

ỨNG DỤNG TOÁN TỬ QUATERNION TRONG BÀI TOÁN ĐIỀU KHIỂN ỔN ĐỊNH ĐƯỜNG NGẮM CAMERA PANTIL TRÊN PHƯƠNG TIỆN CƠ ĐỘNG

USING QUATERNION OPERATORS IN SOLVING THE LINE-OF-SIGHT STABILITY CONTROL PROBLEM FOR CAMERAS MOUNTED ON MOVING PLATFORMS

Trương Tất Thuận^{1,*},
Vũ Xuân Huy², Nguyễn Vũ³

DOI: <http://doi.org/10.57001/huieh5804.2025.061>

TÓM TẮT

Bài báo trình bày về điều khiển ổn định đường ngắm cho hệ camera pan-tilt đặt trên bệ chuyển động. Để giải quyết vấn đề này, khác với các công trình đã được công bố, để sử dụng chung một khối đo lường quán tính cho toàn bộ các hệ thống đặt trên bệ chuyển động, phương pháp điều khiển đã được đề xuất. Toán tử quaternion được sử dụng trong việc nghiên cứu quy luật chuyển động của khối tầm, hướng thuộc cơ hệ pan-tilt sử dụng trong hệ thống ổn định bệ cho một loạt đài quan sát trên phương tiện cơ động. Nhờ sử dụng các toán tử quaternion, véc tơ đường ngắm gắn với khối tầm được định vị thông qua các phép nhân quaternion. Cảm biến IMU sẽ đo đặc tốc độ góc của các góc nghiêng trên bệ, khi bệ pantil được ổn định, góc và tốc độ góc của cơ hệ pan-tilt dưới tác động của chuyển động lắc của phương tiện cơ động sẽ chuyển động theo một quy luật nào đó. Đó là giá trị đặt của hệ điều khiển bám. Thuật toán điều khiển được tổng hợp dựa trên chế độ trượt. Để hạn chế hiện tượng rung, thành phần gián đoạn của lệnh điều khiển được thay bằng hàm phi tuyến liên tục. Độ trôi tốc độ của hệ thống sẽ được khử khi hệ thống ổn định quán tính và hệ thống tự động bám mục tiêu được tích hợp chung trong một hệ thống điều khiển thống nhất. Các kết quả của bài báo được kiểm chứng bằng mô phỏng.

Từ khóa: Ổn định đường ngắm, chế độ trượt, quaternion, quy luật chuyển động, IMU.

ABSTRACT

In this paper, the line-of-sight stabilization control for camera pan-tilt on moving platform is concerned. Differ from other publications, in order to use one common IMU for all system in moving platform, the control method is proposed. Quaternion operators are used in the study of the motion laws of the pan-tilt system used in the platform stabilization system for a series of observatories on mobile vehicles. By using quaternion operators, the line of sight vector associated with the pan-tilt system is located through quaternion multiplications. The IMU sensor will measure the angular velocity of the tilt angles on the platform, when the pantil platform is stabilized, the angle and angular velocity of the pan-tilt system under the influence of the swaying motion of the mobile vehicle will move according to a certain rule. They are desired parameters of tracking control system. The tracking control are synthesized by sliding mode control. In order to eliminate chattering phenomenon, the discontinuous part of control is replaced by continuous nonlinear function. The speed drift caused by this replacement will be eliminate when the inertial stabilization system and target tracking system are combined on one control system. The results of article are verified by simulation

Keywords: Line-of-sight stabilization, sliding mode control, inertial measuring unit, quaternion.

¹Viện Tự động hóa Kỹ thuật quân sự, Viện Khoa học và Công nghệ Quân sự

²Trường Đại học kỹ thuật Lê Quý Đôn

³Trường Đại học Công nghiệp Hà Nội

*Email: thuan.truongtat@gmail.com

Ngày nhận bài: 10/11/2024

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 22/01/2025

Ngày chấp nhận đăng: 28/3/2025

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Hiện nay các hệ thống vũ khí đặt trên phương tiện cơ động được trang bị hệ thống điều khiển hỏa lực trên cơ sở thiết bị quang điện tử đang được phát triển mạnh mẽ [7]. Để có thể sục sạo, phát hiện và bám sát mục tiêu, các thiết bị quang điện tử được đặt trên bệ quay tầm và hướng. Trong quá trình hành tiến, do ảnh hưởng của địa hình, để của các bệ quay tầm và hướng này không nằm ở trạng thái thẳng bằng mà luôn dao động theo cả ba góc trong không gian. Điều này làm cho trục quang của các thiết bị quang điện tử cũng dao động theo, gây khó khăn cho việc phát hiện, bám sát và định vị mục tiêu. Để khắc phục hiện tượng này, các hệ thống ổn định được đề xuất. Có nhiều nghiên cứu đề xuất đến vấn đề này trong thời gian gần đây. Vấn đề ổn định đường ngắm đã được đề cập trong [8, 9] bằng cách cô lập các ảnh hưởng của nhiễu trong hệ thống ổn định. Trong [10], các nhiễu tác động đến hệ thống pan-tilt được chia ra thành hai phần nhiễu bên ngoài và nhiễu bên trong để bù trừ. Nhìn chung các nghiên cứu đều xem xét hệ thống ổn định đường ngắm như là một hệ phi tuyến bất định với tham số thay đổi [11]. Việc ổn định đường ngắm được thực hiện bằng cách đo dao động bệ gắn camera và từ đó đưa sang hệ thống điều khiển để khử ảnh hưởng của các dao động này. Các hệ thống ổn định bệ đòi hỏi phải có hệ thống đo lường có độ chính xác cao. Đối với các hệ thống ổn định bệ như là một hệ thống phi tuyến có nhiễu và tham số biến đổi, nhiều phương pháp điều khiển đã được đề xuất. Bộ điều khiển PID vẫn được sử dụng nhờ tính đơn giản của nó, đặc biệt khi kết hợp với điều khiển thích nghi [12], tuy nhiên nó không duy trì được chất lượng hệ thống khi có nhiễu. Điều khiển bền vững tuyến tính có thể khắc phục được nhiễu và bất định, tuy nhiên việc tổng hợp bộ điều khiển này nhìn chung là phức tạp, đồng thời cần ước lượng được động học của nhiễu và bất định [13]. Bộ điều khiển trượt (SMC) có hiệu quả tốt trong việc khắc phục nhiễu và bất định khi biết giới hạn cường độ của nó, tuy nhiên còn có hiện tượng chattering [15]. Hệ thống điều khiển trên nền tảng mạng nơ ron cũng được đề xuất [16], tuy nhiên còn có nhược điểm là đòi hỏi nhiều dữ liệu để huấn luyện mạng, trong khi đó đối với môi trường hoạt động đa dạng, dữ liệu khó thu thập đủ, việc huấn luyện off-line khó đạt được chất lượng cao. Ngoài ra, việc huấn luyện on-line do độ phức tạp của mạng nơ ron nên thời gian tính toán lớn, khó áp dụng cho các hệ thống ổn định bệ.

Trong thực tế trên một phương tiện cơ động có nhiều thiết bị cần ổn định, việc sử dụng cho từng thiết bị một hệ cảm biến sẽ gây ra lãng phí và đôi khi sự đồng bộ của các hệ thống không được đảm bảo. Dựa trên thực tế này,

bài báo đề xuất sử dụng chung tài nguyên cảm biến quán tính: các bộ đo tốc độ góc đặt trên bệ chung, đồng thời sử dụng điều khiển chế độ trượt để điều khiển hệ thống ổn định đường ngắm. Để khắc phục hiện tượng chattering thành phần gián đoạn trong lệnh điều khiển sẽ được thay bằng hàm phi tuyến liên tục dạng $\arctg(\cdot)$. Hệ thống sử dụng cảm biến quán tính gắn trên bệ để đo dao động của bệ, giúp hệ thống điều khiển duy trì đường ngắm ổn định trong không gian quán tính.

Các hệ thống ổn định đường ngắm trên các phương tiện cơ động thường sử dụng cơ hệ pan-tilt, trong đó khối tầm thực hiện chuyển động quét trong mặt phẳng đứng, khối hướng thực hiện chuyển động quay trong mặt phẳng ngang. Phần tử bám được hệ thống quang điện tử xác định, sau đó đưa sang hệ thống ổn định bệ hỏa lực. Động lực học của cơ hệ pantil sử dụng để ổn định đường ngắm trong hệ thống quang điện tử đã được nghiên cứu trong [1]. Theo đó, nghiên cứu [2, 3] đã xác định tọa độ đường ngắm và tính toán góc trục của cơ hệ pan-tilt cho hệ thống ổn định đối với phương tiện cơ động, trên cơ sở khảo sát đặc tính dao động bằng cảm biến đo lường quán tính trên một số tuyến đường đặc trưng. Tuy nhiên việc tính toán động hình học thường được sử dụng phương pháp xoay Euler truyền thống với các ma trận xoay ${}^A_B T$ phương pháp này sẽ có nhược điểm so với quaternion: 1) Nó tồn tại các điểm kỳ dị mà bản thân trong lập trình thực tế phải dùng đến khóa giới hạn; 2) Phép quay T còn phụ thuộc vào thứ tự quay gây rối, cũng như nhầm lẫn không cần thiết; 3) Ma trận quay là ma trận 3×3 nên để biểu diễn cần sử dụng 9 biến còn đối với quaternion chỉ cần 4 biến để biểu diễn. Do đó, việc sử dụng quaternion để biểu diễn chuyển động quay sẽ tiết kiệm bộ nhớ hơn trong quá trình tính toán. Ngoài ra, việc sử dụng quaternion cho phép xác định ma trận chuyển không cần xác định các giá trị sin-cos nên sẽ tăng độ chính xác tính toán; 4) Phương pháp xoay Euler kém chính xác hơn các quaternion khi được sử dụng để tích phân các thay đổi gia tăng của từng trạng thái tham số hệ thống theo thời gian. Nhược điểm của phương pháp quaternion cũng tồn tại như: 1) Bốn tham số quaternion không có ý nghĩa vật lý trực quan; 2) Một quaternion phải có chuẩn hóa (độ dài vector bằng 1) để trở thành một phép quay thuần túy. Ràng buộc chuẩn thống nhất, có dạng bậc hai, đặc biệt có vấn đề nếu các tham số trạng thái được đưa vào hàm số tối ưu hóa, sẽ gây khó khăn với mã hóa các ràng buộc này. Tuy nhiên những ưu điểm nó mang lại là rõ ràng và lớn hơn rất nhiều nhược điểm của nó nên nó ngày càng được sử dụng rộng rãi cho ứng dụng hiện đại ngày nay.

Bài báo trình bày nghiên cứu sử dụng lý thuyết toán tử Quaternion do nhà toán học Halminton phát triển để giải quyết bài toán động hình học, từ đó làm cơ sở cho việc tính toán, điều khiển ổn định đường ngắm cho các hệ pan-tilt trang bị trên phương tiện cơ động. Nó sẽ cung cấp một giải pháp hiệu quả và tường minh cho việc ứng dụng vào điều khiển ổn các hệ thống pan-tilt sử dụng IMU trong thực tế.

2. ỨNG DỤNG QUATERNION TRONG GIẢI BÀI TOÁN ĐỘNG HÌNH HỌC CHO BÀI TOÁN ỔN ĐỊNH ĐƯỜNG NGẮM CAMERA PANTIL TRÊN PHƯƠNG TIỆN CƠ ĐỘNG

2.1. Toán tử quaternion

Trong các phép quay Euler ta thường định nghĩa quay theo một trục cố định (OX, OY, OZ) nào đó với một góc quay α cho trước. Tuy nhiên với Quaternion ta sẽ thực hiện quay quay một vector $u(x,y,z)$ với góc quay μ bất kỳ. Để biểu diễn phép quay này nhà toán học Hamilton đã định nghĩa ra toán tử quaternion. Toán tử quaternion là một số siêu phức dạng sau:

$$Q = q_0 + q_1\vec{i} + q_2\vec{j} + q_3\vec{k}$$

trong đó, q_0, q_1, q_2, q_3 là các số thực và tập $\{1, i, j, k\}$ tạo nên cơ sở cho không gian vector quaternion.

Đại lượng q_1, q_2, q_3 là các số thực thể hiện vector quaternion, còn số thực q_0 đặc trưng cho độ lớn của phép quay quay quanh vector này. Các thành phần quaternion nêu trên có thể được biểu diễn qua giá trị góc quay và các góc giữa vector quay với các trục hệ tọa độ.

Quaternion thành phần được xác định theo biểu thức:

$$q_0 = \cos \frac{\mu}{2}$$

$$q_1 = \sin \frac{\mu}{2} \cos \alpha$$

$$q_2 = \sin \frac{\mu}{2} \cos \beta$$

$$q_3 = \sin \frac{\mu}{2} \cos \gamma$$

với μ là giá trị góc quay, còn α, β, γ là các góc giữa trục quay và các trục của hệ tọa độ ban đầu.

Qua biểu thức trên ta thấy, quaternion Q là một số siêu phức chứa ba thành phần phức. Trong đó các giá trị q_0, q_1, q_2, q_3 của quaternion tương ứng là các số thực được xác định qua các thành phần của một vector quay. Ngược lại nếu biết các thành phần này của quaternion đặc trưng cho phép quay thì cũng có thể xác định được độ lớn của vector quay cũng như các thành phần của vector quay này trong hệ tọa độ XYZ ban đầu.

Như vậy có thể kết luận rằng, đại lượng quaternion có dạng số siêu phức với ba thành phần có thể được dùng

làm một biến trung gian để biểu diễn chuyển động quay của một vật. Khi có quaternion xác định sẽ tồn tại một phép quay tương ứng và ngược lại một phép quay được thực hiện bằng một vector quay cũng có thể biểu diễn bởi một quaternion. Do đó, thông qua việc tính toán các quaternion cũng có thể cho phép đánh giá các phần tử trong ma trận quay hoặc các góc tự thể giữa các hệ tọa độ nhận được sau khi quay. Quaternion sẽ có các định nghĩa như: Chuẩn quaternion, cộng hai quaternion, trừ hai quaternion, nhân hai quaternion, liên hợp, nghịch đảo... chúng ta sẽ tìm hiểu trong tài liệu [4].

2.2. Ứng dụng quaternion trong giải bài toán động hình học cho camera pantil gắn trên phương tiện cơ động

Giả sử cảm biến quán tính được đặt trên phương tiện di động, tức là đặt trên đế của phương tiện mang, đường ngắm của hệ pan-tilt được điều khiển bởi hệ truyền động phương vị và hệ truyền động tầm. Để xây dựng động hình học của hệ thống ta sử dụng các hệ tọa độ sau:

Hệ tọa độ quán tính I, Hệ tọa độ quán tính di động hay hệ tọa độ chuẩn O, Hệ tọa độ đế hay hệ tọa độ gắn liền B, Hệ tọa độ kênh phương vị pháo A, Hệ tọa độ kênh tầm pháo E.

Hệ tọa độ chuẩn O là hệ tọa độ có tâm trùng với trọng tâm của phương tiện mang, có trục OX_0 song song với đường vĩ tuyến, hướng về phía đông, trục OY_0 song song với đường kinh tuyến, hướng theo hướng nam, trục OZ_0 hướng lên trên kết hợp cùng các trục OX_0 và OY_0 tạo thành một tam diện thuận.

Hệ tọa độ gắn liền là hệ tọa độ có tâm trùng với trọng tâm của phương tiện mang, có trục OX_B nằm trong mặt phẳng đối xứng của phương tiện mang, vuông góc với mặt phẳng cắt ngang và hướng về phía trước, trục OZ_B nằm trong giao của mặt phẳng đối xứng và mặt phẳng cắt ngang của phương tiện mang và hướng lên phía trên, trục OY_B kết hợp cùng các trục OX_B và OZ_B tạo thành một tam diện thuận.

Hệ tọa độ phương vị là hệ tọa độ có tâm nằm trên trục quay hướng của pháo, có trục OAX_A nằm trong mặt phẳng đối xứng của pháo, vuông góc với trục quay hướng và hướng về phía trước, trục OAZ_A trùng với trục quay hướng và hướng lên phía trên, trục OAY_A kết hợp cùng các trục OAX_A và OAZ_A tạo thành một tam diện thuận.

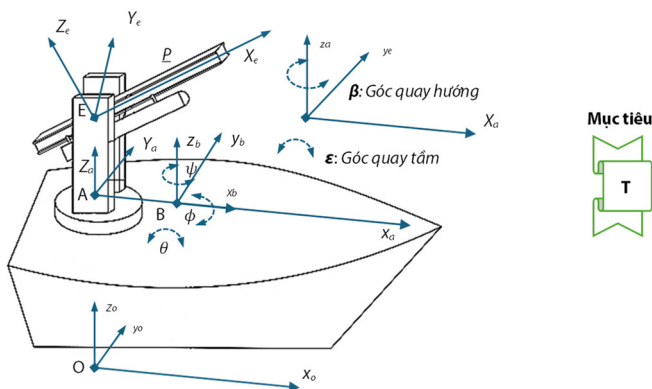
Hệ tọa độ tầm là hệ tọa độ có tâm nằm trên trục quay tầm của pháo, có trục OEX_E nằm trong mặt phẳng đối xứng của pháo, vuông góc với trục quay tầm và hướng về phía trước theo hướng của nòng pháo, trục OEZ_E vuông góc với trục quay tầm và trục OEX_E và hướng lên phía trên,

trục $O_E Y_E$ kết hợp cùng các trục $O_E X_E$ và $O_E Z_E$ tạo thành một tam diện thuận.

Hệ trục tọa độ tâm ở đây ta có thể hiểu là hệ trục ĐQS hoặc nòng pháo: trục O_x là trục camera hoặc nòng pháo, O_z nằm trong mặt phẳng chuyển động góc tâm của nòng pháo (camera), O_y vuông góc với Oxz .

Mặc dù nhìn chung các hệ tọa độ có tâm không trùng nhau, tuy nhiên vì bài toán ổn định không quan tâm đến tọa độ dài nên để tiện trình bày đồng thời không mất tính tổng quát, có thể coi các tâm này trùng nhau. Ký hiệu chung tâm của các hệ tọa độ là điểm O .

Sau đây, gọi tắt các HTĐ là O , B , A và E . Như vậy góc trục hướng β là góc quay của HTĐ A so với HTĐ B quanh trục Az_a ; góc trục tâm ε là góc quay của HTĐ E so với HTĐ A quanh trục Ey_e . Các góc tâm ε và hướng β hoàn toàn đo được trong HTĐ liên kết gắn liền với phương tiện mang.



Hình 1. Biểu diễn các hệ tọa độ trong hệ pantil

Vì $T\{E\}$ nhận được từ 3 phép quay sau tọa độ điểm $T\{O\}$.

- Phép quay thứ nhất: Vị trí tương đối của khối bệ so với hệ trục chuẩn, phép quay này được xác định thông qua cảm biến IMU đo tốc độ góc của các trục trong hệ tọa độ gắn liền:

$${}^B_O q = {}^{Bê}_{Chuẩn} q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]. \quad (1)$$

- Phép quay thứ hai: Vị trí tương đối của Khối quay hướng so với bệ, trục quay là vec tơ Oz có $r_{Oz} = [0 \ 0 \ 1]$, góc quay β :

$${}^A_B q = {}^{Hướng}_{Bê} q = [\cos \frac{\beta}{2} \ 0 \ 0 \ \sin \frac{\beta}{2}]. \quad (2)$$

- Phép quay thứ 3: Vị trí tương đối của khối quay tâm so với khối quay hướng, trục quay là vec tơ Oy có $r_{Oy} = [0 \ 1 \ 0]$, góc quay ε :

$${}^E_A q = {}^{Tâm}_{Hướng} q = [\cos \frac{\varepsilon}{2} \ 0 \ \sin \frac{\varepsilon}{2} \ 0]. \quad (3)$$

Vector quay biểu diễn tương quan giữa khối tâm (đường ngắm) và hệ trục chuẩn:

$${}^E_O q = {}^B_O q \otimes {}^A_B q \otimes {}^E_A q = [q_w \ q_x \ q_y \ q_z] \quad (4)$$

2.3. Tính toán quaternion của bệ từ thông số tốc độ góc đo được thông qua IMU gắn trên bệ

Từ tốc độ góc của các trục trên hệ tọa độ gắn liền ta sẽ tính được $\dot{q}$.

Thật vậy:

Một Quaternion tại thời điểm t là $q(t)$, tại thời điểm $t+\Delta t$ là $q(t+\Delta t)$,

Ta sẽ có Δq trong khoảng thời gian Δt được thực hiện trong khung cục bộ được hiểu là một vector quay trục tức thời $u = \frac{\omega}{|\omega|}$ với một góc quay $\theta = \|\omega\|\Delta t$ cũng có thể mô tả bằng quaternion

$$\Delta q = \cos \frac{\theta}{2} + u \sin \frac{\theta}{2} = \cos \frac{\|\omega\|\Delta t}{2} + \frac{\omega}{|\omega|} \sin \frac{\|\omega\|\Delta t}{2}$$

Ngoài ra:

$$q(t+\Delta t) = q(t) * \Delta q = q(\cos \frac{\|\omega\|\Delta t}{2} + \frac{\omega}{|\omega|} \sin \frac{\|\omega\|\Delta t}{2})$$

Do đó:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{q(t+\Delta t) - q(t)}{\Delta t} = q^* \frac{\cos \frac{\|\omega\|\Delta t}{2} + \frac{\omega}{|\omega|} \sin \frac{\|\omega\|\Delta t}{2} - 1}{\Delta t} = \frac{1}{2} q^* \omega \\ \dot{q} &= \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\omega_x q_x - \omega_y q_y - \omega_z q_z \\ \omega_x q_w + \omega_z q_y - \omega_y q_z \\ \omega_y q_w - \omega_z q_x + \omega_x q_z \\ \omega_z q_w + \omega_y q_x - \omega_x q_y \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

Phép nhân giữa vector vận tốc góc $\omega \in \mathbb{R}^3$ và quaternion $q \in \mathbb{R}^4$ được thực hiện bằng cách biểu diễn vector tốc độ như một quaternion thuần khiết với thành phần $q_w = 0$, $\omega = [0 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z] \in \mathbb{R}^4$ do đó ta có thể áp dụng được tích Hamilton.

Theo tài liệu tham khảo[4] ta sẽ có:

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2} q \omega \\ \dot{q} &= \frac{1}{2} \omega^0 q \end{aligned} \quad (6)$$

Trong đó:

$\omega = [0, \vec{\omega}]$: quaternion thuần khiết cho vector vận tốc góc trong hệ tọa độ gắn liền.

$\omega^0 = [0, \vec{\omega}^0]$: quaternion thuần khiết cho vector vận tốc góc trong hệ tọa độ chuẩn.

Ngoài ra, các đạo hàm liên tiếp của q_n được thu được bằng cách áp dụng lặp đi lặp lại biểu thức của đạo hàm quaternion, với $\omega'' = 0$.

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{1}{2} q \omega \\ \ddot{q} &= \frac{1}{4} q \omega^2 + \frac{1}{2} q \dot{\omega} \end{aligned}$$

$$\ddot{q} = \frac{1}{6} q \omega^3 + \frac{1}{4} q \dot{\omega} \omega + \frac{1}{4} q \omega \dot{\omega}$$

$$q^{i \geq 4} = \frac{1}{2^i} q \omega^i + \dots$$

Ta sẽ có:

$$q = \int_0^t \dot{q} dt = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \int_0^t (-\omega_x q_x - \omega_y q_y - \omega_z q_z) dt \\ \int_0^t (\omega_x q_w + \omega_z q_y - \omega_y q_z) dt \\ \int_0^t (\omega_y q_w - \omega_z q_x + \omega_x q_z) dt \\ \int_0^t (\omega_z q_w + \omega_y q_x - \omega_x q_y) dt \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.4. Giải bài toán ổn định đường ngắm từ quaternion có được do IMU trả về

Ta sẽ tìm mối liên hệ giữa tốc độ quay của hệ trục gắn liền với tốc độ quay của hệ trục liên kết.

Theo công thức (6) ta sẽ có:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} q \omega = \frac{1}{2} \omega^o q$$

Hay:

$$q \omega = \omega^o q$$

$$\omega = \bar{q} \omega^o q$$

Trong đó:

$\omega = [0, \bar{\omega}]$: quaternion thuần khiết cho vector vận tốc góc trong hệ tọa độ gắn liền.

$\omega^o = [0, \bar{\omega}^o]$: quaternion thuần khiết cho vector vận tốc góc trong hệ tọa độ chuẩn.

q : Toán tử quaternion cho phép quay từ hệ tọa độ chuẩn sang hệ tọa độ liên kết.

Đặt: $m = \bar{q} = [q_0 \quad -q_1 \quad -q_2 \quad -q_3]$.

$$\omega = m \omega^o \bar{m} \quad (8)$$

Hay:

$$\begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} = K_I^b \begin{bmatrix} \omega_x^l \\ \omega_y^l \\ \omega_z^l \end{bmatrix} \quad (9)$$

Thực tế bề lại chuyển động tự thân nó quanh các trục tự do của hệ tọa độ liên kết do đó:

$$\begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} = K_I^b \begin{bmatrix} \omega_x^l \\ \omega_y^l \\ \omega_z^l \end{bmatrix} + \dot{\Theta}_I^B \quad (10)$$

Trong đó:

$$K_I^b =$$

$$\begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_0) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_0) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\Theta_I^B = (\theta_{X_I}^B \quad \theta_{Y_I}^B \quad \theta_{Z_I}^B)^T$$

Áp dụng (10) cho bài toán động hình học ổn định đường ngắm:

Giả sử cảm biến quán tính đặt trên phương tiện mang, đo được tốc độ góc của hệ tọa độ gắn liền trong hệ tọa độ chuẩn. Tốc độ góc của các hệ tọa độ so với hệ tọa độ chuẩn được ký hiệu như sau:

$\omega_B = (\omega_x^B \quad \omega_y^B \quad \omega_z^B)^T$: Tốc độ góc của hệ tọa độ gắn liền.

$\omega_A = (\omega_x^A \quad \omega_y^A \quad \omega_z^A)^T$: Tốc độ góc của hệ tọa độ phương vị.

$\omega_E = (\omega_x^E \quad \omega_y^E \quad \omega_z^E)^T$: Tốc độ góc của hệ tọa độ tầm.

Góc $\mathcal{O}$ le giữa hệ tọa độ phương vị với hệ tọa độ gắn liền là β , β được thay đổi nhờ hệ truyền động phương vị. Góc $\mathcal{O}$ le giữa hệ tọa độ tầm với hệ tọa độ phương vị là ε , ε được thay đổi nhờ hệ truyền động tầm. Như vậy tốc độ góc của hệ tọa độ phương vị và hệ tọa độ tầm được xác định từ tốc độ góc của hệ tọa độ gắn liền, các góc $\mathcal{O}$ le và tốc độ góc của hệ truyền động tầm và hướng.

Góc quay của hệ tọa độ phương vị:

$$\omega_A = K_B^A(\theta_{Z_B}^A) \omega_B + \dot{\Theta}_B^A, \quad \dot{\Theta}_B^A = (0 \quad 0 \quad \dot{\beta})^T \quad (12)$$

Theo (2) ta sẽ có:

$${}^A_B q = {}^{Hướn\over Bệ} q = [\cos \frac{\beta}{2} \quad 0 \quad 0 \quad \sin \frac{\beta}{2}]$$

Thay vào (11) ta có:

$$K_B^A =$$

$$\begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_0) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_0) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

$$K_B^A = \begin{bmatrix} C_{\beta/2}^2 - S_{\beta/2}^2 & 2C_{\beta/2}S_{\beta/2} & 0 \\ -2C_{\beta/2}S_{\beta/2} & C_{\beta/2}^2 - S_{\beta/2}^2 & 0 \\ 0 & 0 & C_{\beta/2}^2 + S_{\beta/2}^2 \end{bmatrix}$$

$$K_B^A = \begin{bmatrix} C\beta & S\beta & 0 \\ -S\beta & C\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Lúc đó (12) có dạng:

$$\begin{bmatrix} \omega_x^A \\ \omega_y^A \\ \omega_z^A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\beta & S\beta & 0 \\ -S\beta & C\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \omega_x^B \\ \omega_y^B \\ \omega_z^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\beta} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x^A \\ \omega_y^A \\ \omega_z^A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x^B * C\beta + \omega_y^B * S\beta \\ -\omega_x^B * S\beta + \omega_y^B * C\beta \\ \omega_z^B + \dot{\beta} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Góc quay của hệ tọa độ tầm:

$$\omega_E = K_A^E(\theta_{Y_A}^E) \omega_A + \dot{\Theta}_A^E, \quad \dot{\Theta}_A^E = (0 \quad \dot{\varepsilon} \quad 0)^T \quad (14)$$

Theo (3) ta có:

$${}^E_A \mathbf{q} = {}^{\text{Tầm}}_{\text{Hướng}} \mathbf{q} = [\cos \frac{\varepsilon}{2} \quad 0 \quad \sin \frac{\varepsilon}{2} \quad 0].$$

$$K_A^E =$$

$$\begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_0) & 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_0) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

$$K_A^E = \begin{bmatrix} C_{\frac{\varepsilon}{2}}^2 - S_{\frac{\varepsilon}{2}}^2 & 0 & -2C_{\frac{\varepsilon}{2}}S_{\frac{\varepsilon}{2}} \\ 0 & C_{\frac{\varepsilon}{2}}^2 + S_{\frac{\varepsilon}{2}}^2 & 0 \\ 2C_{\frac{\varepsilon}{2}}S_{\frac{\varepsilon}{2}} & 0 & C_{\frac{\varepsilon}{2}}^2 - S_{\frac{\varepsilon}{2}}^2 \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} C\varepsilon & 0 & -S\varepsilon \\ 0 & 1 & 0 \\ S\varepsilon & 0 & C\varepsilon \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x^E \\ \omega_y^E \\ \omega_z^E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\varepsilon & 0 & -S\varepsilon \\ 0 & 1 & 0 \\ S\varepsilon & 0 & C\varepsilon \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \omega_x^A \\ \omega_y^A \\ \omega_z^A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x^E \\ \omega_y^E \\ \omega_z^E \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x^A * C\varepsilon - \omega_z^A * S\varepsilon \\ \omega_y^A + \dot{\varepsilon} \\ \omega_x^A * S\varepsilon + \omega_z^A * C\varepsilon \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\begin{cases} \omega_x^E = (\omega_x^B * C\beta + \omega_y^B * S\beta) C\varepsilon - (\omega_z^B + \beta) S\varepsilon \\ \omega_y^E = -\omega_x^B * S\beta + \omega_y^B * C\beta + \dot{\varepsilon} \\ \omega_z^E = (\omega_x^B * C\beta + \omega_y^B * S\beta) S\varepsilon + (\omega_z^B + \beta) C\varepsilon \end{cases} \quad (16)$$

Phương trình (16) là cơ sở để xác định các giá trị đầu vào cho các hệ truyền động để điều khiển các góc phương vị và góc tầm trong không gian quán tính. Trong chế độ ổn định, tốc độ góc của hệ tọa độ tầm trong không gian quán tính thỏa mãn:

$$\omega_y^E = 0, \omega_z^E = 0 \quad (17)$$

Để thỏa mãn điều kiện (17) giá trị tốc độ góc của các hệ truyền động được xác định như sau:

$$\beta = -\text{tg}\varepsilon(\omega_x^B * C\beta + \omega_y^B * S\beta) - \omega_z^B \quad (18)$$

$$\dot{\varepsilon} = \omega_x^B * S\beta - \omega_y^B * C\beta \quad (19)$$

Từ (18) (19) nhận thấy vận tốc góc mong muốn nhằm ổn định đường ngắm phụ thuộc vào vận tốc góc của phương tiện mang và các góc quay của các hệ tọa độ và đạo hàm của nó. Đây là các tham số cần đo trong hệ thống để có thể tích hợp hệ thống ổn định đường ngắm vào hệ thống điều khiển sẵn có.

3. TỔNG HỢP HỆ THỐNG ỔN ĐỊNH ĐƯỜNG NGẮM

Trong hệ thống ổn định đường ngắm, vận tốc góc của đường ngắm hay vận tốc góc của bộ gắn thiết bị theo các trục phải được duy trì sao cho đường ngắm trong không gian quán tính được ổn định. Mô hình động học hệ thống ổn định đường ngắm được mô tả bằng phương trình (20):

$$\dot{\zeta}_1 = \zeta_2; \dot{\zeta}_2 = k\zeta_2 + bu + f \quad (20)$$

Với $\zeta_1, \zeta_2, \zeta_3$ thứ tự là vị trí góc θ , vận tốc góc $\dot{\theta}$ và gia tốc góc $\ddot{\theta}$ của hệ truyền động, k là hệ số ma sát nhớt, b là hệ số tỷ lệ nghịch với mô men quán tính của hệ, u là lệnh điều khiển hay mô men chủ động được đưa vào hệ thống, f là tổng sai số mô hình cũng như các thành phần bất định khác tác động vào hệ thống quy ra đầu vào hệ thống.

Trong chế độ ổn định, giá trị góc mong muốn, vận tốc góc mong muốn và gia tốc góc mong muốn thứ tự ký hiệu là $\theta_d, \dot{\theta}_d, \ddot{\theta}_d$.

Đặt $x_1 = \theta - \theta_d; x_2 = \dot{\theta} - \dot{\theta}_d$, phương trình động học (20) trở thành:

$$\dot{x}_1 = x_2; \dot{x}_2 = kx_2 + bu + f + d \quad (21)$$

Có thể sử dụng điều khiển thích nghi để tổng hợp hệ thống ổn định đường ngắm cho camera trên phương tiện cơ động, tuy nhiên nó có những nhược điểm như: với hệ thống có tham số bất định, biến đổi nhanh như sự thay đổi của bộ xe mang trong điều kiện hoạt động trên địa hình phức tạp thì chất lượng điều khiển thích nghi không đảm bảo... chính vì vậy dưới đây sẽ đề xuất phương pháp điều khiển trượt trên cơ sở các phương pháp nhận dạng được các thành phần bất định đã được xây dựng [10].

Với $d = (k\dot{\theta}_d - \ddot{\theta}_d)$ là thành phần đầu vào, được xác định theo các công thức (18) (19), f là thành phần bất định, f có thể được nhận dạng bằng mạng nơ ron nhân tạo [1, 2] với sai số nhỏ tùy chọn:

$$f = \hat{f} + \tilde{f} \quad |\tilde{f}| \leq \sigma \quad (22)$$

với $\hat{f}$ là ước lượng của f và $\tilde{f}$ là sai số ước lượng, $|\tilde{f}| \leq \sigma$ với σ là số dương nhỏ tùy ý, $\sigma > 0$.

Khi đó, đối với hệ (21) với phương pháp ước lượng nhiều với sai số ước lượng đủ nhỏ, bị chặn (22), chế độ trượt được áp dụng để tổng hợp lệnh điều khiển. Phương trình mặt trượt: $s = cx_1 + x_2$ (23)

Lệnh điều khiển được chọn như sau:

$$u = -\frac{1}{b}[(c + k)x_2 + \hat{f} + d + (\sigma + \varepsilon) \text{sgn}(s)] \quad (24)$$

Với ε là số dương nhỏ tùy ý. Với lệnh điều khiển (16), hệ (13) sẽ ổn định tiệm cận. Điều này có thể kiểm chứng bằng phương pháp Lyapunov. Chọn hàm Lyapunov:

$$V = \frac{1}{2}s^2$$

$$\text{Khi đó } \dot{V} = s\dot{s} = s(cx_2 + kx_2 + bu + f + d) \quad (25)$$

Thay giá trị u từ (24) vào (25) nhận được:

$$\dot{V} = s\dot{s} = s(-\sigma \text{sgn}(s) + \tilde{f} - \varepsilon \text{sgn}(s)) \quad (26)$$

Kết hợp với (23) nhận được:

$$\dot{V} = s\dot{s} \leq s(-\varepsilon \operatorname{sgn}(s)) \leq 0 \quad (27)$$

Như vậy, hệ (21) ổn định.

Tuy nhiên, vì đây là hệ ổn định cho các thiết bị quang học, nên hiện tượng chattering là một tác động xấu cần loại bỏ. Để khắc phục hiện tượng này, thay vì sử dụng thành phần hàm dấu trong lệnh điều khiển, hàm phi tuyến $\arctg(\cdot)$ sẽ được sử dụng. Khi đó (24) được viết lại thành:

$$u = -\frac{1}{b}[(c+k)x_2 + \hat{f} + d + \alpha \arctg(\gamma s)] \quad (28)$$

Khi đó (27) trở thành:

$$\dot{V} = s\dot{s} = s(-\alpha \arctg(\gamma s) + \tilde{f}) \quad (29)$$

$$\dot{V} \leq 0 \text{ khi } \alpha \arctg(\gamma |s|) > \sigma, \text{ hay } |s| > \sigma/\alpha\gamma. \quad (30)$$

Không mất tính tổng quát, chọn $\alpha\beta = 1$, khi đó $\dot{V} \leq 0$ nếu $s > \sigma$, nói cách khác,

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |s| \leq \sigma, \quad (31)$$

Có nghĩa là s sẽ nằm trong lân cận σ của 0, ký hiệu là $0(\sigma)$. Từ khi s tiến tới $0(\sigma)$.

Với điều kiện (31), sai số tốc độ góc tối đa được tính như sau:

$$\text{Chọn hàm Lyapunov} \quad V_2 = \frac{1}{2}x_1^2 \quad (32)$$

$$\text{Khi đó,} \quad \dot{V}_2 = x_1\dot{x}_2 = x_1(s - cx_1) \quad (33)$$

Từ (33) dễ dàng nhận thấy:

$$\dot{V}_2 \leq 0 \quad \text{khi} \quad |x_1| > \frac{|s|}{c} \quad (34)$$

Điều kiện (34) đồng nghĩa với việc x_1 nằm trong lân cận $\frac{|s|}{c}$, kết hợp với (31) x_1 sẽ nằm trong lân cận σ/c , có nghĩa là đường ngắm sẽ bị trôi trong không gian quán tính với vận tốc tối đa là σ/c . Trong bài toán kết hợp ổn định và bắt bám mục tiêu tự động, độ trôi này sẽ được bù bằng hệ thống điều khiển bám.

Để kiểm chứng kết quả trên, dưới đây sẽ trình bày kết quả mô phỏng.

4. MÔ PHỎNG, TÍNH TOÁN, THẢO LUẬN

Điều kiện mô phỏng: Hệ pan-tilt được đặt trên tàu có vận tốc góc của hệ tọa độ gắn liền là ω_B , với các góc ban đầu của hệ tọa độ gắn liền là $\theta_1(0), \theta_2(0), \theta_3(0)$ và góc ban đầu của hệ tọa độ pan-tilt là $\varepsilon(0), \beta(0)$, thành phần nhiễu nhận dạng được là $\tilde{f}$ và thành phần sai số nhận dạng là $\tilde{f}$.

Các tham số của hệ thống:

$$\omega_B = \{0, 2 \sin(0,02t) \quad 0,02 \sin(0,5t) \quad 0,13 \sin(t/3)\}^T$$

$$\theta_2(0) = \theta_{YC}^B(0) = 0, \theta_3(0) = \theta_{ZC}^B(0) = 0,$$

$$\theta_1(0) = \theta_{XC}^B(0) = 0, \varepsilon(0) = \theta_{ZA}^E(0) = \frac{\pi}{6},$$

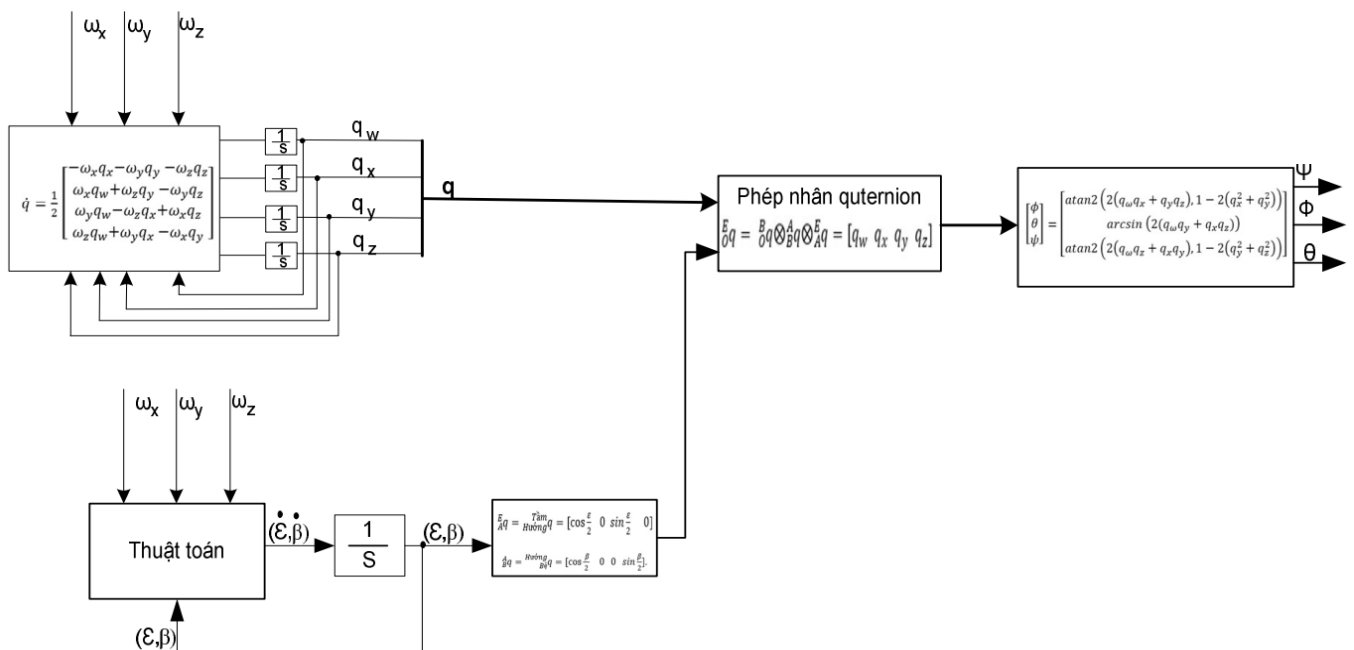
$$\beta(0) = \theta_{YB}^A(0) = \pi/4.$$

$$\hat{f} = 0,015 \sin t, \tilde{f} = 0,001 \sin(t + 5\pi/2),$$

$$c = 10, \alpha = 0,2u_{\max}/\pi, \gamma = 10\pi/2u_{\max}$$

$$u_{\max} = 1,5, b = 1/10, k = -15, \sigma = 0,002$$

Lệnh điều khiển được tổng hợp theo (28):



Hình 2. Sơ đồ tính toán góc Roll, Pitch, Yaw cho hệ pantil ổn định với tín hiệu phản hồi từ cảm biến IMU

$$u = -\frac{1}{b}[(c+k)x_2 + \hat{f} + d + \alpha \arctg(\gamma s)]$$

Vector quay biểu diễn tương quan giữa khối tâm (đường ngắm) và hệ trục chuẩn:

$${}^E q = {}^B q \otimes {}^A q \otimes {}^E q = [q_w \ q_x \ q_y \ q_z] \quad (35)$$

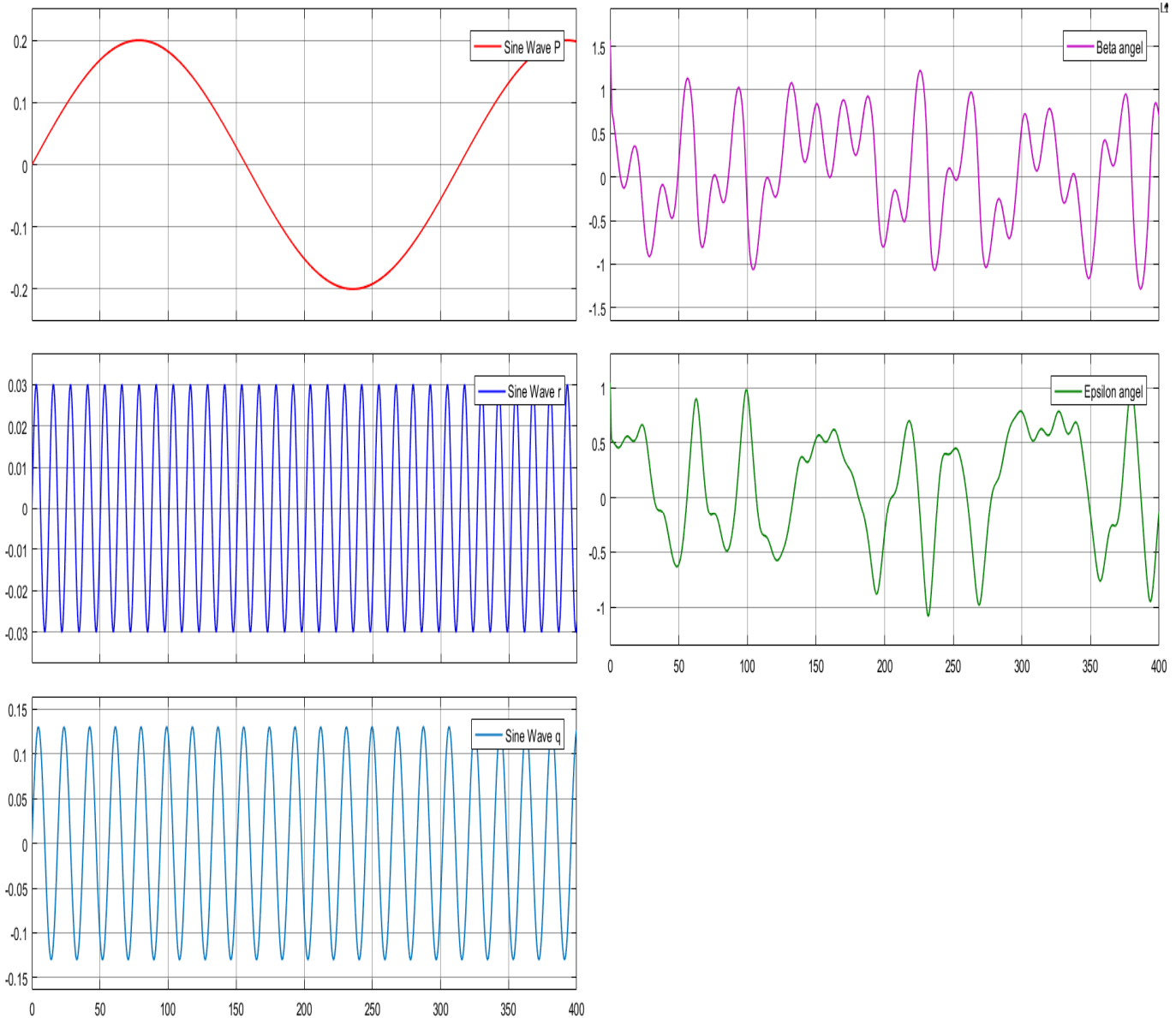
Ngoài ra theo [4], áp dụng cho phép quay thứ tự 3-2-1 ta có:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan2}(2(q_w q_x + q_y q_z), 1 - 2(q_x^2 + q_y^2)) \\ \arcsin(2(q_w q_y + q_x q_z)) \\ \text{atan2}(2(q_w q_z + q_x q_y), 1 - 2(q_y^2 + q_z^2)) \end{bmatrix} \quad (36)$$

Mong muốn điều khiển ổn định (khi $\omega_B(0) = 0$):

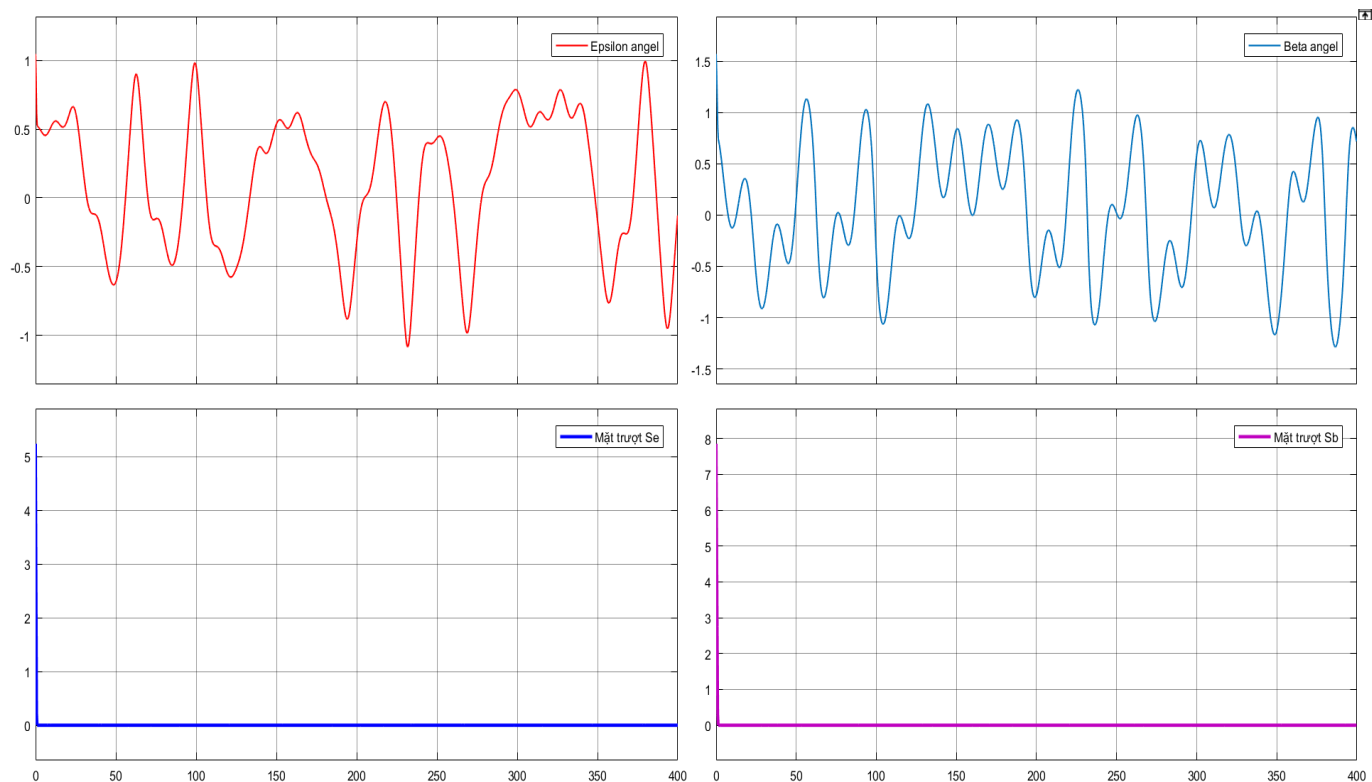
$$+ \text{Pitch}(t) = \varepsilon(0) = \theta_{zA}^E(0) = \pi/6;$$

$$+ \text{Yaw}(t) = \beta(0) = \theta_{yB}^A(0) = \pi/4;$$

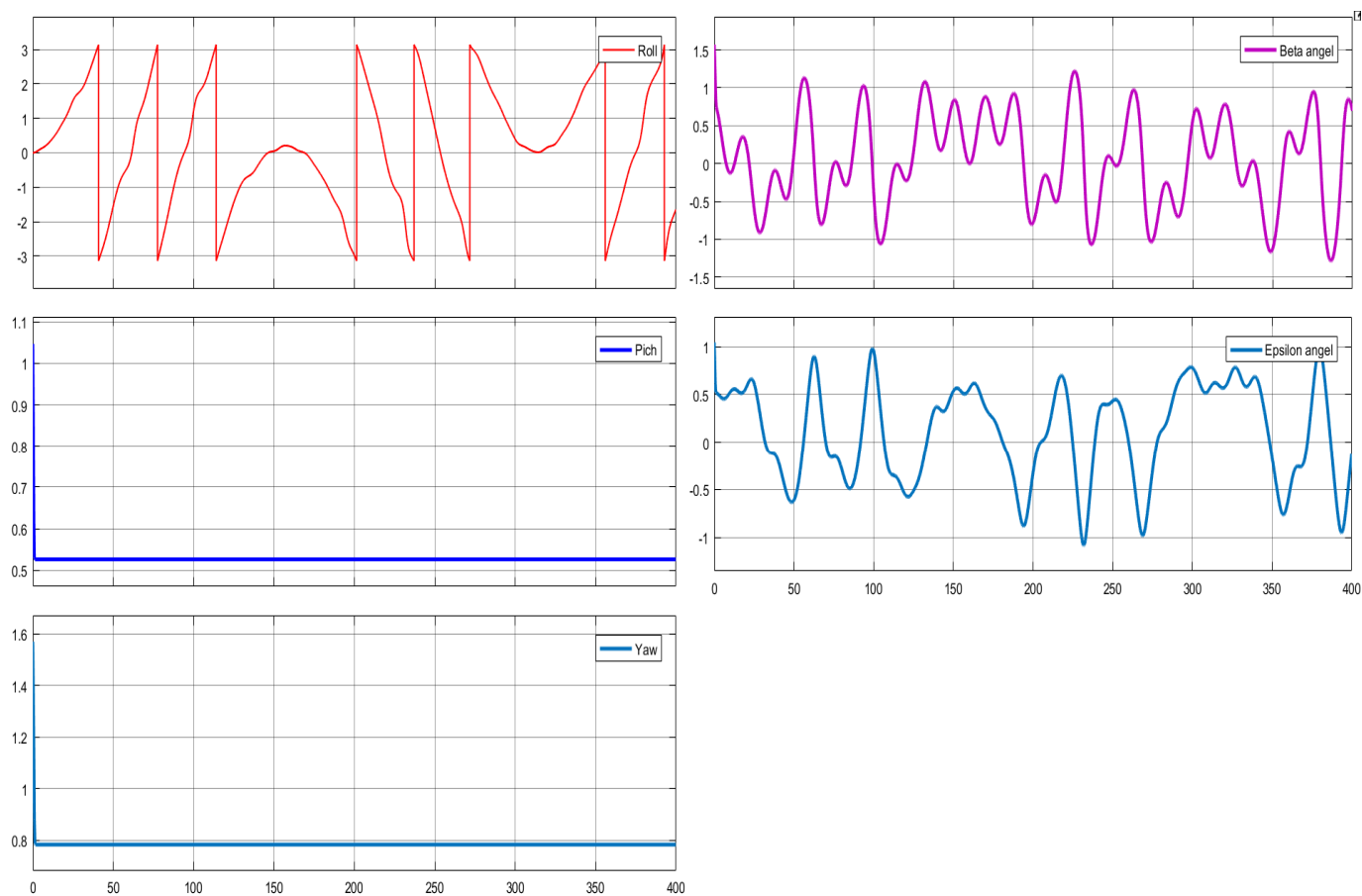


Hình 3. Đáp ứng điều khiển ε , β với tín hiệu bộ ω_x , ω_y , ω_z để bộ ổn định

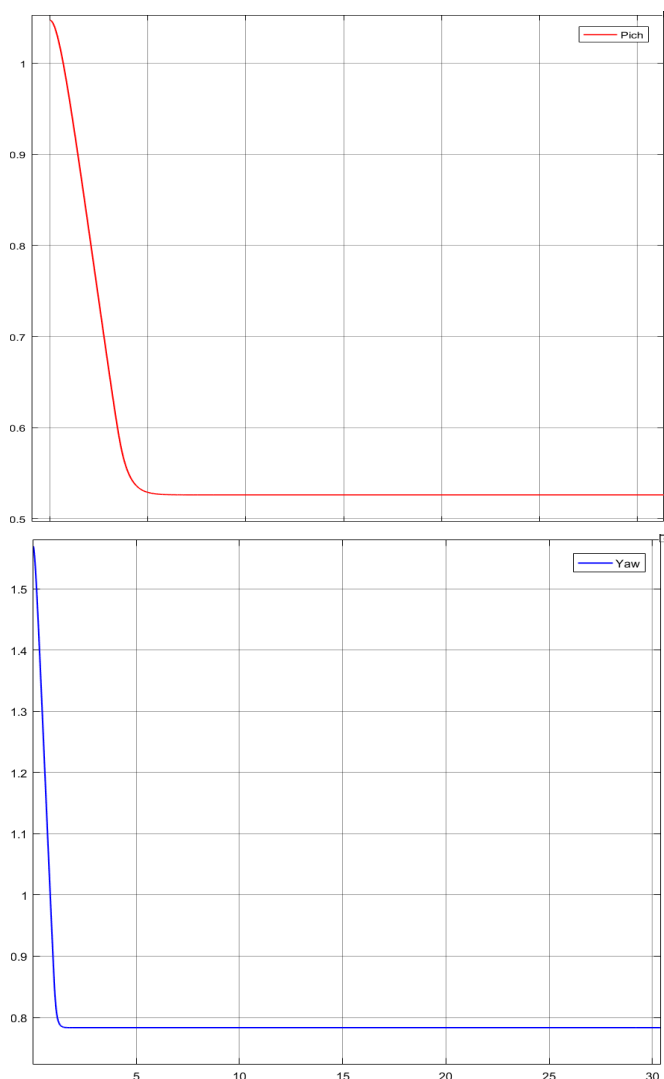
Nhận xét: Trong hình 3 miêu tả đáp ứng tín hiệu góc tầm và góc phương vị sao cho đường ngắm ổn định khi bộ dao động. Hình 4 mô tả đáp ứng mặt trượt của bộ điều khiển trượt để giữ đường ngắm ổn định, hình 5 thể hiện mối quan hệ giữa góc tầm, góc hướng với góc của vector đường ngắm trong không gian. Từ mô phỏng ta thấy, trong tất cả các trường hợp thì đáp ứng góc Pitch và Yaw đều ổn định quanh trục của nó khi có tác động theo các hướng. Góc roll có sự thay đổi, dao động tức đường ngắm tự quay tròn quay trục của nó. Tín hiệu này gửi tới máy tính xử lý ảnh để xoay ảnh giúp người quan sát luôn thấy mục tiêu nằm trong hướng cố định trong không gian.



Hình 4. giá trị điều khiển ε , β và mặt trượt của epsilon, mặt trượt beta của bộ điều khiển trượt



Hình 5. Tín hiệu epsilon, beta, roll, pitch, yaw khi hệ ổn định



Hình 6. Đáp ứng tín hiệu góc pitch-Yaw trong bài toán ổn định bệ

5. KẾT LUẬN

Như vậy, với việc sử dụng cảm biến vận tốc góc gắn liền với các trục của hệ tọa độ gắn liền, sử dụng phương pháp quy đổi giữa các hệ trục tọa độ thông qua toán tử quaternion, kết hợp sử dụng bộ điều khiển theo chế độ trượt với thành phần điều khiển gián đoạn được thay thế bằng thành phần điều khiển liên tục phi tuyến, việc bù ảnh hưởng của dao động của bệ lên đường ngắm của các thiết bị quang học đã được thực hiện. Giải pháp đưa ra đã làm suy giảm ảnh hưởng của dao động của bệ lên đường ngắm, đồng thời khắc phục được hiện tượng chattering là nhược điểm của chế độ trượt. Tuy còn có sai số ổn định do ảnh hưởng của sai số nhận dạng thành phần nhiễu, nhưng các sai số này nhỏ và hoàn toàn có thể được khử được khi tích hợp hệ thống ổn định với hệ thống tự động bám. Giải pháp này có khả năng ứng dụng cho các hệ thống bám mục tiêu trên các phương tiện di động trên mặt đất hoặc trên biển.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Vũ Quốc Huy, "Phương trình Euler-Lagrange của đài quan sát quang điện tử trên phương tiện cơ động," *Tạp chí Nghiên cứu Khoa học và Công nghệ quân sự*, Số Đặc san Tự động hóa, 70 - 78, 2019.
- [2]. Vũ Quốc Huy, Chu Đức Chinh, Lê Văn Phúc, "Thuật toán xác định tọa độ đường ngắm của đài quan sát và tháp pháo trong tổ hợp ZSU-23-4 cải tiến," *Tạp chí Nghiên cứu Khoa học và Công nghệ quân sự*, 71, 25-31, 2021.
- [3]. Vũ Quốc Huy, Trần Ngọc Bình, Đỗ Quảng Đại, "Thuật toán tính góc trục và góc bệ thiết lập cho đài quan sát phòng không cơ động," *Tạp chí Nghiên cứu Khoa học và Công nghệ quân sự*, Số Kỷ niệm 55 năm Viện Khoa học và Công nghệ quân sự, 217-224, 2015.
- [4]. Hardik parwana, Mangal Kothari, *Quaternions and Attitude Representation*. 2017. 10.48550/arXiv.1708.08680
- [5]. <https://ahrs.readthedocs.io/en/stable/filters/angular.html>.
- [6]. Sebastian O.H. Madgwick, *An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays*. Report x-io and University of Bristol (UK), 2010.
- [7]. <https://www.defenseadvancement.com/suppliers/stabilization-systems/>
- [8]. F. Dong, X. Lei, W. Chou, "A dynamic model and control method for a two-axis inertially stabilized platform," *IEEE Trans. Ind. Electron.*, 64, 1, 432-439, 2017.
- [9]. X. Zhou, H. Zhang, R. Yu, "Decoupling control for two-axis inertially stabilized platform based on an inverse system and internal model control," *Mechatronics*, 24, 8, 1203-1213, 2014.
- [10]. J. Mao, J. Yang, S. Li, Q. Li, "Output feedback stabilization of inertially stabilized platform with unmatched disturbances using sliding mode approach," *IFAC-PapersOnLine*, 50, 1, 5149-5154, 2017.
- [11]. S. Liu, H. Che, L. Sun, "Research on stabilizing and tracking control system of tracking and sighting pod," *J. Control Theory Appl.*, 10, 1, 107112, 2012.
- [12]. P. Song, "Robust control of gyro stabilized platform driven by ultrasonic motor," *Sens. Actuators A, Phys.*, 261, 280-287, 2017.
- [13]. X. Zhou, Y. Li, Y. Jia, L. Zhao, "An improved fuzzy neural network compound control scheme for inertially stabilized platform for aerial remote sensing applications," *Int. J. Aerosp. Eng.*, Art. no. 7021038, 2018.
- [14]. X. Zhang, Y. Zhao, K. Guo, G. Li, N. Deng, "An adaptive b-spline neural network and its application in terminal sliding mode control for a mobile satcom antenna inertially stabilized platform," *Sensors*, 17, 5, 978, 2017.
- [15]. F. Liu, H. Wang, Q. Shi, H. Wang, M. Zhang, H. Zhao, "Comparison of an ANFIS and fuzzy PID control model for performance in a two-axis inertial stabilized platform," *IEEE Access*, 5, 12951-12962, 2017.
- [16]. Ngô Trí Nam Cường, "Một phương pháp nhận dạng và bù trừ các thành phần bất định cho một lớp đối tượng phi tuyến," *Tạp chí Nghiên cứu Khoa học và Công nghệ Quân sự*, 17, 53-61, 2017.

AUTHORS INFORMATION

Truong Tat Thuan¹, Vu Xuan Huy², Nguyen Vu³

¹Control, Automation in Production and Improvement of Technology Institute, Academy of Military Science and Technology, Vietnam

²Le Quy Don Technical University, Vietnam

³Hanoi University of Industry, Vietnam