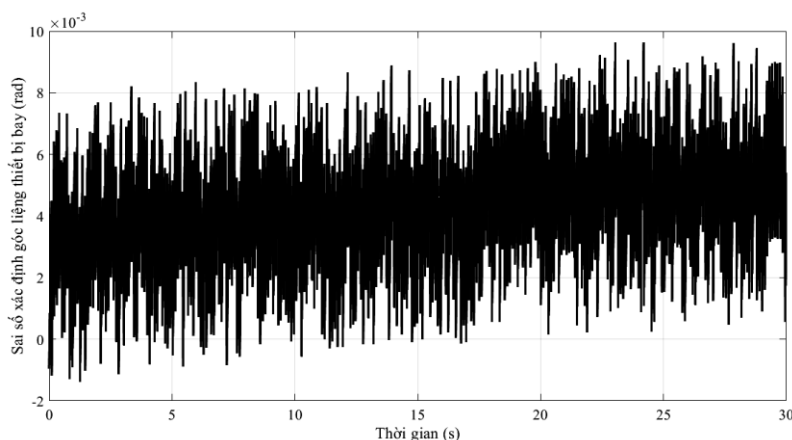
Hình 2. Sơ đồ mô phỏng phương án xác định góc lệch thiết bị bay xoay thân.



Hình 3. Sự thay đổi tốc độ góc lệch để ổn định.



Hình 4. Sự thay đổi của góc lệch để ổn định.



Hình 5. Sai số xác định góc lệch thiết bị bay.

Hình 2 thể hiện sơ đồ mô phỏng phương án xác định góc lệch thiết bị bay xoay thân. Trong đó: Khối Gyro là khối đo vector vận tốc góc MPU3300 có các tham số kỹ thuật cơ bản sau: dải đo  $\pm 450^\circ$ ; Độ trôi không  $\frac{15^\circ}{h}$ , độ phi tuyến 0,2%, sai số hệ số tỷ lệ 2%; Khả năng chống va đập 10 g; Ảnh hưởng chéo giữa các trục; Cảm biến góc Encoder trong mô hình được chọn là cảm biến góc không tiếp xúc RFC-4801-636-111-202 có các tham số kỹ thuật cơ bản sau: dải đo liên tục đến  $360^\circ$ , độ tuyến tính 0,1%, sai số lặp 0,1%; Chuyển động góc thiết bị bay xoay thân được thực hiện theo quy luật:

$$\varphi(t) = 0,1 \sin(0,015t); \quad \vartheta(t) = 0,05 \sin(0,01t); \quad \gamma(t) = 20\pi t + 0,1 \sin(0,2t)$$

Để ổn định một trục được thiết kế là đĩa hình bán trụ làm bằng thép, độ dày  $d = 2$  cm, bán kính  $r = 4$  cm. Với các tham số này khối lượng của đĩa  $m = 0,39$  kg, độ lệch tâm của đế  $l = 1,8$  cm, mô men quán tính của đế  $J = 6,25 \cdot 10^{-4}$  kg.m<sup>2</sup>; Hệ số mô men ma sát  $\mu_{ms} = 0,002$ ; Đường kính  $d = 0,01$  m; Lực tác động trục của đế ổn định lên ổ bi  $N = 100$  N.

Kết quả mô phỏng sự thay đổi góc, tốc độ góc lệch để ổn định được thể hiện trên hình 3, hình 4. Các kết quả mô phỏng nhận được cho thấy biên độ dao động của đế ổn định nhỏ hơn 0,03 rad, còn vận tốc góc quay của nó nằm trong dải 0,015 rad/s. Như vậy, với phương án đưa ra tốc độ quay đầu vào của các con quay nhỏ hơn nhiều so với tốc độ quay của thiết bị bay.

Với những dữ liệu đầu vào, sai số xác định góc lệch thiết bị bay được thể hiện trên hình 5. Hình 5 cho thấy sai số xác định góc lệch trong thời gian 30 giây luôn nhỏ hơn 0,01 rad (xấp xỉ bằng 0,57°). Như vậy, khi sử dụng con quay MPU3300 trong khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc và cảm biến góc RFC-4801-636-111-202 cho phương án đưa ra cho phép xác định góc lệch với sai số nhỏ hơn 0,57°.

#### 4. KẾT LUẬN

Để loại bỏ ảnh hưởng xoay thân tốc độ cao của thiết bị bay trong bài báo đưa ra phương án xác định góc lệch bằng cách đặt khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc lên đế ổn định. Đưa ra thuật toán xác định góc lệch bằng cách kết hợp thông tin góc lệch để ổn định, thông tin góc quay giữa thiết bị bay và đế ổn định một trục. Xây dựng mô hình, tiến hành mô phỏng đánh giá thuật toán cho phương án đưa ra với khối cảm biến con quay đo véc-tơ tốc độ góc sử dụng con quay MPU3300 và cảm biến góc RFC-4801-636-111-202. Kết quả mô phỏng đánh giá góc lệch trong trường hợp thiết bị bay xoay thân tốc độ cao xoay thân với tốc độ 10 vòng/s với sai số nhỏ hơn 0,57°. Đây là cơ sở để nhóm nghiên cứu sẽ nghiên cứu đưa sản phẩm vào thử nghiệm thực tế trên một chủng loại thiết bị bay có điều khiển cho hướng nghiên cứu tiếp theo.

#### TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. D F Long, J Lin, X M Zhang, J Li. "Orientation estimation algorithm applied to high-spin projectiles". Meas. Sci. Technol. 25, 065001, (2014). <https://doi.org/10.1088/0957-0233/25/6/065001>
- [2]. Zhengyao Jing, Jie Li, Xi Zhang, Kaiqiang Feng, Tao Zheng. "A Novel Rotation Scheme for MEMS IMU Error Mitigation Based on a Missile-Borne Rotation".
- [3]. Chenming Zhang, Jie Li, "Semi-Strapdown Inertial Navigation System". Sensors, 19, 1683, (2019).
- [4]. Liangliang An, Liangming Wang, Ning Liu. "Combinatory Attitude Determination Method for High Rotational Speed Rigid-Body Aircraft", Hindawi Mathematical Problems in Engineering. Volume 2020, Article ID 7130142, 15 pages (<https://doi.org/10.1155/2020/7130142>).
- [5]. Salychev, O.S. "Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions". Moscow: Bauman MSTU Press, (2004).
- [6]. Salychev, O.S. "MEMS-Based Inertial Navigation: Expectation and Reality". Moscow: Bauman MSTU Press, (2012).

- [7]. Titterton, D.H. “*Strapdown Inertial Navigation Technology*”, 2nd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., (2009).
- [8]. Анучин О.Н. “*Бортовые системы навигации и ориентации искусственных спутников Земли*”. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», (2004), 326 с
- [9]. Р.В. Алалуев, В.В. Лихошерст, В.В. Матвеев, В.Я. Распопов, А.П. Шведов., “*Инерциальные измерители угловых параметров вращающихся летательных аппаратов*”. Научно-технические разработки и их внедрение. Известия ТулГУ. Технические науки. Вып. 10, (2016).
- [10]. Лобусов Е. С., Фомичев А. В., “*Формирование алгоритмов бесплатформенной инерциальной системы навигации и основных режимов функционирования системы управления малогабаритного космического аппарата*”. Часть 1, 2. / Лобусов Е. С., Фомичев А. В. // Мехатроника, автоматизация, управление. - № 12. - С. 60-66, (2014).

#### **ABSTRACT**

##### **Study on the method of determining the roll angle of a rotation flying device by using angular velocity sensors combined with a single-axis stabilizer platform**

*The article proposes a method to determine the roll angle of a rotating flying device by using gyro sensors placed on a single-axis stabilizer. Build simulation model with basic technical parameters of gyro sensor MPU3300 and angle sensor RFC-4801-636-111-202. Simulation results performed on Matlab/Simulink software demonstrate the correctness of the method.*

**Keywords:** Roll angle; Pitch angle; Unmanned aerial vehicle; Micromechanical sensor; Stabilizer platform; Gyro sensor.