

MÔ PHỎNG CHẾ ĐỘ TÁI ỔN ĐỊNH VỆ TINH SỬ DỤNG BÁNH XE PHẢN ỨNG TRONG MỘT MÔ HÌNH VỆ TINH KHỐI HỘP

SIMULATION OF THE DETUMBLING MODE USING REACTION WHEELS IN A CUBESAT MODEL

Lã Thùy Linh¹, Trần Anh Tú¹,
Phan Thanh Hiền^{1,*}

DOI: <https://doi.org/10.57001/huih5804.32>

TÓM TẮT

Trong bài báo này, nhóm tác giả trình bày quá trình xây dựng mô hình mô phỏng phân hệ Xác định và Điều khiển tư thế vệ tinh (ADCS) sử dụng phần mềm Matlab/Simulink và mô phỏng chế độ tái ổn định vệ tinh sử dụng bánh xe phản ứng. Các mô hình được xây dựng gồm mô hình môi trường, mô hình chuyển động học và động lực học vệ tinh, mô hình cảm biến, thuật toán xác định tư thế, mô hình cơ cấu chấp hành và mô hình điều khiển. Thuật toán điều khiển bánh xe phản ứng được áp dụng vào mô hình để mô phỏng chế độ tái ổn định vệ tinh trước nhiễu loạn môi trường. Các kết quả mô phỏng đều tương đối chính xác với lý thuyết, xác nhận mô hình và thuật toán hoạt động tốt.

Từ khóa: CubeSat, ADCS, mô phỏng, Simulink, vệ tinh.

ABSTRACT

In this paper, we introduce a simulation model for the Determination and Positioning Satellite Control (ADCS) module using Matlab/Simulink software, and simulate the satellite detumbling mode using reaction wheels. The built models include environment model, satellite kinematics and dynamics model, sensors model, attitude determination algorithm, actuator model and control model. The reaction wheels control algorithm is applied to the model to simulate the satellite detumbling with environmental disturbances. The simulation results are relatively accurate with the theory, confirm the model and the algorithm works well.

Keywords: CubeSat, ADCS, simulation, Simulink, satellite.

¹Trường Đại học Khoa học và Công nghệ Hà Nội, Viện Hàn lâm Khoa học và Công nghệ Việt Nam

*Email: phan-thanh.hien@usth.edu.vn

Ngày nhận bài: 25/7/2022

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 25/9/2022

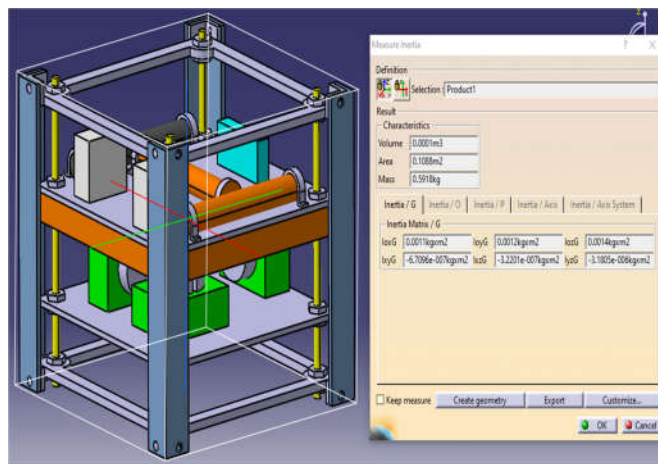
Ngày chấp nhận đăng: 27/10/2022

1. GIỚI THIỆU

Trên một vệ tinh, phân hệ Xác định và Điều khiển Tư thế (ADCS) đóng vai trò quan trọng khi giúp ổn định vệ tinh trước tác động từ ngoại lực, đồng thời điều khiển tư thế vệ tinh theo định hướng mong muốn. ADCS phát huy vai trò ngay khi vệ tinh được tách khỏi tên lửa và đưa vào quỹ đạo, bởi khi đó vệ tinh sẽ chịu tác động mạnh từ ngoại lực và quay không ổn định theo nhiều hướng. ADCS thường sử dụng từ kế, thanh từ lực và thuật toán B-dot để kích hoạt

chế độ tái ổn định (detumbling) [1], giúp ổn định vệ tinh trước khi thực hiện các nhiệm vụ tiếp theo.

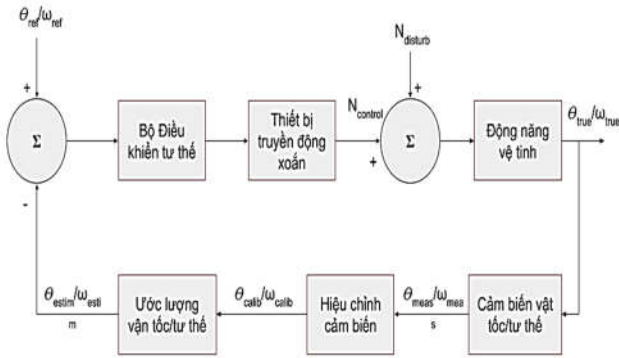
Trong bài báo này, nhóm tác giả mô tả quá trình phát triển chương trình mô phỏng chế độ tái ổn định của một vệ tinh khối hộp trong đó sử dụng cơ cấu chấp hành là bánh xe phản ứng thay cho thanh từ lực. Để thực hiện được mô phỏng này, chúng tôi thực hiện các công việc sau: (i) xây dựng ý tưởng và thiết kế một vệ tinh khối hộp giả định sử dụng phần mềm CATIA (hình 1) và trích xuất thông số ma trận mô men quán tính của vệ tinh; (ii) xây dựng các khối mô phỏng cho phân hệ ADCS trên MATLAB/Simulink; và (iii) tiến hành mô phỏng và đối chiếu kết quả với mô hình lý thuyết.



Hình 1. Ý tưởng vệ tinh khối hộp đơn giản với các bộ phận của ADCS. Bảng mạch phía trên chứa các Từ kế, con quay hồi chuyển (hai khối chữ nhật màu trắng) và cảm biến Mặt trời (khối màu lục lam). Các bánh xe phản ứng được cố định ở bảng mạch khác bên dưới với các khối trụ có màu xám là bánh xe và các khối màu xanh lá cây là động cơ.

2. MÔ HÌNH LÝ THUYẾT CỦA ADCS

ADCS là sự kết hợp của hai hệ thống nhỏ hơn là hệ thống xác định tư thế (ADS) và hệ thống điều khiển tư thế (ACS). ADS gồm các cảm biến và thuật toán giúp xác định tư thế vệ tinh. Từ kết quả xác định tư thế của ADS, bộ điều khiển sẽ đưa ra thuật toán điều khiển phù hợp và điều khiển vệ tinh thông qua các cơ cấu chấp hành (ACS). Mô hình lý thuyết cơ bản của một hệ thống ADCS được mô tả trong hình 2 [2].

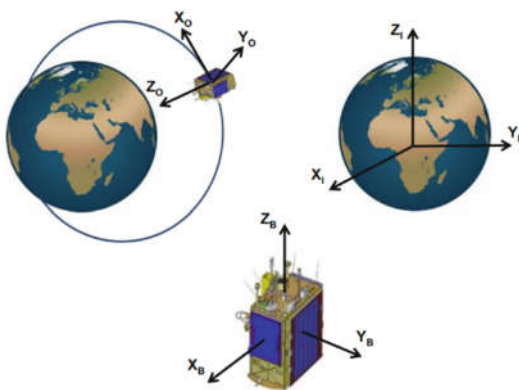


Hình 2. Sơ đồ khối ADCS. Trong đó: $\theta_{ref}/\omega_{ref}$: tư thế/vận tốc tham chiếu; $\theta_{true}/\omega_{true}$: tư thế/vận tốc thật; $\theta_{meas}/\omega_{meas}$: tư thế/vận tốc đo được; $\theta_{estim}/\omega_{estim}$: tư thế, vận tốc ước tính; $N_{control}$: Mô men xoắn truyền động; $N_{disturb}$: Nhiễu ngoại lực.

2.1. Hệ tọa độ vệ tinh

Hệ tọa độ tham chiếu quỹ đạo (ORC) và hệ tọa độ khung thân vệ tinh (SBC) thường được dùng để biểu diễn tư thế của vệ tinh (hình 3). ORC là hệ quy chiếu quán tính, với tâm của hệ tọa độ là khối tâm của vệ tinh, trục Z_0 hướng về phía thiên đỉnh, trục X_0 hướng về phía vectơ vận tốc đối với quỹ đạo gần tròn, và trục Y_0 trục giao với X_0 và Z_0 theo quy tắc bàn tay phải. SBC là hệ quy chiếu phi quán tính lấy theo thân vệ tinh, với hướng trục tương tự ORC. Ngoài ra, do mặt trời và quỹ đạo vệ tinh được biểu diễn trong hệ tọa độ quán tính tâm trái đất (ECI) J2000, ta cần thêm một ma trận chuyển đổi từ tọa độ ECI sang ORC. Từ vị trí vệ tinh \vec{r}_1 và vectơ đơn vị vận tốc \vec{v}_1 thu được bằng cách sử dụng đầu ra vị trí và vận tốc của bộ truyền quỹ đạo vệ tinh, ma trận chuyển đổi có thể dễ dàng tính toán được theo phương trình (1).

$$A_1^0 = \begin{bmatrix} (\vec{r}_1 \times (\vec{v}_1 \times \vec{r}_1))^T \\ (\vec{v}_1 \times \vec{r}_1)^T \\ -\vec{r}_1 \end{bmatrix} \tag{1}$$



Hình 3. Các hệ tọa độ: Quỹ đạo (ORC), Quán tính (ECI) và Khung thân vệ tinh (SBC) [2]

2.2. Phương trình chuyển động học vệ tinh

Tư thế của một vệ tinh quay quanh Trái đất có thể được biểu thị dưới dạng ma trận cosine chỉ hướng (DCM), góc Euler hoặc quaternion. Với $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}$ là vận tốc góc vệ tinh trong hệ quy chiếu ORC, chuyển động của vệ tinh với

biểu diễn tư thế theo quaternion được mô tả trong phương trình (2).

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = 0.5 \begin{bmatrix} 0 & \omega_{z0} & -\omega_{y0} & \omega_{x0} \\ -\omega_{z0} & 0 & \omega_{x0} & \omega_{y0} \\ \omega_{y0} & -\omega_{x0} & 0 & \omega_{z0} \\ -\omega_{x0} & -\omega_{y0} & -\omega_{z0} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \tag{2}$$

2.3. Phương trình động lực học vệ tinh

Động lực học vệ tinh (phương trình Euler) được trình bày ở phương trình (3).

$$I_{Sat} \dot{\omega}_B^1 = N_{GG} + N_D + N_{RW} + N_{MT} - \omega_B^1 \times (I_{Sat} \omega_B^1 + h_{RW}) \tag{3}$$

Trong phương trình này, $\omega_B^1 = \omega_B^0 + A_{O/B} \omega_0$ là tốc độ góc theo hệ quy chiếu khung thân, $N_{GG} = 3\omega_0^2 (z_0^B \times I z_0^B)$ là vectơ xoắn nhiễu loạn gradient trọng lực, $z_0^B = A_{O/B}$ là vectơ đơn vị trục dọc trong hệ tọa độ khung thân vệ tinh, N_D là mômen xoắn sinh ra từ nhiễu loạn môi trường, $N_{RW} = -\dot{h}_{RW}$ là vectơ mômen bánh xe phản ứng với h_{RW} là vectơ mômen động lượng của bánh xe, N_{MT} là mômen điều khiển từ trường, ω_0 là tốc độ góc theo hệ tham chiếu quỹ đạo, và I_{Sat} là ma trận mômen quán tính của vệ tinh.

2.4. Thuật toán TRIAD xác định tư thế vệ tinh

TRIAD là thuật toán đơn giản nhất để xác định tư thế vệ tinh. Ý tưởng của thuật toán này được diễn giải ngắn gọn rằng nếu biết hệ quy chiếu khung thân, hệ quy chiếu quán tính, cùng hai vector tham chiếu khác, ta có thể dựng hệ tọa độ riêng TRIAD để xác định tư thế vệ tinh [2, 3]. Trong mô hình này, hai vector tham chiếu là vector từ trường Trái đất (đo bởi từ kế) và vector hướng Mặt trời (đo bởi cảm biến Mặt trời). Vector mô hình thuộc hệ quy chiếu ORC, và vector đo thuộc hệ SBC. Phương trình (4) và (5) trình bày phương pháp dựng trục TRIAD.

$$\vec{O}_1 = \vec{B}_B, \quad \vec{O}_2 = \vec{B}_B \times \vec{S} \vec{u}_{Sun}, \quad \vec{O}_3 = \vec{O}_1 \times \vec{O}_2 \tag{4}$$

$$\vec{r}_1 = \vec{B}_0, \quad \vec{r}_2 = \vec{B}_0 \times \vec{S} \vec{u}_{Sun}, \quad \vec{r}_3 = \vec{r}_1 \times \vec{r}_2 \tag{5}$$

Về lý thuyết, $[\vec{O}_1 \ \vec{O}_2 \ \vec{O}_3]$ và $[\vec{r}_1 \ \vec{r}_2 \ \vec{r}_3]$ là một, và được liên hệ theo công thức (6), qua đó xác định được tư thế vệ tinh biểu diễn theo ma trận cosine chỉ hướng.

$$[\vec{O}_1 \ \vec{O}_2 \ \vec{O}_3] = A_B^0 [\vec{r}_1 \ \vec{r}_2 \ \vec{r}_3] \tag{6}$$

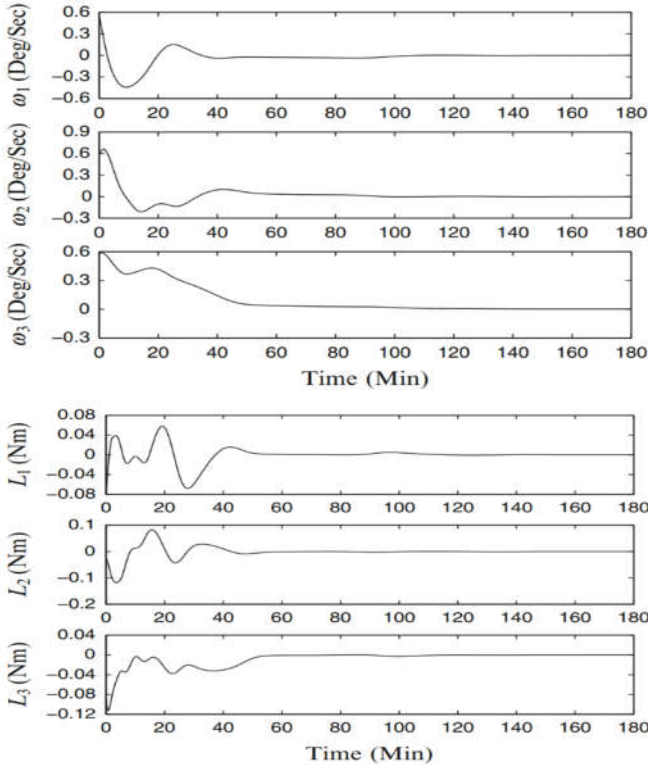
2.5. Hệ thống điều khiển tư thế

Công thức (7) mô tả một thuật toán điều khiển bánh xe phản ứng 3 trục, trong đó K_P và K_D là hệ số điều khiển khuếch đại tỷ lệ và khuếch đại đạo hàm, và \vec{q}_{err} là phần vectơ của sai số quaternion q_{err} .

$$N_{RW} = K_P I \vec{q}_{err} + K_D I \dot{\omega}_B^0 - \dot{\omega}_B^1 \times (I \dot{\omega}_B^1 + h_{RW}) \tag{7}$$

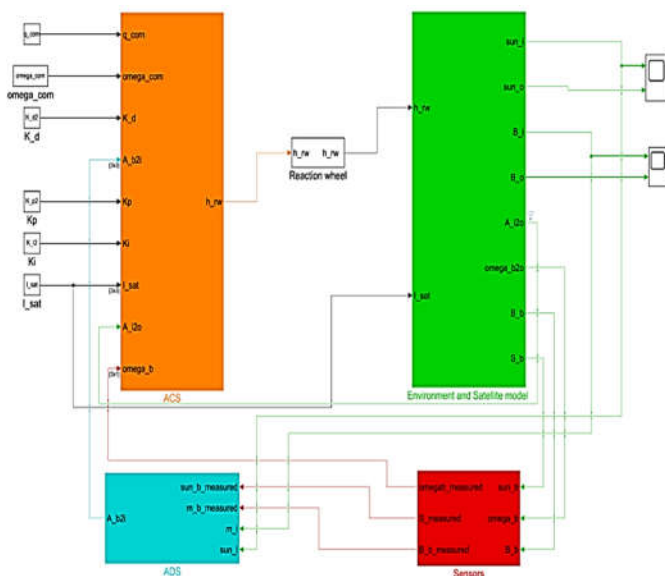
Kết quả của các tính toán lý thuyết và mô phỏng bởi F. Landis Markley và John L. Crassidis [4] ở chế độ tái ổn định vệ tinh được biểu diễn ở hình 4. Các biểu đồ thể hiện giá trị vận tốc góc của vệ tinh theo các phương x, y, z, tương ứng với góc quay $\omega_1, \omega_2, \omega_3$. Trong mô phỏng này, quaternion ban đầu là $q = \sqrt{2}/2 [1 \ 0 \ 0 \ 1]^T$, và tốc độ góc ban đầu là $\omega_{ini} = [0,01 \ 0,01 \ 0,01]$ rad/s. Theo biểu đồ này, từ tư thế ban đầu, sau 45 phút, vệ tinh sẽ đạt được tư thế

mong muốn $q_{com} = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$ và vận tốc góc theo cả 3 trục cũng giảm dần về giá trị $[0 \ 0 \ 0]$ rad/s. Tùy theo cấu hình của từng vệ tinh mà khoảng thời gian tái ổn định sẽ khác nhau. Kết quả cuối cùng là vận tốc góc ở 3 trục sẽ hội tụ quanh giá trị 0 độ/s, tương ứng với giá trị lực xoắn cũng hội tụ về 0Nm.



Hình 4. Vận tốc góc (hình trái) và lực xoắn điều khiển của thanh từ lực (hình phải) ở chế độ tái ổn định vệ tinh theo lý thuyết [4]

3. XÂY DỰNG MÔ HÌNH MÔ PHỎNG



Hình 5. Cấu hình tổng quan của chương trình mô phỏng xây dựng trên nền tảng MATLAB/Simulink

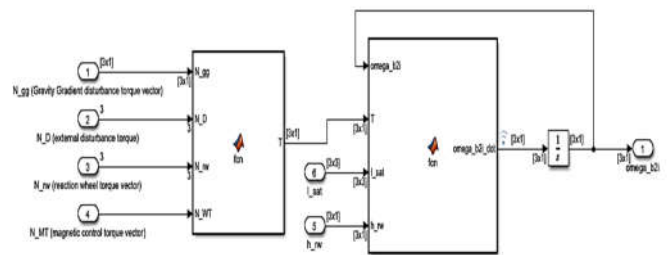
Hình 5 là mô hình ADCS tổng quan được xây dựng trên nền tảng MATLAB/Simulink dựa theo sơ đồ lý thuyết ở hình

2. Tất cả các khối ACS, ADS, cảm biến, bánh xe phản ứng, môi trường và mô hình vệ tinh được trình bày với các đầu vào và đầu ra cụ thể. Các liên kết giữa các khối có cùng màu với các khối mà chúng xuất phát. Các hằng số được xác định trước trong tệp MATLAB và chúng đặt các điều kiện ban đầu cho mô hình. Mọi tham số đầu ra bên trong mỗi khối được quan sát qua các module Scope. Trước khi tích hợp tất cả các hệ thống thành một mô hình hoàn chỉnh, mỗi khối được thử nghiệm riêng biệt để đảm bảo các khối hoạt động tốt.

3.1. Khối mô phỏng môi trường và mô hình vệ tinh

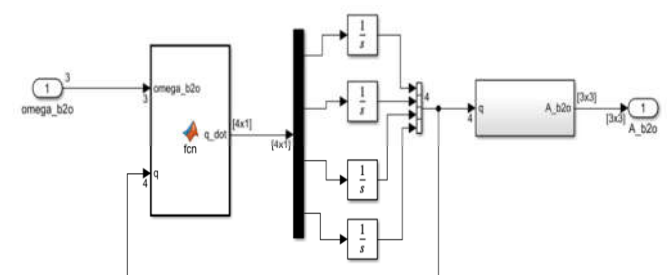
Khối môi trường và mô hình vệ tinh chịu trách nhiệm mô phỏng môi trường quỹ đạo và tính toán tư thế của vệ tinh. Dữ liệu đầu vào cho cả khối này là ma trận quán tính I_{Sat} của vệ tinh, và mômen động lượng h_{RW} của bánh xe phản ứng.

Phương trình động lực học của vệ tinh (phương trình 2) được xây dựng thành các khối trong MATLAB/Simulink như trình bày ở hình 6. Đầu vào của các khối này bao gồm các lực xoắn $N_{GG}, N_D, N_{RW}, N_{MT}$, ma trận quán tính I_{Sat} của vệ tinh, và mômen động lượng h_{RW} của bánh xe phản ứng. Đầu ra của khối này là vận tốc góc của vệ tinh.



Hình 6. Mô phỏng phương trình động lực học của vệ tinh

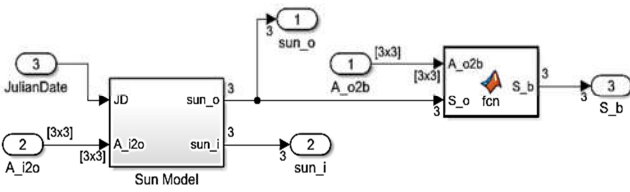
Phương trình chuyển động học vệ tinh (Phương trình 2) được biểu diễn trong Simulink như ở hình 7. Tham số đầu vào sẽ là vận tốc góc của vệ tinh ω_{b2o} với 3 thành phần. Đầu ra của khối này là A_{b2o} là ma trận tư thế vệ tinh, được dùng để mô tả theo quaternion sự chuyển đổi từ ORC sang SBC.



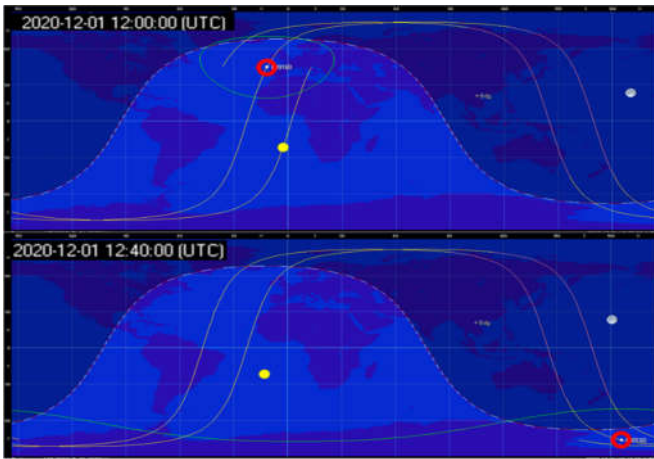
Hình 7. Mô phỏng phương trình chuyển động học của vệ tinh

Vị trí của Mặt trời được mô phỏng và sử dụng để xác định tư thế cho thuật toán ADS. Tại bất kỳ thời điểm nào, vị trí của Mặt trời sẽ được xác định trong hệ tọa độ cố định của Trái đất (ECI). Sau khi xác định được vectơ hướng Mặt trời trong hệ tọa độ ECI, ta có thể chuyển đổi nó sang hệ SBC và ORC sử dụng các ma trận quay, kết quả thu được là

các tham số vectơ tương ứng Sun_i và Sun_o. Vectơ Mặt trời trong khung SBC sẽ được sử dụng cho thuật toán TRIAD trong hệ thống ADS. Mô hình mô phỏng vị trí Mặt trời được xây dựng trong MATLAB/Simulink như trong hình 8. Với vectơ Mặt trời, chúng ta có thể xác định vệ tinh có nằm trong bóng của Trái đất hay không. Trong mô phỏng này, ta lý tưởng hóa mô hình và chọn thời gian và khoảng thời gian để vệ tinh không đi đến vùng bóng của Trái đất và kiểm tra thời gian bằng phần mềm Orbitron. Trong trường hợp này chúng tôi chọn thời gian là 12:00:00 CH ngày 01 tháng 12 năm 2020. Sau khoảng một nửa chu kỳ (40 phút), vệ tinh vẫn ở phần bán cầu có thể quan sát được Mặt Trời của quỹ đạo, như được hiển thị trong hình 9.

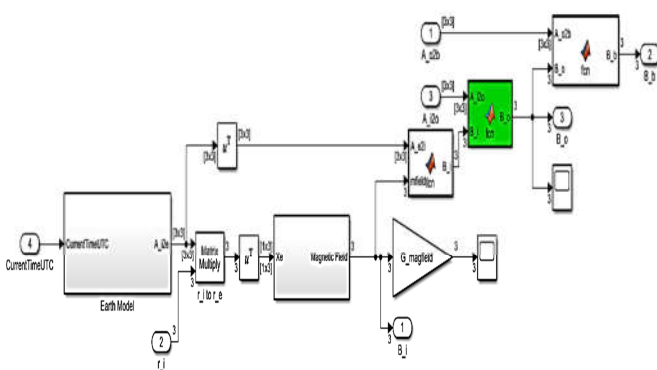


Hình 8. Mô phỏng Mặt trời



Hình 9. Đường đi của vệ tinh vào ngày 01 tháng 12 năm 2020 lúc 12:00:00 (hình trên) và lúc 12:40:00 (hình dưới)

Mô hình mô phỏng từ trường Trái đất được xây dựng như trong hình 10. Kết quả của mô hình này là từ trường trong hệ tọa độ SBC và trong hệ tọa độ ECI, lần lượt là B_b và B_i và chúng cũng được sử dụng trong khối ADS giống như mô hình Mặt trời.

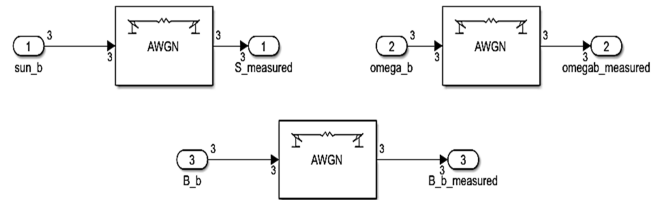


Hình 10. Mô phỏng từ trường Trái đất

3.2. Khối mô phỏng các cảm biến

Trong mô hình này, nhóm tác giả sử dụng ba cảm biến: Cảm biến mặt trời, từ kế và con quay hồi chuyển. Giá trị vectơ Mặt trời và vectơ từ trường từ cảm biến sẽ được sử dụng để xây dựng thuật toán TRIAD. Con quay hồi chuyển sẽ đo vận tốc góc thực của vệ tinh và ACS có thể sử dụng giá trị này để điều khiển các bánh xe phản ứng.

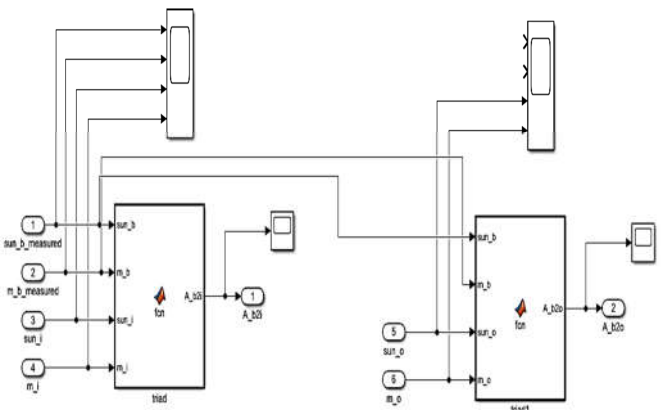
Nhiều cảm biến được mô phỏng sử dụng kênh AWGN (Additive White Gaussian Noise). Chế độ tạo nhiễu Signal to Noise Ratio (SNR) được đặt là 50dB, có nghĩa là nhiễu nhỏ hơn 10⁵ lần so với tín hiệu đầu vào. Đầu vào của các cảm biến là các vectơ được tham chiếu khung thân vệ tinh, bao gồm vectơ Mặt trời Sun_b, vectơ từ tính B_b và vectơ vận tốc góc ω_b. Đầu ra của mỗi khối là Sun_{measured}, B_{measured} và ω_{measured}, đại diện cho giá trị tương ứng đo được từ cảm biến Mặt trời, từ kế và con quay hồi chuyển. Đầu ra của các cảm biến sẽ là các vectơ đo được trong phương pháp TRIAD của ACS. Mô hình cảm biến được xây dựng trên Simulink được trình bày trong hình 11.



Hình 11. Các cảm biến

3.3. Khối mô phỏng xác định tư thế vệ tinh (ADS)

Khối ADS được xây dựng dựa trên thuật toán TRIAD, biểu diễn trong hình 12, dựa trên lý thuyết trình bày ở phần 3.4. Sau khi sử dụng thuật toán TRIAD, chúng ta tính toán được ma trận xoay giữa hệ tọa độ quỹ đạo và hệ tọa độ vệ tinh A_B^O.

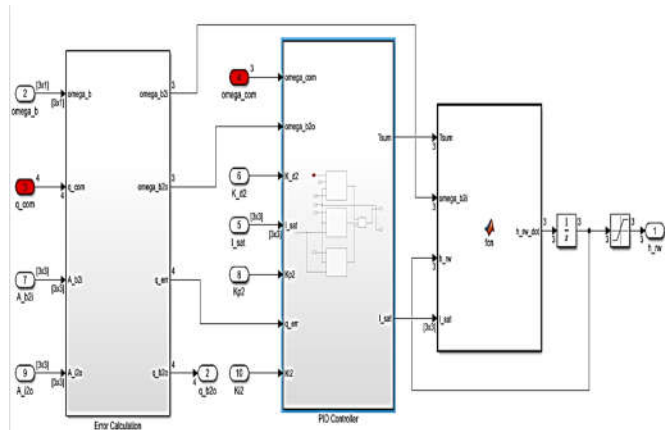


Hình 12. Sơ đồ mô hình MATLAB/Simulink của khối mô phỏng xác định tư thế vệ tinh

3.4. Khối mô phỏng điều khiển tư thế vệ tinh (ACS)

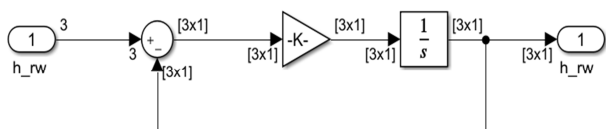
Từ phương trình (3), mô hình MATLAB/Simulink được xây dựng như mô tả trong hình 13. Với đầu vào là quaternion mong muốn q_{com}, khối mô phỏng sẽ so sánh

giữa tư thế hiện tại của vệ tinh và tư thế mong muốn, sau đó tính toán sai số giữa hai số liệu này, được kỳ vọng là $q_err = [0 \ 0 \ 0 \ 1]$. Tại đây, bộ điều khiển PID được sử dụng để thu được kết quả chính xác nhất. Khối "PID Controller" cho ra giá trị của mô-men cho bánh xe phản ứng và bánh xe phản ứng có vai trò điều khiển vệ tinh vào đúng tư thế cần có.



Hình 13. Hệ thống điều khiển tư thế

Bánh xe phản ứng thường được coi là bộ truyền động điều khiển chính trên vệ tinh. Để kiểm soát hoàn toàn tư thế theo cả ba trục, ta cần một hệ thống gồm ít nhất ba bánh xe phản ứng. Bánh xe phản ứng được thiết kế trong mô phỏng này có các thông số bao gồm lực xoắn cực đại từ 0,01 đến 1N.m, mô-men xoắn cực đại từ 2 đến 250Nms, và tốc độ quay từ 1000 đến 6000 vòng/giây (rps). Trong khối này, động lực của các bánh xe phản ứng sẽ chỉ thể hiện bằng mômen động lượng mà chúng tạo ra, như được trình bày trong hình 14.



Hình 14. Sơ đồ khối của động cơ phản ứng

4. KẾT QUẢ VÀ THẢO LUẬN

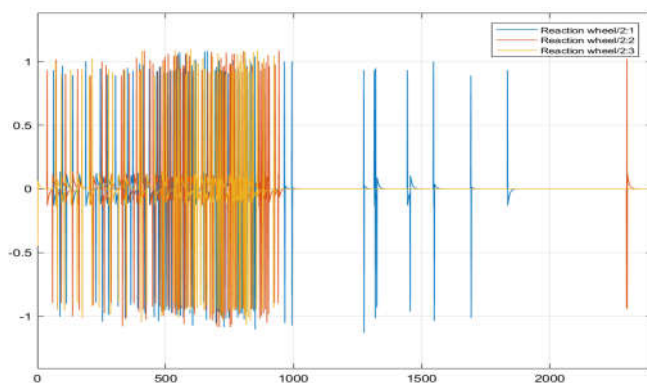
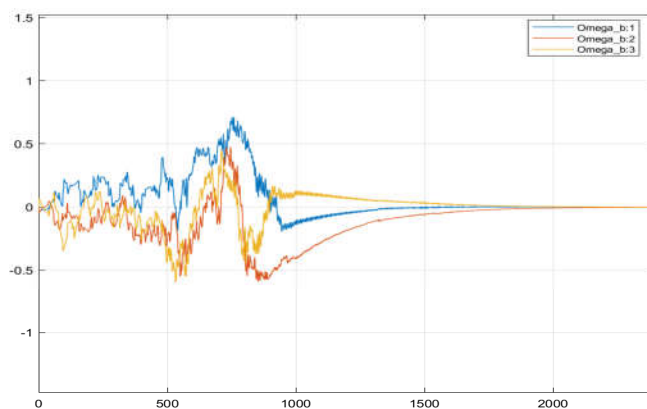
Mô phỏng chế độ tái ổn định được xây dựng trong khoảng thời gian 2400 giây, kích thước bước cố định là 1 giây. Kết quả mong đợi từ mô phỏng này hiển thị các hình dạng biểu đồ tương tự với kết quả mô phỏng thực hiện bởi F. Landis Markley và John L. Crassidis [4], trong đó vận tốc góc của tàu vũ trụ dự kiến sẽ trở về 0 khi đạt được tốc độ mong muốn như trong ở hình 4. Các điều kiện ban đầu cho mô phỏng này được thiết lập theo liệt kê trong bảng 1.

Bảng 1. Điều kiện thiết lập ban đầu

Tham số	Mô tả	Giá trị	Đơn vị
q_ini	Giá trị ban đầu của quaternion	[0, 0, 0, 1]	
q_com	Quaternion mục tiêu	[0,6853; 0,6953; 0,1531; 0,1531]	

omega_ini	Vận tốc góc ban đầu	[0, 0, 0]	độ/giây
omega_com	Vận tốc góc mục tiêu	[0, 0, 0]	độ/giây
K_RW	Hệ số khuếch đại bánh xe phản ứng	0,15	
K_D	Hệ số vi phân	5,25	
K_P	Hệ số tỷ lệ	22	
I_sat	Ma trận quán tính của CubeSat	[11, 0, 0; 0, 12, 0; 0, 0, 14]	kg × m ²
h_rw_ini	Mômen động lượng ban đầu của các bánh phản ứng	[0,0,0]	kg × m ²

Vận tốc góc của vệ tinh và vận tốc xoắn của động cơ phản ứng thu được trong mô phỏng chế độ tái ổn định này được biểu diễn trong hình 15. Có thể thấy rõ vận tốc góc và lực xoắn đã trở về 0 sau khoảng 2000 giây. Sự dao động của vận tốc góc trong 1000 giây đầu cho thấy vệ tinh đã quay một cách hỗn loạn và sau đó đã dần dần được kiểm soát nhờ lực xoắn của động cơ phản ứng cũng thay đổi tương ứng. So sánh với kết quả mô phỏng thực hiện bởi F. Landis Markley và John L. Crassidis [4], mặc dù các đồ thị không mượt mà như các đường mô phỏng ở hình 4, nhưng nhìn chung xu hướng của hai đồ thị đều như nhau, đó là các giá trị của vận tốc góc đều trở về trạng thái ổn định sau một thời gian chuyển động hỗn loạn, qua đó xác nhận chế độ tái ổn định trong chương trình mô phỏng đã hoạt động tốt.



Hình 15. Vận tốc góc ω_b (hình trái) và lực xoắn điều khiển của bánh xe phản ứng N_{RW} (hình phải) ở chế độ tái ổn định

5. KẾT LUẬN

Trong bài báo này, chúng tôi trình bày mô phỏng của Hệ thống Kiểm soát và Xác định Tư thế cho mô hình vệ tinh khối hộp. Mô phỏng này có tất cả các chức năng chính của một phân hệ ADCS: ADS, ACS, Cảm biến, Bánh xe phản ứng và mô hình Môi trường. Tất cả các khối có thể hoạt động tốt nếu được tách rời và trả về kết quả mong đợi khi tích hợp thành một mô hình hoàn chỉnh.

LỜI CẢM ƠN

Báo cáo này là một phần trong nghiên cứu được tài trợ bởi đề tài Trẻ của Viện Hàn lâm Khoa học và Công nghệ Việt Nam theo Quyết định số 156 ngày 10/03/2021, mã số USTH.YOUTH.SA.01/21; và đề tài cơ sở loại 2 của Trường Đại học Khoa học và Công nghệ Hà Nội theo Quyết định số 168/QĐ-ĐHKHCNHN ký ngày 15/03/2021, mã số USTH.SA.02/21.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. M. K. Quadrino, 2014. *Testing the Attitude Determination and Control of a CubeSat with Hardware-in-the-Loop*. Diss. Massachusetts Institute of Technology.
- [2]. J. N. Pelton, S. Madry, 2020. *Handbook of Small Satellites: Technology, Design, Manufacture, Applications, Economics and Regulation*. Springer.
- [3]. MathWorks. *About Aerospace Coordinate Systems*. [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/aeroblks/about-aerospace-coordinate-systems.html>. [Accessed 02 07 2022].
- [4]. F. L. Markley, J. L. Crassidis, 2014. *Attitude Control*. in *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer New York, NY.
- [5]. T. Villela, C. A. Costa, A. M. Brandão, F. T. Bueno, R. Leonardi, 2019. *Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview*. *International Journal of Aerospace Engineering*.
- [6]. *NSSDCA Master Catalog*. NASA, [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2012-038E>. [Accessed 29 06 2022].
- [7]. ISISPACE Website. ISISPACE, [Online]. Available: <https://www.isispace.nl>. [Accessed 29 06 2022].
- [8]. ODYSSEUS SPACE Website. ODYSSEUS SPACE, [Online]. Available: <https://www.odysseus.space>. [Accessed 29 06 2022].
- [9]. E. Kulu. *Nanosatellite Database*. [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu>. [Accessed 29 06 2022].
- [10]. Vietnam Student CubeSat F-1. AMSAT-UK, [Online]. Available: <https://amsat-uk.org/2012/02/24/vietnam-student-cubesat-f-1/>. [Accessed 29 06 2022].
- [11]. *Profile of the PicoDragon satellite*. VNESC, [Online]. Available: <https://vnsc.org.vn/en/projects/profile-of-the-picodragon-satellite/>. [Accessed 29 06 2022].
- [12]. *MicroDragon Satellite Project*. VNESC, [Online]. Available: <https://vnsc.org.vn/en/projects/microdragon-satellite-project/>. [Accessed 29 06 2022].

[13]. J. Puig-Suari, C. Turner, W. Ahlgren, 2001. *Development of the standard CubeSat deployer and a CubeSat class PicoSatellite*. in 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.01TH8542).

[14]. *CubeSat Design Specification (1U - 12U) rev.14*. The CubeSat Program, Cal Poly SLO, 14 07 2020. [Online]. Available: <https://www.cubesat.org/cds-announcement>. [Accessed 29 06 2022].

[15]. *CubeSat Design Specification rev.13*. The CubeSat Program, Cal Poly SLO, 2014. [Online]. Available: https://www.cubesat.org/s/cds_rev13_final2.pdf. [Accessed 29 06 2022].

[16]. X. Xia, G. Sun, K. Zhang, S. Wu, T. Wang, L. Xia, S. Liu, 2017. *Nanosats/cubesats adcs survey*. in 29th Chinese Control And Decision Conference (CCDC).

[17]. X. Chen, W. Steyn, Y. Hashida, 2000. *Round-target tracking control of earth-pointing satellites*. in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit.

AUTHORS INFORMATION

La Thuy Linh, Tran Anh Tu, Phan Thanh Hien

University of Science and Technology of Hanoi, Vietnam Academy of Science and Technology