

عرفان رضائی^۱، حسین بلندی^۲، محمد فتحی^۳

۱ کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

۲ دانشیار، مهندسی برق، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران، h_bolandi@iust.ac.ir

۳ دانشجوی دکتری، مهندسی برق گرایش کنترل، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

چکیده

در این مقاله، مسئله پایدارسازی وضعیت یک ماهواره انعطاف پذیر که تحت تاثیر اغتشاشات ناشناخته، ارتعاشات مودهای انعطاف پذیر پنل های خورشیدی و ماتریس ممان اینرسی نامعین قرار دارد، بررسی می شود. از آنجا که غالباً مودهای انعطاف پذیر، اغتشاشات خارجی و تاثیرات ناشی از ممان اینرسی در ماهواره های انعطاف پذیر به صورت مستقیم قابل سنجش نیستند، لذا به منظور تخمین آن ها یک مشاهدهگر زمان ثابت طراحی شده و همگرایی آن تضمین می گردد. در ادامه، یک کنترل کننده مقاوم تطبیقی برای سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف پذیر طراحی می شود. در این کار از کنترل مود لغزشی به دلیل مقاومت ذاتی بالای آن بهره گرفته شده و سپس برای افزایش مقاومت سیستم حلقه بسته در برابر اغتشاشات کنترل کننده پیشنهادی با یک قانون تطبیق توسعه داده شده است. پایداری سیستم حلقه بسته با استفاده از تئوری لیاپانوف تضمین گردیده است. در نهایت شبیه سازی های عددی عملکرد رضایت بخش سیستم کنترل وضعیت پیشنهادی را تایید می کنند.

واژه های کلیدی: ماهواره انعطاف پذیر، مشاهدهگر زمان ثابت، کنترل وضعیت، کنترل کننده مقاوم تطبیقی

۲۳

سال ۱۳ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۳

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



Designing a fixed time observer for attitude control system of flexible satellites

Erfan Rezaei¹, Hossein Bolandi², Mohammad Fathi³

1 Department of Advanced Technologies, Iran University of Science and Technology, Tehran

2 Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, h_bolandi@iust.ac.ir

3 Department of Electrical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran

Abstract

In this paper, the attitude stabilization problem of a flexible satellite that is affected by unknown disturbances, inherit uncertainties and vibrations of the flexible modes of solar panels is investigated. Since the flexible modes of the satellite and the external disturbances cannot be measured directly in most of cases, a fixed time observer is designed to estimate them and its convergence is guaranteed. In the following, an adaptive robust controller is designed for the attitude control system of the flexible satellite. In this work, the sliding mode control is used due to its high inherent robustness, and then to increase the robustness of the closed loop system against disturbances, the proposed controller is developed with an adaptive law. Moreover, the stability of the closed-loop system is guaranteed by using the Lyapunov theory. Finally, results of the numerical simulations confirm the satisfactory performance of the proposed attitude control system for flexible satellites.

Keywords: Flexible satellite, fixed time observer, attitude control, adaptive robust controller

۱. مقدمه

در سال‌های اخیر، فضاپیماها برای تامین منبع انرژی کافی و کاهش هزینه‌های پرتاب، اغلب از سازه‌های بزرگ و قابل گسترش استفاده می‌کنند (مانند پنل‌های خورشیدی و آنتن‌های بازشونده) که منجر به کاهش سختی و مدهای الاستیک با فرکانس پایین می‌شود. در مانورهای وضعیتی فضاپیماهای انعطاف‌پذیر، الحاقات انعطاف‌پذیر اغلب دچار ارتعاش می‌شوند به ویژه هنگامی که سیستم کنترل وضعیت فضاپیماها از رانشگرهای خاموش-روشن استفاده می‌کنند که به واسطه‌ی آن اقدامات کنترلی ناپیوسته‌ای ایجاد شده و دینامیک غیرخطی سیستم تحریک می‌گردد [۱].

علاوه بر این به دلیل حرکت محموله و چرخش پنل‌های خورشیدی و اغتشاشات خارجی در حین مانور وضعیتی، اینرسی فضاپیما دچار نامعینی خواهد شد که به طور قابل توجهی پایداری سیستم را کاهش می‌دهد. بنابراین، کنترل مانور وضعیتی و دفع ارتعاشات فضاپیماهای انعطاف‌پذیر با نامعینی‌های مدل و در حضور اغتشاشات خارجی از جمله مباحثی است که در پژوهش‌های سالیان اخیر به شدت مورد توجه قرار گرفته است [۲]. به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر به نحوی که در مقابل اغتشاشات و نامعینی‌های نامطلوب مقاوم باشد، تحقیقات بسیاری انجام شده و چالش‌های مسئله مورد بررسی قرار گرفته است. با این وجود همچنان مسئله دفع ارتعاشات ملحقیات انعطاف‌پذیر به عنوان یک چالش جدی در این حوزه مطرح بوده و راهکارهای متنوعی جهت رفع این چالش توسط محققان معرفی و پیشنهاد گردیده است.

در طول ماموریت ماهواره، ماتریس اینرسی به

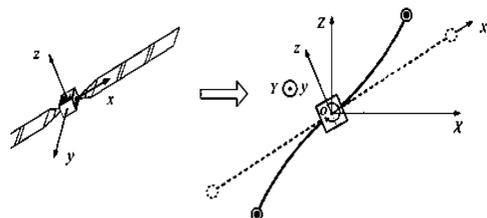
دلایلی نظیر مصرف سوخت و مانور ماهواره با نامعینی‌هایی همراه است. علاوه بر نامعینی‌های مدل ماهواره انعطاف‌پذیر، اغتشاشات محیطی مختلف در فضا بر وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر اثرات نامطلوبی می‌گذارند. روش کنترل تطبیقی یکی از روش‌های مواجهه با اغتشاشات خارجی و نامعینی‌های پارامتری می‌باشد و اغلب در کاربردهایی که پارامترهایی از سیستم به طور مداوم در حال تغییر هستند، مورد استفاده قرار می‌گیرد. در [۳] کنترل وضعیت و ارتعاشات نامطلوب ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با استفاده از معادلات دیفرانسیل جزئی مبتنی بر کنترل تطبیقی مدل مرجع انجام گردیده است. در [۴] از کنترل کننده تطبیقی مبتنی بر تصدیق پس‌خور خروجی برای کنترل زاویه پیچ استفاده شده است. کنترل کننده پیشنهادی مشابه یک کنترل کننده PID است اما با این تفاوت که مقدار بهره آن با استفاده از قانون تطبیقی تنظیم می‌شود تا به وسیله آن نامعینی‌های موجود را جبران سازد. کنترل کننده پیشنهادی در این کار می‌تواند مانورهای بزرگ وضعیتی را در حضور نامعینی‌ها و اغتشاشات به خوبی انجام دهد. دسته‌ای دیگر از محققان به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر و ارتقا مقاومت این سیستم‌ها در برابر نامعینی‌ها، غیرخطی‌گری‌ها و اغتشاشات نامطلوب، استفاده از روش‌های کنترل مقاوم را پیشنهاد نموده‌اند. در [۵] یک روش کنترلی جدید برای کنترل وضعیت یک بازوی جمع‌آوری ماهواره‌های غیرفعال مبتنی بر کنترل کننده مقاوم پیشنهاد شده است تا ارتعاش نامطلوب ناشی از کشش محرک‌ها را حذف کرده و همچنین اغتشاشات ناشی از اصطکاک غیرخطی موتور در یک ماهواره را دفع نماید. در [۶] به



طراحی کنترل کننده مقاوم برای گنجاندن نامعینی‌های پارامتری و غیر پارامتری ماهواره انعطاف‌پذیر که به دلیل کاهش مرتبه و یا خطی‌سازی‌هایی انجام شده بر روی سیستم ایجاد گردیده‌اند، پرداخته شده است. در [۷] نیز از یک کنترل کننده PID مقاوم در حضور نامعینی‌های اینرسی، اغتشاشات خارجی و ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر ماهواره برای سیستم کنترل وضعیت آن استفاده شده است.

در شرایط واقعی، سنجش برخی از حالت‌های یک سیستم می‌تواند امکان‌ناپذیر یا بسیار دشوار باشد. در چنین شرایطی به طور معمول از فیدبک خروجی به عنوان یک راهکار عملی استفاده می‌گردد و در صورت نیاز به تخمین حالت‌های سیستم غیرقابل دسترس پرداخته می‌شود. در [۱۳] استفاده از روش تاکاگی-سوگنو برای مدل‌سازی دقیق دینامیک غیرخطی ماهواره مدنظر قرار گرفته است که بر اساس آن می‌توان از قابلیت رویکردهای تطبیقی خطی برای دینامیک غیرخطی ماهواره بهره‌گیری کرد. در رویکرد تطبیقی طراحی شده عیب حادث شونده در چرخ‌های عکس‌عملی بر اساس یک الگوریتم تطبیقی تخمین زده شده که امکان تشخیص و شناسایی عیب در عملگرها را ایجاد می‌کند. در [۱۴] اثر استفاده از الگوریتم‌های هوشمند مختلف برای بهینه‌سازی مشاهده‌گر اغتشاش تطبیقی عصبی-فازی مورد بررسی قرار گرفته است. در این کار ابتدا یک کنترل کننده تطبیقی مدل مرجع برای شبیه‌ساز زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره طراحی شده و سپس برای تضعیف اثر اغتشاش از مشاهده‌گرهای اغتشاش تطبیقی عصبی-فازی استفاده شده است. نمود این مسئله (سنجش حالت‌های سیستم) در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر،

آگاهی از حالات مدال ماهواره می‌باشد که سنجش آن‌ها به طور معمول امکان‌پذیر نمی‌باشد و در همین راستا برخی پژوهشگران به طراحی مشاهده‌گر برای تخمین مودهای انعطاف‌پذیر پرداخته‌اند. در [۸]، با فرض اولیه‌ی در دسترس بودن تمام حالات سیستم به طراحی یک کنترل کننده‌ی فیدبک حالت پرداخته شده و در ادامه، با استفاده از فیدبک خروجی به طراحی یک مشاهده‌گر جهت تخمین متغیرهای مدال و سرعت زاویه‌ای پرداخته شده است. در [۹] نیز ابتدا متغیرهای مدال قابل اندازه‌گیری فرض می‌شوند و سپس برای رفع مشکل عدم اندازه‌گیری متغیرهای مدال، کنترل کننده مجازی همراه با یک مشاهده‌گر مدال بازطراحی می‌شود.



شکل ۱. ماهواره انعطاف‌پذیر با پنل‌های خورشیدی

در [۱۰] نیز به منظور کاهش فعال ارتعاشات یک فضاپیما انعطاف‌پذیر به تخمین مودهای انعطاف‌پذیر با استفاده از مشاهده‌گر پرداخته شده است. علی‌رغم تلاش‌های انجام شده در این حوزه، تا جایی که نویسندگان مطلع هستند، مشاهده‌گرهایی که تا کنون برای تخمین مودهای انعطاف‌پذیری در ماهواره‌ها طراحی شده‌اند، صرفاً قادر به تضمین همگرایی با زمان بی‌نهایت هستند. این در حالی است که به منظور طراحی کنترل کننده‌ها، به ویژه کنترل کننده‌های زمان محدود و زمان ثابت، تضمین همگرایی مشاهده‌گر به صورت زمان ثابت از اهمیت بسیار زیادی





برخوردار است چرا که در غیر اینصورت نمی توان اهداف کنترلی یک کنترل کننده زمان ثابت را برآورده ساخت.

در این مقاله به طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف پذیر با تلفیق رویکردهای کنترل مقاوم و تطبیقی به نحوی پرداخته شده است که تا حد امکان هریک از چالش های مطرح شده در حوزه کنترل وضعیت ماهواره های انعطاف پذیر مرتفع گردند. در این راستا، با آگاهی از آنکه حالات مدال یک ماهواره انعطاف پذیر به طور معمول در عمل قابل سنجش نیستند، به طراحی یک مشاهده گر زمان ثابت به نحوی پرداخته شده است که قادر به تخمین هم زمان تاثیرات ناشی از اغتشاشات خارجی، مودهای انعطاف پذیر و نامعینی موجود در ماتریس ممان اینرسی ماهواره باشد. نوآوری اصلی ارائه شده در این مقاله طراحی مشاهده گر به نحوی است که خطای تخمین فارغ از هر خطا و شرایط اولیه ای می تواند در یک زمان ثابت و از پیش تعیین شده به صفر همگرا شود. در این مقاله همچنین همگرایی زمان ثابت مشاهده گر طراحی شده تضمین گشته است.

۲. مدل سازی دینامیک فضایی انعطاف پذیر

در این مقاله ماهواره ای با بدنه ای صلب و پنل های خورشیدی انعطاف پذیر به عنوان سیستم تحت کنترل در نظر گرفته شده است. ساختار ماهواره ای مفروض به صورت شماتیک در شکل (۱) نمایش داده شده است. رفتار دینامیکی چنین ماهواره ای را می توان به صورت بیان شده در معادله ی (۱) توصیف نمود. با توجه به معادله (۱)، دینامیک بخش انعطاف پذیر ماهواره از یک معادله دیفرانسیل مرتبه دوم ناهمگن تشکیل شده که در آن نرخ تغییرات سرعت زاویه ای ماهواره به عنوان

ورودی در نظر گرفته شده است.

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 I_3 + q_v^\times \\ -q_v^T \end{bmatrix} \omega \quad (۱)$$

$$\begin{cases} J\dot{\omega} + \delta^T \dot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + d \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\omega \end{cases} \quad (۲)$$

در این روابط $[q^T \quad q_0]^T \in \mathbb{R}^4$ بیانگر کوآرنیون وضعیت با قید $q^T q + q_0^2 = 1$ $\omega \in \mathbb{R}^3$ بردار سرعت زاویه ای، $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس یکه، $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس اینرسی نامعین ماهواره که به صورت $J = J_0 + \Delta J$ تعریف شده و در آن J_0 و ΔJ به ترتیب بیانگر ماتریس ممان اینرسی نامی و بخش نامعین ماتریس ممان اینرسی می باشند، $\eta \in \mathbb{R}^n$ بردار مختصات مدال الحاقات انعطاف پذیر، n تعداد مد های ارتعاشی الحاقات انعطاف پذیر و $\delta \in \mathbb{R}^{3 \times n}$ نیز بیانگر ماتریس اتصال میان بدنه صلب ماهواره و الحاقات انعطاف پذیر می باشند. در این روابط $u \in \mathbb{R}^3$ و $d \in \mathbb{R}^3$ نیز به ترتیب بیانگر گشتاور کنترلی و محدوده باند اغتشاشات خارجی بوده و ضرایب C و K نیز به صورت زیر تعریف می شوند:

$$C = \text{diag}(2\xi_1\omega_1 \dots 2\xi_n\omega_n) \quad (۳)$$

$$K = \text{diag}(\omega_1^2 \dots \omega_n^2) \quad (۴)$$

که در آن ω_i فرکانس طبیعی و ξ_i نرخ میرایی مربوط به مودهای انعطاف پذیری $(i = 1, \dots, n)$ و n بیانگر تعداد مودهای انعطاف پذیر می باشند.

معادلات دینامیک وضعیت ماهواره انعطاف پذیر بیان شده در روابط (۱) و (۲) را می توان با جداسازی بخش نامی و نامعین ماتریس ممان اینرسی به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 I_3 + q_v^\times \\ -q_v^T \end{bmatrix} \omega \quad (۵)$$

$$\dot{\omega} = -J_0^{-1} \omega^\times J_0 \omega + \tau + D \quad (۶)$$

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\omega \quad (۷)$$

که در روابط فوق، $\tau = J_0^{-1}u$ و $D = J_0^{-1}(d - \Delta J\dot{\omega} - \omega^\times \Delta J\omega - \omega^\times \delta\dot{\eta} -$

$\delta^T \dot{\eta}$ می‌باشند.

فرض ۱: گشتاور اغتشاشی d که شامل اغتشاشات محیطی و نامعینی اینرسی است، محدود است، بنابراین یک مقدار مثبت اسکالر وجود دارد به طوری که $\|d\| < \rho$.

فرض ۲: بخش نامعین ماتریس ممان اینرسی ماهواره محدود می‌باشد به طوری که $\|\Delta J\| < \bar{\Delta J}$.

فرض ۳: با توجه به آنکه ملحقات انعطاف‌پذیر ماهواره همچون هر ساختار فیزیکی دیگر به صورت ذاتی دارای ضرایب میرایی هستند، لذا ارتعاشات ملحقات انعطاف‌پذیر و مشتقات آن محدود می‌باشند.

۳. طراحی سیستم کنترل

۳-۱. طراحی مشاهده‌گر زمان ثابت

در این بخش به طراحی یک مشاهده‌گر مناسب جهت تخمین تأثیرات اغتشاشات خارجی، نامعینی در ممان اینرسی و متغیرهای مدال در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر با قابلیت تضمین همگرایی زمان ثابت پرداخته می‌شود. به منظور طراحی مشاهده‌گر زمان-ثابت پیشنهادی، دینامیک بیان شده در رابطه‌ی (۶) به صورت زیر بازنویسی می‌گردد:

$$\dot{\omega} = -\psi\omega + \Omega + \tau \quad (۸)$$

که در رابطه‌ی فوق، $\psi > 0$ بیانگر یک ثابت مثبت و $\Omega = \psi\omega - J_0^{-1}\omega \times J_0\omega + \tau + D$ می‌باشند. برای سیستم فوق، یک سیستم کمکی به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\dot{x} = -\psi x + \tau \quad (۹)$$

که در رابطه‌ی فوق، x بیانگر حالات سیستم کمکی تعریف شده است. با توجه به روابط (۸) و (۹)، اختلاف میان حالات سیستم بیان شده در رابطه‌ی (۸) و سیستم کمکی رابطه‌ی (۹) را می‌توان به صورت زیر تعریف کرد:

$$z = \omega - x \quad (۱۰)$$

با مشتق‌گیری از رابطه‌ی فوق، دینامیک خطا به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\dot{z} = -\psi z + \Omega \quad (۱۱)$$

با این تعاریف، محتوای اصلی این بخش به صورت قضیه زیر بیان می‌گردد:

قضیه ۱: ماهواره‌ای انعطاف‌پذیر با مدل دینامیکی بیان شده در روابط (۷-۵) را در نظر بگیرید. مشاهده‌گر رابطه (۱۲) قادر به تخمین مجموع تأثیرات ناشی از اغتشاشات خارجی، مودال‌های انعطاف‌پذیری و نامعینی ممان اینرسی در رفتار دینامیکی ماهواره انعطاف‌پذیر می‌باشد و فارغ از خطای اولیه‌ی تخمین، همگرایی زمان ثابت به مقادیر واقعی را تضمین می‌کند.

$$\dot{\hat{z}} = \dot{z} + \lambda_1 \text{sig}^{1+\alpha}(e) + \lambda_2 \text{sig}^{1-\alpha}(e) \quad (۱۲)$$

در رابطه فوق، $\lambda_1 > 0$ ، $\lambda_2 > 0$ و $0 < \alpha < 1$ بیانگر ثوابتی مثبت بوده و $e = z - \hat{z}$ بیانگر خطای تخمین می‌باشد.

همچنین، برای بردار دلخواه $\varsigma = [\varsigma_1, \varsigma_2, \varsigma_3]^T$ اپراتور $\text{Sig}^\alpha(\varsigma)$ به صورت

$$\text{Sig}^\alpha(\varsigma) = [|\varsigma_1|^\alpha \text{sgn}(\varsigma_1), |\varsigma_2|^\alpha \text{sgn}(\varsigma_2), |\varsigma_3|^\alpha \text{sgn}(\varsigma_3)]^T$$

می‌شود که در آن $\text{sgn}(\cdot)$ بیانگر تابع علامت می‌باشد.

اثبات: به منظور تضمین همگرایی زمان-ثابت مشاهده‌گر پیشنهادی به مقادیر واقعی، تابع کاندید لیاپانوف زیر تعریف می‌گردد:

$$V = e^T e \quad (۱۳)$$

با مشتق‌گیری از تابع لیاپانوف فوق داریم:

$$\dot{V} = 2e^T \dot{e} = 2e^T [\dot{z} - \dot{\hat{z}}] \quad (۱۴)$$

با جایگزینی روابط (۱۱) و (۱۲) می‌توان نوشت:

$$\dot{V} = 2e^T [-\lambda_1 \text{sig}^{1+\alpha}(e) - \lambda_2 \text{sig}^{1-\alpha}(e)] \quad (۱۵)$$

از سوی دیگر با توجه به تعریف اپراتور Sig ،



می‌توان رابطه‌ی فوق را به صورت زیر بسط داد:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\lambda_1 \sum_{i=1}^3 |e_i|^{2+\alpha} - \lambda_2 \sum_{i=1}^3 |e_i|^{2-\alpha} \\ &= -\lambda_1 \sum_{i=1}^3 (|e_i|^2)^{\frac{2+\alpha}{2}} - \lambda_2 \sum_{i=1}^3 (|e_i|^2)^{\frac{2-\alpha}{2}} \end{aligned} \quad (۱۶)$$

با توجه به آنکه $0 < \frac{2-\alpha}{2} < 1$ و $\frac{2+\alpha}{2} > 1$ می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\lambda_1 \left(\sum_{i=1}^3 |e_i|^2 \right)^{\frac{2+\alpha}{2}} \\ &\quad - \lambda_2 \left(\sum_{i=1}^3 |e_i|^2 \right)^{\frac{2-\alpha}{2}} \end{aligned} \quad (۱۷)$$

در نهایت با توجه به تابع کاندید لیاپانوف تعریف شده، نامعادله فوق را می‌توان به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\dot{V} \leq -\lambda_1 V^{\frac{2+\alpha}{2}} - \lambda_2 V^{\frac{2-\alpha}{2}} \quad (۱۸)$$

بنابراین با استناد به [۱۱] اثبات می‌شود که خطای تخمین e می‌تواند در زمان ثابت به صفر همگرا شود و زمان همگرایی از نامساوی زیر برآورد می‌شود:

$$T_{max} \leq \frac{2}{\alpha\lambda_1} + \frac{2}{\alpha\lambda_2} \quad (۱۹)$$

۲-۳. طراحی کنترل‌کننده مقاوم تطبیقی

به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر با روابط (۵-۷)، با الهام‌گیری از [۱۲] سطح لغزشی به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$S = \gamma q_v + \omega \quad (۲۰)$$

که در آن $S = [S_1 \ S_2 \ S_3]^T$ و $\gamma > 0$ می‌باشد.

به منظور افزایش مقاومت سیستم کنترلی حلقه‌بسته پیشنهادی در برابر نامعینی ممان اینرسی و اغتشاشات، در این بخش کنترل‌کننده

مود لغزشی ارائه شده را با طراحی یک قانون تطبیق مناسب به یک کنترل‌کننده‌ی مود لغزشی تطبیقی توسعه داده می‌شود که به طور کلی در شکل (۲) قابل مشاهده است:

$$u = -k_1 S + u_1 + u_2 + u_3 \quad (۲۱)$$

$$u_1 = \omega^x J_0 \omega - \frac{\gamma}{2} J_0 (q_4 I_3 + q_v^x) \omega - \gamma q_v \quad (۲۲)$$

$$u_2 = \begin{cases} -\frac{S}{\|S\|} (\hat{\rho}), & \text{if } \|S\| \neq 0 \\ 0, & \text{if } \|S\| = 0 \end{cases} \quad (۲۳)$$

$$u_3 = -J_0 \hat{D} \quad (۲۴)$$

که در رابطه (۲۳)، $\hat{\rho}$ از رابطه (۲۵) محاسبه می‌گردد:

$$\hat{\rho} = b \|S\| \quad (۲۵)$$

در روابط بالا مقادیر $k_1, k_2, b > 0$ می‌باشند. همچنین رابطه‌ی (۲۳) بیانگر قانون کنترل تطبیقی با رابطه به‌روزرسانی (۲۵) می‌باشد که برای دفع اغتشاشات و نامعینی اینرسی استفاده می‌گردد. رابطه‌ی (۲۴) نیز به منظور جبران گشتاورهای اغتشاشی که توسط مشاهده‌گر زمان ثابت پیشنهادی تخمین زده شده‌اند در نظر گرفته شده است.

قضیه ۲: با در نظر گرفتن سیستم ماهواره انعطاف‌پذیر روابط (۵-۷) و مشاهده‌گر زمان ثابت رابطه‌ی (۱۲)، سیستم کنترل وضعیت پیشنهادی با قانون کنترلی رابطه (۲۱) پایدار مجانبی است. **اثبات:** تابع لیاپانوف زیر را در نظر بگیرید:

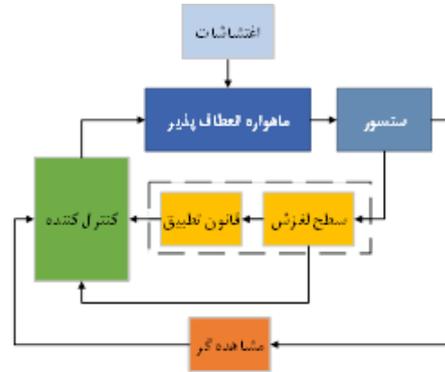
$$V = \frac{1}{2} S^T J_0 S + \frac{(\rho - \hat{\rho})^2}{2b} + \gamma q_v^T q_v + \gamma(1 - q_4)^2 \quad (۲۶)$$

مشتق \dot{V} را می‌توان به صورت زیر به دست آورد:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= S^T J_0 \dot{S} - \frac{(\rho - \hat{\rho})}{b} \dot{\hat{\rho}} + 2\gamma q_v^T \dot{q}_v \\ &\quad - 2\gamma(1 - q_4) \dot{q}_4 \end{aligned} \quad (۲۷)$$



$$= S^T \left[-\omega^\times J_0 \omega + u + J_0 D + \frac{\gamma J_0}{2} (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega - (\rho - \hat{\rho}) \|S\| + \gamma q_v^T (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega + \gamma (1 - q_4) q_v^T \omega \right]$$



شکل ۲. بلوک دیاگرام سیستم کنترلی پیشنهادی

با توجه به منفی شدن مشتق تابع کاندیدای لیاپانوف که حاوی متغیرهای حالت سیستم است می توان دریافت که حالت های سیستم با هر شرایط اولیه در همسایگی نقطه تعادل سیستم قرار خواهند گرفت و به آن نزدیک می شوند چرا که بدیهی است اگر مشتق \dot{V} که گرادیان بردار V و نشان دهنده جهت بیشترین افزایش مقدار V در همه جا منفی باشد، در این صورت مسیر حرکت متغیرهای حالت به سمت نقاط تعادل خواهد بود. از رابطه (۲۹) دریافت می شود که در $S = 0$ پارامترهای وضعیت کوآترینیون و سرعت زاویه ای ماهواره در نهایت به صفر $q_v = 0$ و $\omega = 0$ میل می کنند.

۴. شبیه سازی

به منظور تایید و مطالعه شبیه سازی عملکرد سیستم کنترلی پیشنهادی در این مقاله، ماهواره انعطاف پذیر با معادلات (۵-۷) و همچنین مشخصات زیر در نظر گرفته می شود:

$$J = \begin{bmatrix} 420.8 & 8.9 & -1.2 \\ 8.9 & 175.4 & -3.3 \\ -1.2 & -3.3 & 380.3 \end{bmatrix} \quad (30)$$

$$\delta = \begin{bmatrix} 1 & 0.1 & 0.1 \\ -1 & 0.1 & 0.01 \\ -0.1 & 0.1 & 0.01 \end{bmatrix} \quad (31)$$

در این مقاله سه مود اول انعطاف پذیر در نظر گرفته شده است. فرکانس های طبیعی پنل های خورشیدی $\omega_1 = 1.9015$ ، $\omega_2 = 2.7512$ و $\omega_3 = 3.1224$ و نرخ میرایی آن ها به ترتیب برابر با $\xi_1 = 0.05$ ، $\xi_2 = 0.05$ و $\xi_3 = 0.05$ می باشد. در شبیه سازی ها پارامترهای طراحی مشاهده گر و کنترل کننده مطابق جدول (۱) انتخاب شده است؛ علاوه بر این مقادیر اولیه وضعیت و سرعت زاویه ای، مشاهده گر و کنترل کننده مطابق جدول (۲) می باشد. رابطه (۳۲) نیز اغتشاشات اعمالی به ماهواره را نشان می دهد که دارای

با در نظر گرفتن روابط کنترل کننده (۲۱) - (۲۴) و همچنین رابطه (۱۹) خطای مشاهده گر در زمان ثابت به صفر میل می کند؛ لذا به دلیل استفاده از قانون کنترلی رابطه (۲۴) می توان گشتاور ناشی از ارتعاشات را پس از همگرایی مشاهده گر از رابطه (۲۷) حذف نمود و نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{V} = S^T & \left[-\omega^\times J_0 \omega - k_1 S + \omega^\times J_0 \omega - \frac{\gamma}{2} J_0 (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega - \gamma q_v \right. \\ & \left. - \frac{S}{\|S\|} (\hat{\rho}) - J_0 \hat{D} + J_0 D + \frac{\gamma J_0}{2} (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega \right. \\ & \left. - (\rho - \hat{\rho}) \|S\| + \gamma q_v^T (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega \right. \\ & \left. + \gamma (1 - q_4) q_v^T \omega \right] \quad (28) \end{aligned}$$

$$\Rightarrow \dot{V} = S^T \left(-k_1 S - \gamma q_v - \frac{S}{\|S\|} (\hat{\rho}) - (\rho - \hat{\rho}) \|S\| + \gamma q_v^T (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega + \gamma (1 - q_4) q_v^T \omega \right)$$

در نهایت با انجام ساده سازی خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -k_1 \|S\|^2 - \gamma^2 q_v^T q_v - \gamma q_v^T q_v^\times \omega \\ & - \rho \|S\| \quad (29) \\ \Rightarrow & \dot{V} \leq 0 \end{aligned}$$



اغتشاشات ثابت و اغتشاشات متغیر با زمان و فرکانس های مختلف بوده و می تواند طیف وسیعی از اغتشاشات موجود در پیرامون ماهواره در فضا را در بر گیرد.

$$d = 0.001 \left[\frac{\cos(0.5\pi t) - \sin(0.3\pi t) - 1}{\sin(0.2\pi t) - \cos(0.2\pi t) + 1} \right] \quad (32)$$

در شکل (۳) عملکرد مشاهده گر پیشنهادی در تخمین مجموعه تاثیرات اغتشاشات خارجی، مودال های انعطاف پذیری و نامعینی های ماتریس ممان اینرسی به صورت شماتیک نمایش داده شده است. با توجه به شکل (۳) می توان دریافت که در زمانی کمتر از ۵ ثانیه خطای تخمین به صفر میل کرده است و سپس با دقت بسیار بالایی با میزان خطای کمتر از 1.5×10^{-8} به تخمین المان های اغتشاشی، نامعینی و مودال انعطاف پذیری پرداخته است. پارامترهای وضعیت کواترنیون، زوایای اوپلر و سرعت های زاویه ای ماهواره به ترتیب در شکل (۴)، شکل (۵) و شکل (۶) نمایش داده می شود. با بررسی این شکل ها می توان دریافت که در طول مانور وضعیت ماهواره انعطاف پذیر، در زمانی کمتر از ۴۰ ثانیه پارامترهای وضعیت کواترنیون و سرعت های زاویه ای هر یک به ترتیب به مقادیر $|q_{v_i}| < 1 \times 10^{-4}$ و $|\omega_i| < 3 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$ همگرا می شوند.

در نهایت، سیگنال کنترلی اعمال شده به ماهواره انعطاف پذیر توسط کنترل کننده پیشنهادی در شکل (۷) نشان داده شده است. مطابق شکل (۷) به وضوح مشاهده می شود که سیگنال کنترل رفتار نرمی را از خود نشان می دهد و با کاهش خطای وضعیت به مقدار

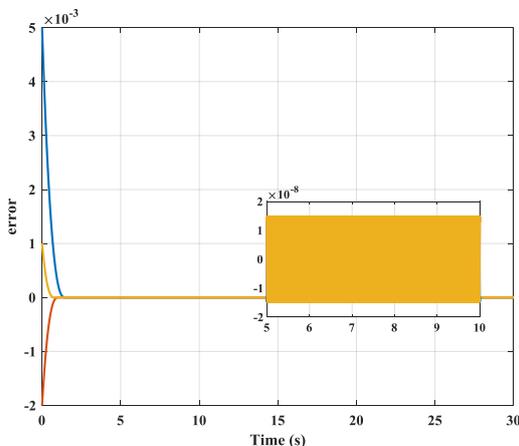
مطلوب، مقدار گشتاور اعمالی نیز کاهش می یابد. بنابراین، با ارزیابی بررسی نتایج به دست آمده، عملکرد بالای سیستم حلقه بسته شامل دینامیک وضعیت ماهواره انعطاف پذیر، مشاهده گر زمان ثابت و کنترل کننده مقاوم تطبیقی در حضور اغتشاشات ناشناخته ارتعاشات پنل های خورشیدی تایید می شود.

جدول ۱. پارامترهای طراحی مشاهده گر زمان ثابت و کنترل کننده

پارامترهای مشاهده گر		پارامترهای کنترل کننده	
مقدار	پارامتر	مقدار	پارامتر
0.5	α	1.2	γ
1	λ_1	0.2	k_1
1	λ_2	0.1	k_2
5	ψ	0.8	b

جدول ۲. مقادیر اولیه متغیرهای حالت ماهواره و قانون تطبیقی

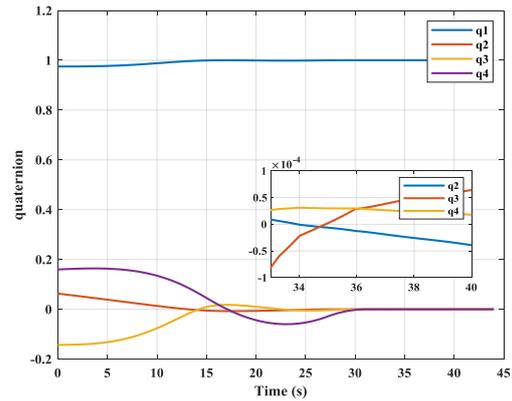
پارامتر	مقدار
q_0	[0.063 - 0.143 0.160 0.975]
ω_0	[-0.01 - 0.001 0.002]
η_0	[0 0 0]
$\dot{\eta}_0$	[0 0 0]
$\hat{\rho}_0$	0



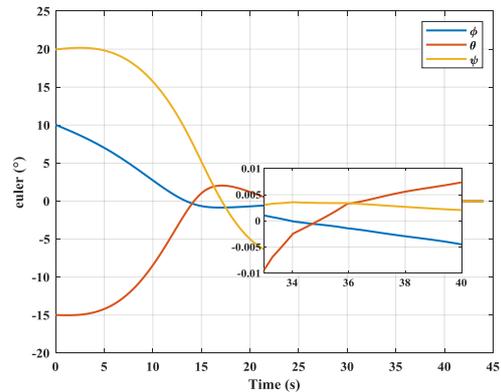
شکل ۳. خطای تخمین مشاهده گر

۵. نتیجه گیری

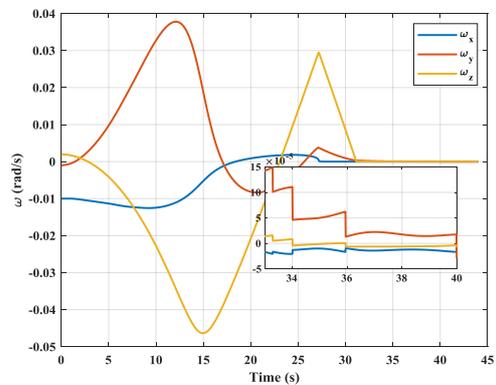
در این مقاله، طراحی یک سیستم کنترل وضعیت برای یک ماهواره انعطاف پذیر مورد بررسی قرار گرفت. از آنجا که متغیرهای مودال یک ماهواره انعطاف پذیر غالباً در عمل قابل اندازه گیری نبوده و تحت تاثیر مانورهای وضعیتی و اغتشاشات خارجی به ارتعاش در آمده و ممان اینرسی ماهواره را نامعین می سازند، یک مشاهده گر زمان ثابت برای تخمین تاثیرات ناشی از اغتشاشات خارجی، نامعینی ممان اینرسی و ارتعاش متغیرهای مودال با قابلیت تضمین همگرایی به صورت زمان ثابت طراحی گردید. مشاهده گر پیشنهادی قادر است نظر از خطای تخمین اولیه، تاثیرات ناشی از اغتشاشات خارجی، نامعینی ممان اینرسی و متغیرهای مودال ماهواره را به صورت زمان ثابت با دقت بسیار بالا تخمین بزند. در ادامه، با استفاده از خروجی مشاهده گر زمان ثابت پیشنهادی به طراحی یک کنترل کننده مود لغزشی پرداخته شد و به منظور افزایش مقاومت سیستم کنترل در برابر اغتشاشات خارجی، کنترل کننده طراحی شده به یک کنترل کننده مود لغزشی تطبیقی توسعه یافت و پایداری سیستم حلقه بسته با استفاده از تئوری لیاپانوف تضمین گردید. در نهایت شبیه سازی های عددی برای تایید کارایی و عملکرد بالای کنترل کننده پیشنهادی به همراه مشاهده گر انجام شد که دستیابی به وضعیت مطلوب علی رغم حضور اغتشاشات، نامعینی در ماتریس ممان اینرسی و ارتعاشات پنل های خورشیدی را تایید نمود.



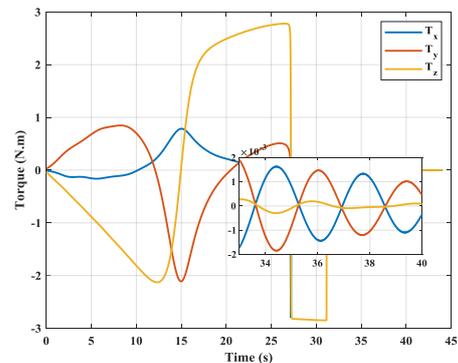
شکل ۴. پارامترهای وضعیت کواترنیون



شکل ۵. زوایای اوایلر ماهواره



شکل ۶. سرعت های زاویه ای ماهواره



شکل ۷. گشتاور کنترلی ماهواره

- International Conference on Control Science and Systems Engineering (ICCSSE)*, pp. 264-268, 2018.
- [13] H. Bolandi, M. Hagh Parast and M. Abedi, Designing fault detection, isolation and recovery algorithm for attitude control subsystem of a three-axis satellite, *Journal of Space Science & Technology*, vol. 5, no. 1, pp. 29-40, 2012. (in Persian فارسی)
- [14] M. R. Razavi, H. Shahbazi, M. Malek Zade and A. Ariai, Analytical Investigation of Intelligent Optimization Algorithms for Adaptive Neuro-Fuzzy Disturbance Observer for Spacecraft Attitude Control Simulator, *Tabriz University Mechanical Engineering Journal*, vol. 50, no. 3, pp. 87-93, 2020. (in Persian فارسی)
- [1] H. Qinglei and M. Guangfu, Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver, *Aerospace science and technology*, vol. 9, no. 4, pp. 307-317, 2005.
- [2] X. Zhang, Z. Qun, D. Liqian, T. Bailing and L. Wenjing, Finite-time attitude maneuvering and vibration suppression of flexible spacecraft, *Journal of the Franklin Institute*, no. 16, pp. 11604-11628, 2020.
- [3] M. Ataei, H. Salarieh, H. Nejat Pishkenari and H. Jalili, Boundary control design for vibration suppression and attitude control of flexible satellites with multi-section appendages, *Acta Astronautica*, vol. 173, pp. 22-30, 2020.
- [4] L. Keu and S. Singh, Passification-Based Adaptive Control of Spacecraft with Elastic Appendages, In *AIAA Scitech 2020 Forum*, pp. 1104, 2020.
- [5] Y. Guocai, Y. Liu, M. Jin and H. Liu, A robust and adaptive control method for flexible-joint manipulator capturing a tumbling satellite, *IEEE Access*, no. 7, pp. 159971-159985, 2019.
- [6] A. Souza and L. Souza, Design of a controller for a rigid-flexible satellite using the H-infinity method considering the parametric uncertainty, *Mechanical Systems and Signal Processing*, no. 116, pp. 641-650, 2019.
- [7] L. You and D. Ye, Robust PID controller for flexible satellite attitude control under angular velocity and control torque constraint, *Asian Journal of Control*, vol. 22, no. 3, pp. 1327-1344, 2020.
- [8] D. Gennaro, Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, vol. 39, no. 3, pp. 747-759, 2003.
- [9] D. Haibo and S. Li, Attitude synchronization control for a group of flexible spacecraft, *Automatica*, vol. 50, no. 2, pp. 646-651, 2014.
- [10] H. Qinglei, Robust adaptive backstepping attitude and vibration control with L2-gain performance for flexible spacecraft under angular velocity constraint, *Journal of Sound and Vibration*, vol. 327, no. 3, pp. 285-298, 2009.
- [11] C. Lu, B. Xiao, M. Golestani and D. Ran, Faster fixed-time control of flexible spacecraft attitude stabilization, *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 16, no. 2, pp. 1281-1290, 2019.
- [12] G. Zhi and Z. Zhu, Adaptive fast sliding model attitude tracking control for flexible spacecraft, *Proceedings of The 4th IEEE*

