



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 2, No. 1, pp.: 118-131
2022

DOI:
10.22034/JSSTA.2022.328077.1072

Article Info

Received: 2022-2-4
Accepted: 2022-4-26

Keywords

Satellite attitude control,
Fault tolerant control,
Actuator faults, Reaction
wheel.

How to Cite this article

Sevil Mohammadzadeh
Sadigh, Hossein Beheshti,
"Fault Tolerant Attitude
Control for a Satellite with
Four Reaction Wheel",
*Journal of Space Science,
Technology and
Applications*, vol 2 (1), p.:
118-131, 2021.

Original Article

Fault Tolerant Attitude Control for a Satellite with Four Reaction Wheel

Sevil Mohammadzadeh Sadigh^{*,1}, Hossein Beheshti²

1,*. Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran, s_msadigh@mut.ac.ir, Corresponding
author

2. Space Thrusters Research Institute, Tabriz, Iran, hbb1350@gmail.com

Abstract

In this paper, a passive fault tolerant control method is proposed for the satellite attitude tracking in the presence of external disturbances, the inertia matrix uncertainties, and reaction wheel faults. To achieve this goal, a modified fast terminal sliding model approach is used due to its robustness against the un-modeled uncertainties and being suitable for the nonlinear system model. The sliding surface variable is chosen to avoid singularity, converge to zero in a finite time, and also reduce the Chattering phenomenon. The stability and finite time convergence of the attitude variables are also demonstrated by the extended Lyapunov method. In order to increase the accuracy of the designed controller, the dynamic model of the mentioned actuators is considered. Finally, in order to evaluate the performance of the proposed method, the simulation is performed on a satellite with four reaction wheels under the mentioned conditions. The results show that the proposed method can maintain the stability of the system despite the occurrence of actuator faults, and it makes the state variables converge to the desired trajectories in a finite time and also produce chattering-free control signals.

کنترل وضعیت تحمل پذیر عیب برای یک ماهواره با چهار چرخ عکس‌العملی

سویل محمدزاده صدیق^{۱*}، حسین بهشتی^۲

۱. * پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران s_msadigh@mut.ac.ir (نویسنده مسئول)

۲. پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران hbb1350@gmail.com



دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال دوم، شماره ۱، صفحه ۱۱۸-۱۳۱
بهار و تابستان ۱۴۰۱

DOI:
10.22034/JSSTA.2022.328077.1072

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۲/۰۶

واژه‌های کلیدی

کنترل وضعیت ماهواره، کنترل تحمل
پذیر عیب، عیب عملگرها، چرخ
عکس‌العملی.

نحوه استناد به این مقاله

سویل محمدزاده صدیق، حسین بهشتی، "کنترل وضعیت تحمل پذیر عیب برای یک ماهواره با چهار چرخ عکس‌العملی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد دوم، شماره اول، صفحات ۱۱۸-۱۳۱، ۱۴۰۱.

چکیده

در این مقاله، یک روش کنترل تحمل‌پذیر غیرفعال برای ردیابی وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن اغتشاشات خارجی، نامعینی ماتریس اینرسی و عیب عملگرهای چرخ عکس‌العملی پیشنهاد شده است. برای رسیدن به این هدف، روش مد لغزشی نهایی سریع اصلاح شده به دلیل مقاومت آن در برابر نامعینی‌های مدل نشده و طراحی روش کنترل برای مدل غیرخطی سیستم مورد استفاده قرار گرفته است. متغیر سطح لغزش طوری انتخاب شده است تا از تکینگی دوری کرده، در زمان محدودی به صفر همگرا شود و هم‌چنین پدیده چترینگ کاهش یابد. پایداری و همگرایی زمان محدود متغیرهای وضعیت نیز توسط روش لیاپانوف توسعه یافته به اثبات رسیده است. به منظور افزایش دقت کنترل طراحی شده نیز مدل دینامیکی عملگرهای مذکور مورد توجه قرار گرفته است. در نهایت، به منظور بررسی عملکرد روش پیشنهادی، شبیه‌سازی بر روی یک ماهواره با چهار چرخ عکس‌العملی و تحت شرایط ذکر شده انجام پذیرفته است. نتایج به دست آمده حاکی از آن است که روش پیشنهادی می‌تواند با وجود رخداد عیب، پایداری سیستم را حفظ کرده و تحت شرایط مختلفی متغیرهای وضعیت را در زمان محدودی به مقدار مطلوب خود همگرا کرده و هم‌چنین سیگنال کنترلی بدون چترینگ تولید کند.

۱-مقدمه

ردیابی وضعیت بادقت بالا و پایداری سریع ماهواره از فناوری‌های کلیدی برای انواع ماموریت‌های فضایی به‌شمار می‌رود. سیستم وضعیت ماهواره دارای ویژگی‌های غیرخطی پیچیده بسیاری است؛ به‌علاوه، اغتشاشات خارجی، عیب عملگرها و نامعینی‌های سیستم چالش‌هایی را در طراحی کنترل وضعیت ماهواره به‌وجود می‌آورد. بر این اساس، تحقیقات در زمینه ردیابی وضعیت تحمل‌پذیر عیب ماهواره به‌منظور تضمین پایداری و قابلیت اطمینان بالای ماهواره افزایش پیدا کرده است [۱-۴].

روش‌های متعددی در سال‌های اخیر برای طراحی این نوع کنترلرها مورد استفاده قرار گرفته است که معمول‌ترین آن‌ها روش‌های کنترل مد لغزشی است [۵]. در پژوهشی زو و گو^۱ روش مد لغزشی تطبیقی مقاوم برای ردیابی مسیرهای مطلوب وضعیت توسعه داده‌اند و بهره‌های کنترل را نیز با توجه به خطای ردیابی بهینه کرده‌اند [۶]. یک روش مد لغزشی مقاوم با یک قانون تطبیقی نیز در توسط لی، یوان و سان^۲ پیشنهاد شده است [۷]. بای^۳ و همکاران نیز یک روش مد لغزشی مرتبه اول تطبیقی برای عیب چرخ عکس‌العملی و با درنظر گرفتن اشباع ورودی عملگرها ارائه کرده‌اند [۸]. هو و ژیانو^۴، یک قانون کنترل تحمل‌پذیر عیب بر اساس روش مد لغزشی تطبیقی برای پایدارسازی وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر بیان کرده‌اند [۹]. در مطالعه‌ای دیگر هو و ژیانو، یک مد لغزشی انتگرالی تطبیقی با مدل خطی تغییرناپذیر با زمان برای ماهواره استفاده کرده‌اند [۱۰]. صدیق و همکاران نیز یک روش مد لغزشی تطبیقی برای ردیابی نانوماهواره‌ای با سه گشتاورساز مغناطیسی و یک چرخ عکس‌العملی توسعه داده‌اند [۱۱].

از سایر روش‌ها، می‌توان به روش معکوس دینامیک غیرخطی ارائه شده در مطالعه‌ای توسط بوستان و همکاران اشاره کرد که در آن برای ردیابی وضعیت ماهواره در حضور عیب عملگرها از روش مذکور استفاده شده و با توجه به اینکه مقدار شدت عیب معلوم فرض شده است، بنابراین یک روش کنترل تحمل‌پذیر عیب فعال است [۱۲]. لازم به ذکر است که روش

مذکور در برابر نامعینی‌های سیستم مقاوم نیست. در مطالعه‌ای نوایی و زارعی، روش کنترل پیش‌بین مدل با درنظر گرفتن قیود ورودی و کنترلی برای کنترل وضعیت ماهواره‌ای با سه چرخ عکس‌العملی پیشنهاد داده‌اند [۱۳]. هدف، حفظ پایداری سیستم با وجود خرابی یک چرخ است. برای بهینه‌سازی تابع هزینه نیز یک بهینه‌ساز غیرمحدب غیرخطی پیشنهاد کرده‌اند. روش کنترل پیش‌بین غیرخطی برای کنترل وضعیت ماهواره‌ای با چهار چرخ عکس‌العملی در پژوهشی توسط نوایی و زارعی پیشنهاد شده است [۱۴]. از مزایای روش مذکور، توانایی حفظ پایداری با وجود خرابی دو چرخ است.

از دیگر روش‌های فعال می‌توان به روش خطی‌سازی پس‌خورد^۵ پیشنهاد شده توسط بلندی، حق‌پرست و عبادی اشاره کرد که در آن، عیب‌های عملگرها با استفاده از یک الگوریتم تطبیقی تخمین‌زده می‌شوند [۱۵]. در مطالعه نوایی و حسینی، از روش خطی‌سازی پس‌خورد به‌همراه روش کنترل تنظیم‌کننده مربعی خطا برای حل مسئله کنترل وضعیت ماهواره با در نظر گرفتن دینامیک عملگر چرخ عکس‌العملی استفاده کرده‌اند [۱۶]. در طراحی روش مذکور، محدودیت عملگرها، زمان نشست و حداقل زمان فراجاهش مورد توجه قرار گرفته ولی عیب عملگرها مد نظر قرار نگرفته است.

از بررسی مقالات مذکور می‌توان نتیجه گرفت که در برخی تحقیقات انجام یافته، زمان همگرایی سریع متغیرهای وضعیت مورد توجه قرار نگرفته است [۶-۱۰، ۱۵]. لازم به ذکر است که زمان از فاکتورهای مهم در کنترل وضعیت ماهواره به‌شمار می‌رود. از فاکتورهای مهم دیگری که در این زمینه مورد توجه قرار می‌گیرد، نوع عملگر است که در طراحی روش‌های ارائه شده در مطالعات زو و گو؛ لی و همکاران؛ هو و ژیانو؛ بوستان و همکاران [۶، ۷، ۹، ۱۲] به این مهم توجه نشده است در نتیجه، در کاربردهای عملی باید با احتیاط استفاده شود.

با توجه به توضیحات فوق، اهداف و ایده‌های اصلی این مقاله را می‌توان به‌صورت زیر خلاصه کرد:

4 Hu and Xiao
5 Feedback linearization

1 Zhu and Guo
2 Li, Yuan and Sun
3 Bai

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} q^T \omega \\ \dot{q} = \frac{1}{2} (q^\times + q_0 I_3) \omega \end{cases} \quad (1)$$

که در آن، $\omega \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ بردار سرعت زاویه‌ای ماهواره بیان شده در دستگاه مختصات بدنه نسبت به اینرسی، I_3 ماتریس همانی ۳ در ۳، q_0 بخش اسکالر و $q \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ بخش برداری وضعیت ماهواره است که رابطه $q^T q + q_0^2 = 1$ همواره برقرار است. نماد $q^\times$ برای هر بردار $q \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$q^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

اگر عملگرهای ماهواره چرخ عکس‌عملی انتخاب شود، معادلات دینامیکی ماهواره و عملگرها را می‌توان به صورت زیر مدل کرد [۱۸، ۱۹]:

$$J_t \dot{\omega} = -\omega^\times (J_s \omega + D_w J_w \Omega_w) + D_w E_w u + d \quad (3)$$

$$J_w \dot{\Omega}_w = -E_w u - J_w D_w^T \dot{\omega} \quad (4)$$

که در آن، $J_s \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس اینرسی ماهواره، $J_w \in \mathbb{R}^{4 \times 4}$ ماتریس اینرسی چرخ‌های عکس‌عملی، $J_t = J_s - D_w J_w D_w^T$ ، $D_w \in \mathbb{R}^{3 \times 4}$ ماتریس توزیع عملگرهای چرخ عکس‌عملی، $\Omega_w \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ سرعت زاویه‌ای عملگرهای چرخ عکس‌عملی نسبت به ماهواره، $d \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ بردار اغتشاشات خارجی، $u \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ به ماهواره، گشتاور تولیدی توسط عملگرها نسبت به ماهواره و $E_w = \text{diag}(e_1, e_2, e_3, e_4)$ نیز ماتریس عیب کاهش اثر بخشی عملگرها است. $0 < e_i \leq 1$ که یک، بیانگر سالم بودن عملگر و صفر، بیانگر خرابی کامل آن است.

در بخش بعدی، طراحی قانون کنترل توضیح داده می‌شود. در طراحی، فرضیات زیر مورد توجه قرار می‌گیرد:

- طراحی روش کنترل مد لغزشی نهایی سریع اصلاح شده با قابلیت مقاوم بودن در برابر عیب عملگرها، اغتشاشات خارجی و نامعینی‌های ماتریس اینرسی
- طراحی ردیابی وضعیت ماهواره با چهار چرخ عکس‌عملی و استفاده از مدل دینامیکی عملگر مذکور و توجه به محدودیت‌های آن
- توجه به قابلیت همگرایی زمان محدود متغیرهای وضعیت و اثبات آن با استفاده از روش لیاپانوف توسعه یافته^۱

در ادامه، مدل سینماتیکی و دینامیکی ماهواره با در نظر گرفتن عیب عملگرها به همراه مدل دینامیکی چرخ عکس‌عملی ارائه می‌شود. سپس، طراحی روش کنترل وضعیت تحمل پذیر عیب بیان شده و پایداری زمان محدود مورد بررسی قرار می‌گیرد. در بخش بعدی، نتایج شبیه‌سازی به منظور ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی نشان داده می‌شود و در نهایت، نتیجه کلی این تحقیق بیان می‌شود.

۲- مدل سینماتیکی و دینامیکی ماهواره

پیش از تعریف مدل سینماتیکی و دینامیکی ماهواره، لازم است که دستگاه‌های مختصات مورد استفاده در این مقاله تعریف شود. دو مجموعه دستگاه مختصات مورد استفاده قرار گرفته است: ۱- دستگاه مختصات اینرسی (Z_i, Y_i, X_i) که مرکز آن در مرکز زمین قرار گرفته و محور X_i در راستای محور اعتدال بهاری، محور Z_i در راستای شمال جغرافیایی زمین و محور Y_i نیز طوری انتخاب می‌شود تا دستگاه مختصات راست گرد شود. ۲- دستگاه مختصات بدنه که مرکز آن در مرکز جرم ماهواره قرار گرفته و محورهای آن (Z_b, Y_b, X_b) در راستای محورهای اصلی اینرسی ماهواره قرار دارند.

در این مقاله، برای نمایش وضعیت ماهواره از چهارگان‌ها^۲ استفاده شده است تا از تکینگی جلوگیری شود. بنابراین، معادله سینماتیکی ماهواره برحسب چهارگان‌های وضعیت به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۷]:

2 quaternions

extended

$$s_{mi} = \begin{cases} \alpha_1 q_{ei} + \alpha_2 \text{sign}(q_{ei}) |q_{ei}|^{r_2} & |q_{ei}| < \varepsilon \\ |q_{ei}|^{r_1} \text{sign}(q_{ei}) & |q_{ei}| \geq \varepsilon \end{cases} \quad (6)$$

که در آن، $i = 1, 2, 3$ ، $0 < r_1 < 1$ ، $1 < r_2 < 2$ ، $\alpha_1 = \frac{1-r_1}{1-r_2} \varepsilon^{(r_1-r_2)}$ و $\alpha_2 = \frac{r_2-r_1}{r_2-1} \varepsilon^{(r_1-1)}$ است.

۲-۳ قانون کنترل

در روش‌های کنترل مد لغزشی، قانون کنترل به صورت $u_c = u_{eq} + u_r$ انتخاب می‌شود که در آن، u_{eq} بخش کنترل معادل^۲ و u_r نیز بخش رسیدن^۳ قانون کنترل تعریف می‌شود. در نتیجه، قانون کنترل با استفاده از روش پیشنهادی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$u_{eq} = -(J_{s0} - D_w J_w D_w^T) \left((\lambda_1 + \lambda_2 ds_m) \left(\frac{1}{2} (q^\times + q_0 I_3) \omega - \dot{q}_d \right) + \omega^\times (J_{s0} \omega + D_w J_w \Omega_w) \right) \quad (7)$$

$$u_r = -\rho_1 S - \rho_2 |S|^\beta \text{sig}(S) \quad (8)$$

که در آن، $0 < \beta < 1$ ، $\rho > 0$ و $|S|^\beta \text{sig}(S) = 0$

$$[|S_1|^\beta \text{sign}(S_1), |S_2|^\beta \text{sign}(S_2), |S_3|^\beta \text{sign}(S_3)]^T$$

قبل از بررسی پایداری و همگرایی زمان محدود متغیرهای وضعیت، لازم است که لم زیر بیان شود.

لم ۱ [۲۱]: شرط لیاپانوف توسعه یافته پایداری زمان

محدود برای همگرایی زمان محدود متغیر X به صورت زیر است:

$$\dot{V}(x) + \kappa_1 V(x) + \kappa_2 V^\iota(x) \leq 0 \quad (9)$$

که در آن، $0 < \iota < 1$ و $\kappa_1, \kappa_2 > 0$ است و زمان همگرایی به صورت زیر به دست می‌آید:

• متغیرهای وضعیت، سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره و چرخ‌های عکس‌عملی قابل اندازه‌گیری هستند.

• مقدار اغتشاشات خارجی اعمال شده به ماهواره نامعین ولی دارای حد بالای معلومی است: $|d(t)| \leq \bar{d}_i$.

• سرعت زاویه‌ای چرخ عکس‌عملی دارای حد بالای معلوم است: $|\Omega_w| \leq \bar{\Omega}_w$.

• گشتاور کنترلی تولید شده توسط عملگرها محدود است: $|u_i(t)| \leq \bar{u}_{\max}$.

• ماتریس اینرسی ماهواره متقارن، غیرتکین و متغیر با زمان است و مقدار آن را می‌توان به صورت $J_s = J_{s0} + \Delta J_s$ نمایش داد که J_{s0} بخش نامی و معلوم ماتریس اینرسی و ΔJ_s بخش متغیر با زمان و نامعلوم آن است. این ماتریس دارای حد بالای معلوم و مثبتی است. به طوری که: $\|\Delta J_s\| \leq J_M$.

۳- طراحی کنترل وضعیت تحمل‌پذیر عیب

در این مقاله، روش کنترل مد لغزشی نهایی سریع اصلاح شده برای ردیابی وضعیت مطلوب ماهواره با توجه به عیب عملگرها مورد استفاده قرار گرفته است. به همین منظور، ابتدا متغیر سطح لغزش تعریف شده و سپس قانون کنترل مورد نظر توضیح داده می‌شود.

۳-۱ متغیر سطح لغزش

متغیر سطح لغزش با الهام از تحقیق ارائه شده توسط گائو^۱ و همکاران [۲۰] و با هدف جلوگیری از تکینگی و همگرایی سریع متغیرهای وضعیت به مسیرهای مطلوب، به صورت زیر انتخاب شده است:

$$S = \omega + \lambda_1 q_e + \lambda_2 s_m \quad (5)$$

که در آن، $q_e = q - q_d$ چهارگان‌های وضعیت مطلوب، λ_1 و λ_2 ماتریس‌های ثابت و مثبت، و $s_m \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ نیز به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \frac{1}{2} S^T \dot{J}_t S + S^T J_t \left(J_t^{-1} (-\omega^\times (J_s \omega + D_w J_w \Omega_w) \right. \\ & + D_w E_w u + d) \\ & + (\lambda_1 + \lambda_2 ds_m) \left(\frac{1}{2} (q^\times + q_0 I_3) \omega \right. \\ & \left. \left. - \dot{q}_d \right) \right) \end{aligned} \quad (15)$$

به منظور جداسازی عبارات نامعلوم از معلوم، ابتدا رابطه (۳) به صورت زیر ساده‌سازی می‌شود:

$$\begin{aligned} (J_{s0} + \Delta J_s - D_w J_w D_w^T) \dot{\omega} \\ = -\omega^\times (J_{s0} + \Delta J_s) \omega + D_w J_w \Omega_w \\ + D_w u - D_w F_w u + d \end{aligned}$$

که در آن، $F_w = I - E_w$ [۲۲] است. رابطه فوق به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} (J_{s0} - D_w J_w D_w^T) \dot{\omega} \\ = -\Delta J_s \dot{\omega} \\ - \omega^\times (J_{s0} \omega + \Delta J_s \omega + D_w J_w \Omega_w) \\ + D_w u - D_w F_w u + d \end{aligned}$$

حال، با توجه به رابطه فوق می‌توان رابطه (۱۵) را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \frac{1}{2} S^T \dot{J}_t S + S^T J_t \left((J_{s0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} (-\omega^\times (J_{s0} \omega \right. \\ & + \Delta J_s \omega + D_w J_w \Omega_w) + D_w u - D_w F_w u \\ & + d - \Delta J_s \dot{\omega}) \\ & + (\lambda_1 + \lambda_2 ds_m) \left(\frac{1}{2} (q^\times + q_0 I_3) \omega \right. \\ & \left. \left. - \dot{q}_d \right) \right) \end{aligned} \quad (16)$$

لازم به ذکر است که $u_c = D_w u$ بوده و برای به دست آوردن بردار سیگنال کنترل ورودی عملگرها، رابطه $u = D_w^T (D_w D_w^T)^{-1} u_c$ به کار برده شده است. حال، با جایگذاری قانون کنترل بیان شده در روابط (۷) و (۸)، رابطه فوق به صورت زیر به دست می‌آید:

$$T_s \leq \frac{1}{\kappa_1(1-l)} \ln \left(\frac{\kappa_1 V^{(1-l)}(x_0) + \kappa_2}{\kappa_2} \right) \quad (10)$$

که در آن، x_0 مقدار اولیه متغیر x است.

تئوری ۱: ماهواره توصیف شده توسط روابط (۱)، (۳) و (۴) با وجود عیب عملگرها، نامعینی ماتریس اینرسی و اغتشاشات خارجی می‌تواند توسط قانون کنترل بیان شده در روابط (۷) و (۸) در زمان محدودی به مسیرهای وضعیت مطلوب همگرا شود.

اثبات: اثبات در دو مرحله انجام می‌گیرد.

مرحله ۱: در این مرحله، ثابت می‌شود که متغیر سطح لغزش تعریف شده در رابطه (۵) می‌تواند در زمان محدود t_{s1} به بازه محدودی همگرا شود.

تابع لیاپانوفی به صورت زیر انتخاب می‌شود:

$$V_1 = \frac{1}{2} S^T J_t S \quad (11)$$

مشتق زمانی مرتبه اول تابع لیاپانوف به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\dot{V}_1 = \frac{1}{2} S^T \dot{J}_t S + S^T J_t \dot{S} \quad (12)$$

با مشتق‌گیری از رابطه (۵) و جایگذاری در رابطه فوق، داریم:

$$\dot{V}_1 = \frac{1}{2} S^T \dot{J}_t S + S^T J_t (\dot{\omega} + (\lambda_1 + \lambda_2 ds_m)(\dot{q} - \dot{q}_d)) \quad (13)$$

که در آن، $ds_m = \text{diag}(ds_{m1}, ds_{m2}, ds_{m3})$ و ds_{mi} به صورت زیر است:

$$ds_{mi} = \begin{cases} \alpha_1 + \alpha_2 r_2 \text{sign}(q_{ei}) |q_{ei}|^{(r_2-1)} & |q_{ei}| < \varepsilon \\ r_1 |q_{ei}|^{(r_1-1)} \text{sign}(q_{ei}) & |q_{ei}| \geq \varepsilon \end{cases} \quad (14)$$

با جایگذاری روابط (۱) و (۳) در رابطه (۱۳)، داریم:

که در آن، $\vartheta_1 = 2\rho_2 \left\| (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} \left(\frac{2}{\|J_t\|} \right)^{\frac{\beta+1}{2}} \right\|$ و $\vartheta_2 = 2\rho_1 \left\| (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} \right\|$ باشد، اگر $\vartheta_1 > \frac{N}{V_1}$ فرض می‌شود. بنابراین رابطه (۹) همواره برقرار است؛ در نتیجه، طبق لم ۱ زمان همگرایی متغیر سطح لغزش با استفاده از رابطه (۱۰) قابل محاسبه است که در آن، $\kappa_1 = \vartheta_1 - \frac{N}{V_1}$ ، $\kappa_2 = \vartheta_2$ است.

مرحله ۲: در این مرحله ثابت می‌شود که متغیرهای وضعیت می‌توانند در زمان محدود T_s به بازه محدودی همگرا شوند. برای اثبات این ادعا، تابع لیپانوف زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$V_2 = \frac{1}{2} q_e^T q_e \quad (20)$$

مشتق زمانی مرتبه اول تابع لیپانوف مذکور به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\dot{V}_2 = \frac{1}{2} q_e^T (q^\times + q_0 I_3) \omega - q_e^T \dot{q}_d \quad (21)$$

همان‌طور که در مرحله قبل به اثبات رسید، متغیر سطح لغزش S بعد از زمان t_{s1} به بازه محدود Δ_s همگرا می‌شود. بنابراین، نامساوی $S_i = \omega_i + \lambda_{1i} q_{ei} + \lambda_{2i} (|q_{ei}|^{r_1} \text{sign}(q_{ei})) \leq \Delta_{si}$ برقرار است. با این توصیف می‌توان نامساوی مذکور را به صورت زیر نوشت:

$$\omega_i \leq -\lambda_{1i} q_{ei} - \lambda_{2i} (|q_{ei}|^{r_1} \text{sign}(q_{ei})) + \Delta_{si} \quad (22)$$

حال با جایگذاری این نامساوی در رابطه (۲۱)، داریم:

$$\dot{V}_2 \leq \frac{1}{2} q_e^T (q^\times + q_0 I_3) (-\lambda_1 q_e - \lambda_2 (|q_e|^{r_1} \text{sign}(q_e)) + \Delta_s) - q_e^T \dot{q}_d \quad (23)$$

در ادامه، رابطه فوق به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = \frac{1}{2} S^T J_t S + S^T J_t & \left((J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} (-\rho_1 S \right. \\ & - \rho_2 |S|^\beta \text{sig}(S)) \\ & + (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} (-\omega^\times \Delta J_s \omega \\ & \left. - D_w F_w u + d - \Delta J_s \dot{\omega}) \right) \end{aligned} \quad (17)$$

در ادامه، برای ساده‌سازی رابطه فوق، عبارتهای نامعینی با N نشان داده می‌شود:

$$\begin{aligned} N = \frac{1}{2} S^T J_t S + S^T J_t & \left((J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} (-\omega^\times \Delta J_s \omega \right. \\ & \left. - \Delta J_s \dot{\omega} - D_w F_w u + d) \right) \end{aligned} \quad (18)$$

در نتیجه، می‌توان رابطه (۱۷) را به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = -S^T J_t (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} & \left((\rho_1 S \right. \\ & \left. + \rho_2 |S|^\beta \text{sig}(S)) \right) + N \end{aligned}$$

بسط رابطه فوق به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = -S^T J_t (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} \rho_1 S \\ - S^T J_t (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} & (\rho_2 |S|^\beta \text{sig}(S)) + N \end{aligned}$$

حال، رابطه فوق را می‌توان به صورت زیر ساده‌سازی کرد:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq -2\rho_1 \left\| (J_{s_0} - D_w J_w D_w^T)^{-1} \right\| & \left(\frac{1}{2} S^T J_t S \right) \\ - \rho_2 \left\| J_{s_0} - D_w J_w D_w^T \right\|^{-1} & \left(\frac{2}{\|J_t\|} \right)^{\frac{\beta+1}{2}} \\ \left(\frac{1}{2} S^T J_t S \right)^{\frac{\beta+1}{2}} + N \\ \dot{V}_1 \leq -\left(\vartheta_1 - \frac{N}{V_1} \right) V_1 - \vartheta_2 (V_1)^{\frac{\beta+1}{2}} \end{aligned} \quad (19)$$

جدول ۱. مقادیر عددی پارامترهای طراحی

$\lambda_1 = 3 \mathbf{I}_3$ $\lambda_2 = 0.1 \mathbf{I}_3$ $\varepsilon = 0.002$ $r_1 = 0.9$ $r_2 = 1.9$	پارامترهای استفاده شده در متغیر سطح لغزش
$\rho_1 = 0.02$ $\rho_2 = 0.7$ $\beta = 0.9$	پارامترهای استفاده شده در قانون کنترل

ماتریس اینرسی ماهواره مورد استفاده و ماتریس توزیع عملگرهای چرخ عکس‌عملی آن به صورت زیر است [۲۳]:

$$\mathbf{J}_{s0} = \begin{bmatrix} 20 & 1.2 & 0.9 \\ 1.2 & 17 & 1.4 \\ 0.9 & 1.4 & 15 \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\mathbf{D} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 1 & 1 & -1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \\ \sqrt{2} & \sqrt{2} & \sqrt{2} & \sqrt{2} \end{bmatrix} \quad (28)$$

فرض شده است، حداکثر گشتاوری که چرخ‌های عکس‌عملی قادر به تولید آن هستند [N.m.] 5 است و حداکثر سرعت زاویه‌ای آنها نیز [N.m.sec] 4 انتخاب شده است. لازم به ذکر است که برای مدل کردن چرخ عکس‌عملی، رابطه (۴) به کار برده شده است. نامعینی ماتریس اینرسی نیز به صورت زیر انتخاب شده است [۲۴]:

$$\Delta \mathbf{J}_s = 2 \text{diag}(\sin(0.3t), 2 \cos(0.2t), \sin(0.1t)) \quad (29)$$

هدف، ردیابی مسیر مطلوب وضعیت زیر است [۲۴]:

$$\omega_d = 0.05 \begin{bmatrix} \sin(0.01\pi t) \\ \sin(0.02\pi t) \\ \sin(0.03\pi t) \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\frac{1}{2} q_e^T (q^\times + q_0 \mathbf{I}_3) \left(\lambda_1 q_e + \left(\lambda_2 - \left(\Delta_s (|q_e|^{r_1} \text{sig}(q_e)) \right)^{-1} \right) |q_e|^{r_1} \text{sig}(q_e) \right) \\ &\quad - q_e^T \dot{q}_d \\ \dot{V}_2 &\leq -\|(q^\times + q_0 \mathbf{I}_3) \lambda_1\| \frac{1}{2} q_e^T q_e - \|Q\| q_e^T |q_e|^{r_1} \text{sig}(q_e) \end{aligned} \quad (24)$$

که در آن، درایه‌های قطر اصلی ماتریس Q به صورت زیر است:

$$Q_i = \frac{1}{2} \|q^\times + q_0 \mathbf{I}_3\| \left(\|\lambda_2\| - \frac{\Delta_{si}}{|q_{ei}|^{r_1} \text{sign}(q_{ei})} \right) + \frac{q_{di}}{|q_{ei}|^{r_1} \text{sign}(q_{ei})}$$

حال می‌توان رابطه (۲۴) را به صورت زیر نوشت:

$$\dot{V}_2 \leq -\kappa_1 V_2 - \kappa_2 V_2^\iota \quad (25)$$

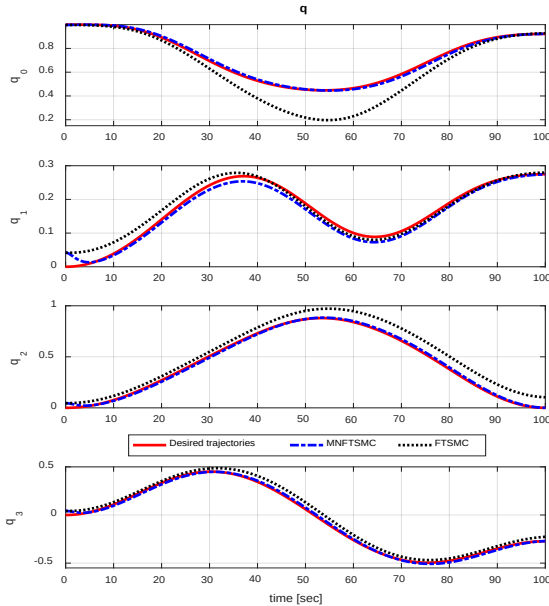
که در آن، $\kappa_1 = \|(q^\times + q_0 \mathbf{I}_3) \lambda_1\|$ و $\kappa_2 = \frac{r_1+1}{1}$ است. با توجه به لم ۱، مدت زمان همگرایی متغیر وضعیت برابر با $t_{s2} \leq \frac{1}{\kappa_1(1-\iota)} \ln \frac{\kappa_1 V^{(1-\iota)}(x_0) + \kappa_2}{\kappa_2}$ است و زمان کل همگرایی برابر است با:

$$T_s = t_{s1} + t_{s2} \quad (26)$$

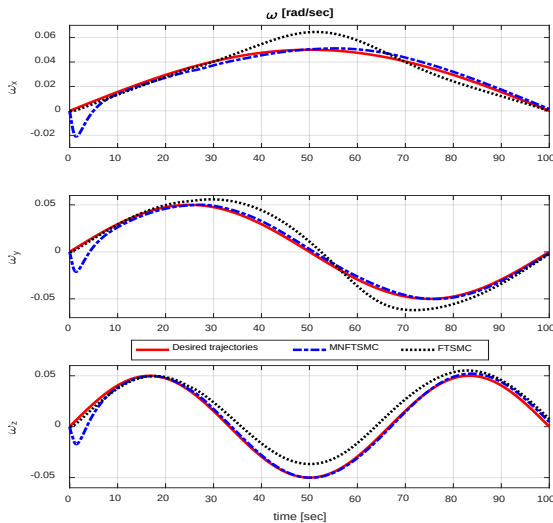
۳- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش، عملکرد روش کنترل وضعیت تحمل‌پذیر پیشنهادی در حضور اغتشاشات خارجی، نامعینی ماتریس اینرسی و عیب عملگر چرخ عکس‌عملی با استفاده از نتایج به دست آمده از شبیه‌سازی مورد بررسی قرار می‌گیرد. مقادیر عددی پارامترهای طراحی مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها، در جدول ۱ نشان داده شده است.

عملکرد روش پیشنهادی نیز با روش مد لغزشی زمان محدود (FTSMC) ارائه شده توسط لی و کیم^۱ مقایسه شده است [۲۲]. لازم به ذکر است که شبیه‌سازی‌ها تحت شرایط یکسان انجام گرفته است.



شکل ۱. چهارگان‌های وضعیت روش پیشنهادی (MNFTSMC)، روش ارائه شده در [۲۲] (FTSMC) و مسیرهای مطلوب



شکل ۲. سرعت‌های زاویه‌ای روش پیشنهادی (MNFTSMC)، روش ارائه شده در [۲۲] (FTSMC) و مسیرهای مطلوب

اغتشاشات خارجی اعمال شده به ماهواره به صورت زیر در نظر گرفته شده است $(\omega_t = 0.01)$ [۲۵]:

$$\mathbf{d}(t) = 10^{-3} \begin{bmatrix} 3\cos(10\omega_t t) + \sin(3\omega_t t) - 10 \\ -1.5\sin(2\omega_t t) + 3\cos(5\omega_t t) + 15 \\ 3\sin(10\omega_t t) - 8\sin(4\omega_t t) + 10 \end{bmatrix} \quad (31)$$

فرض شده است که عیب‌های عملگر زیر در چرخ‌های عکس‌العملی رخ می‌دهند:

$$\mathbf{E}_w = \begin{cases} \mathbf{I}_4 & t < 25 \text{ sec} \\ \text{diag}(0.7, 0.9, 0.35, 0.6) & t \geq 25 \text{ sec} \end{cases} \quad (32)$$

مقادیر اولیه سرعت زاویه ای ماهوار $\omega(0) = [0, 0, 0]^T$ ، زوایای اوپلر $\theta(0) = [5, 5, 5]^T$ (deg) و چهارگان‌های وضعیت $\mathbf{q} = [0.9972, 0.0416, 0.0454, 0.0416]^T$ در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که برای تبدیل زوایای اوپلر به چهارگان‌های وضعیت رابطه زیر به کار برده می‌شود:

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \mathbf{q} &= \begin{bmatrix} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (33)$$

هم‌چنین، می‌توان چهارگان‌های وضعیت را با استفاده از رابطه زیر به زوایای اوپلر تبدیل کرد:

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan} \frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)} \\ \text{asin}(2(q_0 q_2 - q_1 q_3)) \\ \text{atan} \frac{2(q_0 q_3 - q_1 q_2)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \end{bmatrix} \quad (34)$$

نتایج به دست آمده از این شبیه‌سازی در شکل‌های ۱ تا ۴ نشان داده شده است. شکل ۱، چهارگان‌های وضعیت به همراه مسیرهای مطلوب را نشان می‌دهند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، روش پیشنهادی باعث می‌شود متغیرهای وضعیت مسیرهای مطلوب را با دقت بالایی ردیابی کنند. همچنین، سرعت همگرایی متغیرهای وضعیت در روش پیشنهادی نسبت به روش ارائه شده در [۲۲] بیشتر است. لازم به ذکر است که مسیرهای مطلوب وضعیت با استفاده از رابطه (۱) و مسیرهای مطلوب سرعت‌های زاویه‌ای به دست می‌آیند.

شکل ۲، سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره و مسیرهای مطلوب را نشان می‌دهد. شکل مذکور بیانگر توانایی بالای روش پیشنهادی در ردیابی مسیر مطلوب سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره نسبت به روش FTSMC است.

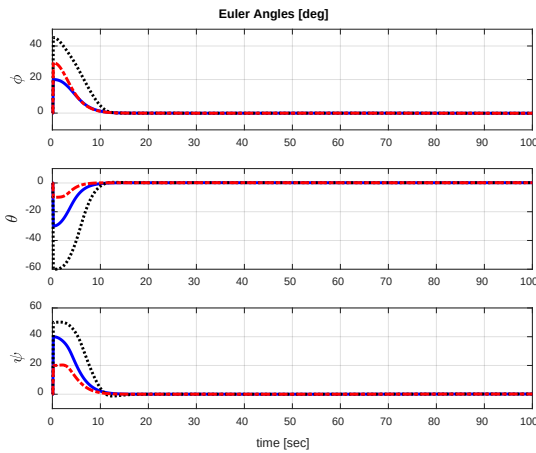
شکل ۳ نیز گشتاورهای تولید شده توسط عملگرهای چرخ عکس‌عملی را نشان می‌دهد. با توجه به شکل، رخداد عیب‌های ناگهانی و هم‌زمان، در زمان ۲۵ ثانیه قابل تشخیص است. همچنین مشاهده می‌شود که دامنه گشتاورهای تولیدی در بازه مجاز $\pm 5 \text{ [N. m.]}$ قرار دارند. لازم به ذکر است که گشتاورهای کنترلی مذکور با استفاده از روابط (۷) و (۸) محاسبه شده و سپس عیوب فرض شده به سیگنال‌های مذکور اعمال می‌شوند تا گشتاورهای اعمال شده به ماهواره توسط عملگرها به دست آیند. سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی نیز در شکل ۴ نشان داده شده‌اند. با توجه به شکل، مشاهده می‌شود که سرعت‌های مذکور در بازه مجاز قرار دارند.

شکل ۳. گشتاور تولید شده توسط چهار عملگر چرخ عکس‌عملی

شکل ۴. سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی

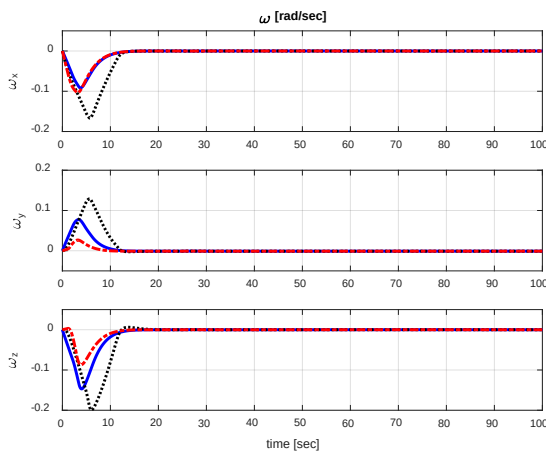
به منظور بررسی بیشتر عملکرد روش پیشنهادی، شبیه‌سازی به ازای مقادیر اولیه و مسیرهای مطلوب مختلف انجام گرفته است که در ادامه نتایج به دست آمده شرح داده می‌شود. مقادیر اولیه زوایای اوپلر به صورت زیر است:

$$[\varphi(0) \quad \theta(0) \quad \psi(0)] = [20 \quad -30 \quad 40] \quad (35)$$



شکل ۵. زوایای اوایلر به ازای شرایط اولیه مختلف

در شکل ۷، گشتاورهای تولید شده توسط چهار عملگر نشان داده شده است. با توجه به این شکل، مشاهده می‌شود سیگنال‌های مذکور در زمان‌های ابتدایی شبیه‌سازی به حداکثر مقدار مجاز خود رسیده‌اند. علت این امر اختلاف زیاد مقادیر اولیه زوایای اوایلر با مقادیر مطلوب است که کنترل‌کننده تلاش می‌کند با تولید سیگنال کنترلی با دامنه بالا متغیرهای مذکور را در زمان کمتری به مقادیر مطلوب همگرا کند.



شکل ۶. سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره

سرعت‌های زاویه‌ای چهار چرخ عکس‌العملی نیز در شکل ۸ نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که این سرعت‌ها در محدوده مجاز خود قرار دارند. با توجه به رابطه (۴)، اگر علامت دامنه سیگنال کنترلی در درازمدت تغییر نکرده و مقدار آن زیاد

$$[\varphi(0) \quad \theta(0) \quad \psi(0)] = [45 \quad 60 \quad 50] \quad (36)$$

$$[\varphi(0) \quad \theta(0) \quad \psi(0)] = [30 \quad -10 \quad 20] \quad (37)$$

در این مرحله از شبیه‌سازی، سرعت‌های زاویه‌ای مطلوب ماهواره صفر انتخاب شده است. نامعینی ماتریس اینرسی، اغتشاشات خارجی اعمال شده به ماهواره و عیب‌های عملگر چرخ-های عکس‌العملی نیز به صورت زیر انتخاب شده است [۲۶]:

$$\Delta \mathbf{J}_s = \begin{bmatrix} 2.5 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 1.5 \end{bmatrix} \sin(t) \quad (38)$$

$$\mathbf{d}(t) = 1.5 * 10^{-3} \begin{bmatrix} 3\cos(0.8t) + 1 \\ 1.5\sin(0.8t) + 3\cos(0.8t) \\ 3\sin(0.8t) + 1 \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$\mathbf{e}_{w1} = \begin{cases} 0.8 + 0.1\sin(0.2t) & 1 < t < 30 \text{ sec} \\ 1 & \text{otherwise} \end{cases} \quad (40)$$

$$\mathbf{e}_{w2} = \begin{cases} 0.8 + 0.1\sin(0.3t) & 6 < t < 57 \text{ sec} \\ 1 & \text{otherwise} \end{cases}$$

$$\mathbf{e}_{w3} = \begin{cases} 0.8 + 0.1\sin(0.4t) & 11 < t < 23 \text{ sec} \\ 1 & \text{otherwise} \end{cases}$$

$$\mathbf{e}_{w4} = \begin{cases} 0.8 + 0.1\sin(0.5t + \frac{\pi}{3}) & t > 5 \text{ sec} \\ 1 & \text{otherwise} \end{cases}$$

نتایج به دست آمده از این شبیه‌سازی در شکل‌های ۵ تا ۸ زیر نمایش داده شده است. با توجه به شکل ۵ مشاهده می‌شود که زوایای اوایلر در هر سه حالت از مقادیر اولیه خود بعد از حدود ده ثانیه به صفر همگرا می‌شوند. همان‌طور که پیشتر اشاره شد مسیر مطلوب سرعت زاویه‌ای صفر انتخاب شده و شکل ۶ گویای عملکرد مناسب سیستم کنترل پیشنهادی است.

۴- نتیجه‌گیری

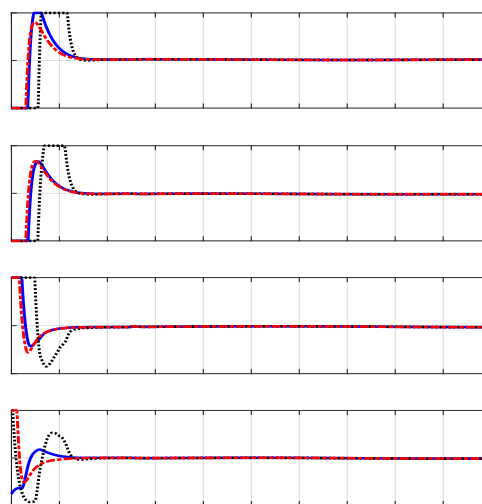
در این مقاله، کنترل تحمل‌پذیر عیب زمان محدود با استفاده از روش مد لغزشی نهایی سریع اصلاح شده برای ردیابی وضعیت یک ماهواره با چهار چرخ عکس‌عملی مورد استفاده قرار گرفت. طی طراحی روش کنترل، ثابت شد که متغیر سطح لغزش مورد استفاده باعث می‌شود که در حضور اغتشاشات خارجی، نامعینی ماتریس اینرسی و عیب‌های هم‌زمان عملگرها، همگرایی متغیرهای وضعیت به مسیرهای مطلوب در زمان محدودی انجام گیرد. همچنین، برای افزایش دقت کنترلر دینامیک چرخ‌های عکس‌عملی در طراحی روش پیشنهادی مورد توجه قرار گرفت. به علاوه، محدودیت گشتاور و سرعت زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی در شبیه‌سازی در نظر گرفته شد تا نتایج تحت شرایط واقعی به دست آیند. نتایج به دست آمده حاکی از این است که روش پیشنهادی می‌تواند با دقت بالایی مسیرهای مطلوب را در حضور شرایط مذکور ردیابی کند. گشتاور تولیدی توسط عملگرهای چرخ عکس‌عملی در بازه مجاز باقی می‌ماند. علاوه بر این، به دلیل اصلاح متغیر سطح لغزش و به کار بردن این متغیر در بخش رساننده قانون کنترل پیشنهاد شده، گشتاور تولید شده بدون چترینگ است.

تعارض منافع

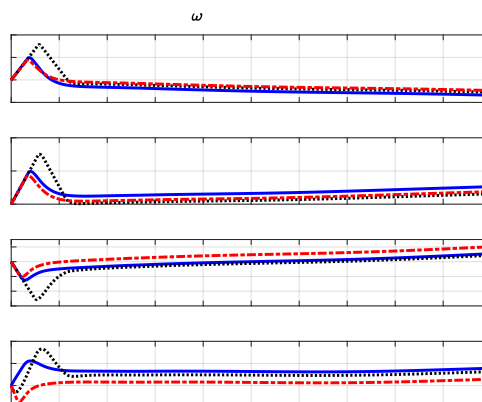
هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

باشد، باعث می‌شود سرعت زاویه‌ای چرخ افزایش یافته و به اشباع برسد. علت اینکه در شبیه‌سازی‌ها سرعت زاویه‌ای به حداکثر مقدار ممکن نرسیده است این است که مقدار دامنه سیگنال کنترلی به مدت طولانی زیاد نبوده است.

با توجه به نتایج به دست آمده می‌توان نتیجه گرفت که روش پیشنهادی با دقت بالایی توانایی ردیابی مسیرهای مطلوب را در حضور عیب‌های عملگرها، اغتشاشات خارجی و نامعینی ماتریس اینرسی دارد. همچنین، نتایج بیانگر این است که سیگنال کنترلی تولید شده بدون چترینگ است.



شکل ۷. گشتاور تولید شده توسط چهار عملگر چرخ عکس‌عملی



شکل ۸. سرعت‌های زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌عملی

Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE), IEEE, 2020.

- [6] Z. Zhu and Y. Guo, "Adaptive coordinated attitude control for spacecraft formation with saturating actuators and unknown inertia," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 356, no. 2, pp. 1021-1037, 2019.
- [7] Q. Li, J. Yuan, and C. Sun, "Robust fault-tolerant saturated control for spacecraft proximity operations with actuator saturation and faults," *Advances in Space Research*, vol. 63, no. 5, pp. 1541-1553, 2019.
- [8] Y. Bai, et al., "Attitude tracking with an adaptive sliding mode response to reaction wheel failure," *European Journal of Control*, vol. 42, pp. 67-76, 2018.
- [9] Q. Hu, and B. Xiao, "Fault-tolerant sliding mode attitude control for flexible spacecraft under loss of actuator effectiveness," *Nonlinear Dynamics*, vol. 64, pp. 13-23, 2011.
- [10] Q. Hu and B. Xiao, "Adaptive fault tolerant control using integral sliding mode strategy with application to flexible spacecraft," *International Journal of Systems Science*, vol. 44, no. 12, pp. 2273-2286, 2013.
- [11] S. M Sadigh, A. Kashaninia, and S.M.M. Dehghan, "Fault tolerant nano-satellite attitude control by adaptive modified nonsingular fast terminal sliding mode control," *Journal of Control*, vol. 15, no. 4, pp. 49-58, 2022.

[12] د. بوستان، س. ک. حسینی ثانی، ن. پرز، "کنترل تحمل پذیر خطا برای ماهواره به روش معکوس دینامیک غیرخطی،" *علوم و فناوری فضایی*، دوره ۸، شماره ۲، ص ۱۱-۱۷، ۲۰۱۵.

[13] م. نوایی و پ. زارعی، "کنترل وضعیت ماهواره ی کوچک دارای کمبود عملگر با استفاده از کنترل پیش بین مدل،" *کنفرانس انجمن هوافضای ایران*، ۱۳۹۸.

[14] م. نوایی و پ. زارعی، "کنترل پیش بین غیرخطی وضعیت فضاپیما با وجود نقص دو چرخ عکس العملی دارای زاویه ی نصب،" *علوم و فناوری فضایی*، دوره ۱۴، شماره ۴، ص. ۷۷-۸۳، ۲۰۲۱.

[15] H. Bolandi, M. Haghparast, and M. Abedi, "A reliable fault tolerant attitude control system based on an adaptive fault detection and diagnosis algorithm together with a backstepping fault recovery controller," *scientiairanica*, vol. 20, no. 6, pp. 1999-2014, 2013.

[16] م. نوایی و م. حسینی، "مدل سازی و کنترل وضعیت یک ماهواره به کمک چرخ عکس العملی با روش خطی سازی پس خورد و بررسی عملکرد آن با معیارهای توان و اولرانت،" *مهندسی مکانیک مدرس*، دوره ۱۸، شماره ۱، ص ۵۱-۶۱، ۲۰۱۸.

فهرست علائم اختصاری	
ω	بردار سرعت زاویه ای ماهواره [rad/sec]
q_0	بخش اسکالر چهارگان های وضعیت
q	بخش برداری چهارگان های وضعیت
J_s	ماتریس اینرسی ماهواره [kg.m ²]
Ω_w	بردار سرعت زاویه ای چرخ های عکس العملی [rad/sec]
J_w	ماتریس اینرسی چرخ های عکس العملی [kg.m ²]
D_w	ماتریس توزیع عملگرهای چرخ عکس العملی
E_w	ماتریس عیب کاهش اثربخشی عملگرها
u	بردار گشتاور تولیدی توسط عملگرها [N.m.]
d	بردار اغتشاشات خارجی [N.m.]
S	بردار متغیر سطح لغزش
V_1, V_2	توابع لیاپانوف
T_s	زمان همگرایی متغیرهای وضعیت [sec]
θ	بردار زوایای اوایلر [rad]
q_d	بخش برداری چهارگان های وضعیت مطلوب
θ_d	بردار زوایای اوایلر مطلوب [rad]
ω_d	بردار سرعت زاویه ای مطلوب ماهواره [rad/sec]

مراجع

- [1] Y. Miao, et al., "Adaptive fast nonsingular terminal sliding mode control for attitude tracking of flexible spacecraft with rotating appendage," *Aerospace Science and Technology*, vol. 93, pp. 105312, 2019.
- [2] S.M. Sadigh, A. Kashaninia, and S.M.M. Dehghan, "Adaptive Fault Tolerant Attitude Control of a Nano-Satellite with Three Magnetorquers and One Reaction Wheel," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 35, no. 1, pp. 04021113, 2022.
- [3] S. Eshghi, and R. Varatharajoo, "Nonsingular terminal sliding mode control technique for attitude tracking problem of a small satellite with combined energy and attitude control system (CEACS)," *Aerospace science and technology*, vol. 76, pp. 14-26, 2018.
- [4] S. Boulouma, S. Labiod, and H. Boubertakh, "Direct adaptive control of a flexible spacecraft with disturbances and uncertain actuator failures," *Mechanical Systems and Signal Processing*, vol. 110, pp. 73-89, 2018.
- [5] S. M. Sadigh, A. Kashaninia, and S.M.M. Dehghan, "Fault-tolerant Satellite Attitude Tracking by Modified Non-Singular Fast Terminal Sliding Mode," *2020 28th*



COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

- [17] M.J. Sidi, *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*, Vol. 7, Cambridge university press, 1997.
- [18] Q. Hu, "Robust adaptive sliding-mode fault-tolerant control with L2-gain performance for flexible spacecraft using redundant reaction wheels," *IET control theory & applications*, vol. 4, no. 6, pp. 1055-1070, 2010.
- [19] Y. Jiang, Q. Hu, and G. Ma, "Adaptive backstepping fault-tolerant control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbances and actuator failures," *ISA transactions*, vol. 49, no. 1, pp. 57-69, 2010.
- [20] S. Gao, et al., "Finite-time adaptive fault-tolerant control for rigid spacecraft attitude tracking," *Asian Journal of Control*, vol. 23, no. 2, pp. 103-1024, 2020.
- [21] Z. Zhu, Y. Xia, and M. Fu, "Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 21, no. 6, pp. 686-702, 2011.
- [22] H. Lee and Y. Kim, "Fault-tolerant control scheme for satellite attitude control system," *IET control theory & applications*, vol. 4, no. 8, pp. 1436-1450, 2010.
- [23] X. Shao, et al., "Fault-Tolerant Prescribed Performance Attitude Tracking Control for Spacecraft Under Input Saturation," *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 28, no. 2, 2018.
- [24] Z. Han, et al., "Spacecraft fault-tolerant control using adaptive non-singular fast terminal sliding mode," *IET Control Theory & Applications*, vol. 10, no. 16, pp. 1991-1999, 2016.
- [25] Q. Hu, , X. Shao, and L. Guo, "Adaptive fault-tolerant attitude tracking control of spacecraft with prescribed performance," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 23, no. 1, pp. 331-341, 2017.
- [26] X. Wang and C.P. Tan, "Fault-tolerant spacecraft attitude control under actuator saturation and without angular velocity," *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, vol. 29, no. 18, pp. 6483-6506, 2019.