

سیستم کنترل وضعیت مبتنی بر مشاهده گر زمان ثابت یک فضاپیما انعطاف پذیر

با اغتشاشات خارجی

عرفان رضائی^۱، حسین بلندی^{۲*}

۱- دانشجو کارشناسی ارشد مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ایران، e_rezaei@nt.iust.ac.ir

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

*نویسنده مخاطب

چکیده

در این مقاله، به مسئله پایدارسازی وضعیت یک فضاپیمای انعطاف پذیر با پنل های خورشیدی که تحت اغتشاشات خارجی و ارتعاشات الحاقات انعطاف پذیر قرار دارد، پرداخته می شود. با توجه به آن که مود های انعطاف پذیر فضاپیما ها معمولاً به راحتی قابل اندازه گیری نمی باشد؛ لذا برای تخمین متغیر های مودال فضاپیما انعطاف پذیر یک مشاهده گر زمان ثابت طراحی و استفاده شده است. با برآورد متغیر های مودال فضاپیما انعطاف پذیر، یک سیستم کنترل وضعیت مقاوم تطبیقی مبتنی بر مشاهده گر یکپارچه برای فضاپیما طراحی می شود که در آن از خانواده کنترل کننده های مود لغزشی به دلیل مقاومت ذاتی بالای آن ها بهره گرفته شده است و سپس برای بهبود و افزایش مقاومت سیستم حلقه بسته در برابر اغتشاشات خارجی وارد بر فضاپیما کنترل کننده مقاوم پیشنهادی با یک قانون تطبیقی ترکیب شده و به یک کنترل کننده مقاوم تطبیقی توسعه داده شده است. در نهایت می توان با نتایج شبیه سازی های عددی، عملکرد مطلوب و رضایت بخش سیستم کنترل وضعیت یکپارچه پیشنهادی را تایید نمود.

واژه های کلیدی: فضاپیما انعطاف پذیر، سیستم کنترل وضعیت، مشاهده گر زمان ثابت، کنترل کننده مقاوم تطبیقی

۱- مقدمه

در سال های اخیر، فضاپیماها برای تامین منبع انرژی کافی و کاهش هزینه های پرتاب، اغلب از سازه های بزرگ، قابل گسترش و ساختار میراگر استفاده می کنند (مانند پنل های خورشیدی و آنتن های بازشونده) که منجر به کاهش سختی و مدهای الاستیک با فرکانس پایین می شود. در مانورهای چرخشی فضاپیماهای انعطاف پذیر، الحاقات انعطاف پذیر اغلب دچار ارتعاش می شوند به ویژه هنگامی که سیستم کنترل وضعیت فضاپیماها از رانشگرهای خاموش-روشن استفاده می کنند که اقدامات ناپیوسته ای ایجاد می کنند و دینامیک غیرخطی سیستم را تحریک می کنند [۱]. علاوه بر این به دلیل حرکت محموله و چرخش پنل های خورشیدی و اغتشاشات خارجی در حین مانور وضعیت، اینرسی فضاپیما دچار نامعینی خواهد شد که به طور قابل توجهی پایداری سیستم را کاهش می دهد. بنابراین، کنترل مانور وضعیت و دفع ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر با نامعینی های مدل و در حضور اغتشاشات از جمله مباحثی است که در پژوهش های سالیان اخیر به شدت مورد توجه قرار گرفته است [۲]. به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره های انعطاف پذیر به نحوی که در مقابل اغتشاشات و

نامعینی های نامطلوب مقاوم باشد، تحقیقات بسیاری انجام شده و چالش های مسئله مورد بررسی قرار گرفته اند. با این وجود همچنان مسئله دفع ارتعاشات ملحقیات انعطاف پذیر 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 نامعینی هایی همراه است. علاوه بر نامعینی های مدل ماهواره انعطاف پذیر، اغتشاشات محیطی مختلف در فضا بر وضعیت ماهواره انعطاف پذیر اثرات نامطلوبی می گذارند. روش کنترل تطبیقی یکی از روش های مواجهه با اغتشاشات خارجی و نامعینی های پارامترها می باشد و اغلب در کاربردهایی که پارامترهایی از سیستم به طور مداوم در حال تغییر هستند، مورد استفاده قرار می گیرند. در [۳] کنترل وضعیت و ارتعاشات نامطلوب ماهواره های انعطاف پذیر 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 می شود تا به وسیله آن نامعینی های موجود را جبران کند. کنترل کننده پیشنهادی می تواند مانورهای بزرگ وضعیتی را در حضور نامعینی ها و اغتشاشات به خوبی انجام دهد. دسته ای دیگر از محققان به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره های انعطاف پذیر و ارتقا مقاومت این سیستم ها در برابر نامعینی ها، غیرخطی گری ها و اغتشاشات نامطلوب، استفاده از روش های کنترل مقاوم را پیشنهاد نموده اند. در [۵] یک روش کنترلی جدید برای کنترل وضعیت یک بازوی جمع آوری ماهواره های غیرفعال مبتنی بر یک کنترل کننده مقاوم پیشنهاد می شود تا ارتعاش نامطلوب ناشی از کشش محرکها را از بین ببرد و همچنین اغتشاشات ناشی از اصطکاک غیرخطی موتور را در یک ماهواره دفع کند. در [۶] به طراحی کنترل کننده مقاوم برای گنجاندن نامعینی های پارامتری و غیر پارامتری ماهواره انعطاف پذیر که به دلیل کاهش مرتبه و یا خطی سازی هایی انجام شده بر روی سیستم ایجاد گردیده اند، پرداخته شده است. در [۷] نیز از یک کنترل کننده PID مقاوم در حضور نامعینی های اینرسی، اغتشاشات خارجی و ارتعاشات ملحقیات انعطاف پذیر ماهواره برای سیستم کنترل وضعیت آن استفاده شده است. در شرایط واقعی، سنجش برخی از حالت های یک سیستم می تواند امکان ناپذیری یا بسیار دشوار باشد. در چنین شرایطی به طور معمول از فیدبک خروجی به عنوان یک راهکار عملی استفاده می گردد و در صورت

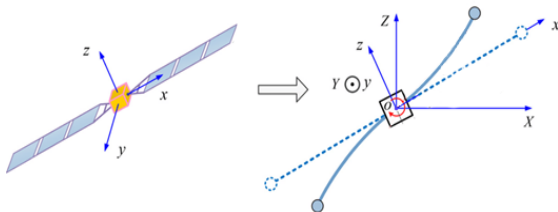
نیز بیانگر ماتریس اتصال میان بدنه صلب ماهواره و الحاقات انعطاف پذیر می باشند. در این روابط $u \in \mathbb{R}^3$ و $d \in \mathbb{R}^3$ نیز به ترتیب بیانگر گشتاور کنترلی و محدوده باند اغتشاشات خارجی بوده و عبارت ω^x و همچنین ضرایب C و K نیز به صورت زیر تعریف می شوند:

$$\omega^x = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (۳)$$

$$C = \text{diag}(2\xi_1\omega_1 \dots 2\xi_n\omega_n) \quad (۴)$$

$$K = \text{diag}(\omega_1^2 \dots \omega_n^2) \quad (۵)$$

که در آن ω_i فرکانس طبیعی و ξ_i نرخ میرایی مربوط به مودهای انعطاف-پذیری و n بیانگر تعداد مودهای انعطاف پذیر می باشند.



شکل ۱- شماتیک یک فضاییمما انعطاف پذیر

در [۸] نشان داده شده است که مدل سینماتیک و دینامیک وضعیت یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر بیان شده در معادله‌ی (۱) را می‌توان با استفاده از تعریف متغیرهای $\psi = \eta + \delta\omega$ و $J_m = J - \delta^T \delta$ به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\dot{\eta} = \psi - \delta\omega \quad (۶)$$

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

$$J_m \dot{\omega} = \omega^x (J_m \omega + \delta^T \psi) + \delta^T (C\psi + K\eta - C\delta\omega) + u + d \quad (۸)$$

در این مقاله به منظور تخمین متغیرهای مدال ماهواره از روابط (۶) و (۷) استفاده خواهد شد. گشتاور اغتشاشی d که شامل اغتشاشات محیطی و نامعینی اینرسی است، محدود است، بنابراین یک مقدار مثبت اسکالر وجود دارد به طوری که $\|d\| < \rho$.

۳- طراحی سیستم کنترل وضعیت

طراحی سیستم کنترل وضعیت فضاییممای انعطاف پذیر از دو بخش اصلی تشکیل می شود که در بخش اول به طراحی مشاهده گر زمان ثابت و تخمین متغیرهای مودال فضاییمما پرداخته می شود و سپس در بخش بعدی با تخمین متغیرهای مودال فضاییمما، یک کنترل کننده مقاوم تطبیقی طراحی می شود.

نیاز به تخمین حالت‌های سیستم غیرقابل دسترس پرداخته می‌شود. نمود این مسئله در ماهواره‌های انعطاف‌پذیر، آگاهی از حالات مدال ماهواره می-باشد که سنجش آن‌ها به طور معمول امکان‌پذیر نمی‌باشد و در همین راستا برخی پژوهشگران به طراحی مشاهده‌گر برای تخمین مودهای انعطاف پذیر پرداخته‌اند. در [۸]، با فرض اولیه‌ی در دسترس بودن تمام حالات سیستم به طراحی یک کنترل‌کننده‌ی 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، کنترل‌کننده مجازی همراه با یک مشاهده‌گر مدال بازطراحی می‌شود. در [۱۰] نیز به منظور کاهش فعال ارتعاشات یک فضاییممای 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 کنترل‌کننده‌ها، به ویژه کنترل‌کننده‌های زمان محدود و زمان ثابت، تضمین همگرایی مشاهده‌گر به صورت زمان ثابت از اهمیت بسیار زیادی برخوردار است چرا که در غیر اینصورت نمی‌توان اهداف کنترلی یک کنترل کننده زمان ثابت را برآورده ساخت.

در این مقاله به طراحی سیستم کنترل وضعیت فضاییمما انعطاف‌پذیر با تلفیق رویکردهای کنترل مقاوم و تطبیقی به نحوی پرداخته شده است که تا حد امکان هر یک از چالش‌های مطرح شده در حوزه کنترل وضعیت فضاییمما های انعطاف پذیر مرتفع گردند. در این راستا، با آگاهی از آن که حالات مودال یک فضاییمما انعطاف‌پذیر به طور معمول در عمل قابل سنجش نیستند، به طراحی یک مشاهده‌گر زمان ثابت به نحوی پرداخته شده است که قادر به تخمین مودهای انعطاف‌پذیر فضاییمما باشد.

۲- مدل سازی دینامیک فضاییمما انعطاف پذیر

در این مقاله ماهواره‌ای با بدنه‌ای صلب و پنل‌های خورشیدی انعطاف-پذیر به عنوان سیستم تحت کنترل در نظر گرفته شده است. ساختار ماهواره‌ی مفروض به صورت شماتیک در شکل ۱ نمایش داده شده‌است. دینامیک چنین ماهواره‌ای را می‌توان به صورت معادله‌ی (۱) بیان نمود. با توجه به معادله (۱)، دینامیک بخش انعطاف‌پذیر ماهواره از یک معادله دیفرانسیل مرتبه دوم ناهمگن تشکیل شده که در آن نرخ تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره به عنوان ورودی در نظر گرفته شده‌است.

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

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

در این روابط $[q^T \quad q_0^T]^T \in \mathbb{R}^4$ بیانگر کواترنیون وضعیت با قید $q^T q + q_0^2 = 1$ ، $\omega \in \mathbb{R}^3$ بردار سرعت زاویه‌ای، $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس یک، $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس اینرسی ماهواره، $\eta \in \mathbb{R}^n$ بردار مختصات مدال الحاقات انعطاف پذیر، n تعداد مد‌های ارتعاشی الحاقات انعطاف پذیر و $\delta \in \mathbb{R}^{3 \times n}$

$$u = -k_1 S - k_2 S^a + u_1 + u_2 + u_3 \quad (15)$$

$$u_1 = \omega^\times J \omega - \frac{1}{2} J_0 (q_4 I_3 + q_v^\times) \omega + \gamma q_v \quad (16)$$

$$u_2 = \begin{cases} -\frac{S}{\|S\|} (\hat{\rho}), & \text{if } \|S\| \neq 0 \\ 0, & \text{if } \|S\| = 0 \end{cases} \quad (17)$$

$$u_3 = \omega^\times \delta \dot{\eta} + \delta \ddot{\eta} \quad (18)$$

که در رابطه (۱۶)، $\hat{\rho}$ از رابطه (۱۹) محاسبه می گردد:

$$\hat{\rho} = b \|S\| \quad (19)$$

در روابطه بالا مقادیر $k_1, k_2, b > 0$ و $a = \frac{a_1}{a_2} < 1$ می باشند. ترم u_2 قانون کنترل تطبیقی با رابطه آدیت (۱۹) می باشد که برای دفع اغتشاشات و نامعینی اینرسی استفاده می گردد. ترم u_3 نیز جهت جبران گشتاور ناشی از ارتعاشات می باشد که پارامترهای رابطه (۱۹) توسط مشاهده گر زمان ثابت تخمین زده می شود.

با در نظر گرفتن سیستم ماهواره انعطاف پذیر روابط (۱) و (۲) سیستم کنترل وضعیت پیشنهادی با قانون کنترل تطبیقی رابطه (۱۹) می توان اثبات نمود که پایدار مجانبی می باشد. این در حالی است که خطای تخمین مشاهده گر به دلیل زمان ثابت بودن آن بعد از گذشت زمان همگرایی که از رابطه (۱۳) قابل محاسبه است به صفر میل می کند.

۴- شبیه سازی و نتایج عددی

به منظور تایید و مطالعه شبیه سازی عملکرد سیستم کنترلی پیشنهادی در این مقاله، ماهواره انعطاف پذیری با معادلات (۱) و (۲) و همچنین مشخصات زیر در نظر گرفته می شود:

$$J = \begin{bmatrix} 420.8 & 8.9 & -1.2 \\ 8.9 & 175.4 & -3.3 \\ -1.2 & -3.3 & 380.3 \end{bmatrix} \quad (20)$$

$$\delta = \begin{bmatrix} 1 & 0.1 & 0.1 \\ -1 & 0.1 & 0.01 \\ -0.1 & 0.1 & 0.01 \end{bmatrix} \quad (21)$$

در این مقاله سه مود اول انعطاف پذیر در نظر گرفته شده است. فرکانس های طبیعی پندل 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 و جدول ۲ انتخاب شده است؛ علاوه بر این مقادیر اولیه وضعیت و سرعت زاویه ای، مشاهده گر و کنترل کننده مطابق جدول ۳ می باشد. رابطه (۲۲) نیز اغتشاشات اعمالی به ماهواره را نشان می دهد.

۳-۱- طراحی مشاهده گر زمان ثابت

در این بخش به طراحی یک مشاهده گر مناسب جهت تخمین متغیرهای مدال در ماهواره های انعطاف پذیر با قابلیت تضمین همگرایی زمان ثابت پرداخته شده است. فضایی انعطاف پذیر با مدل دینامیکی بیان شده در روابط (۶) و (۷) را در نظر بگیرد. مشاهده گر که در رابطه (۹) طراحی شده است قادر به تخمین متغیرهای مدال فضایی می باشد و فارغ از خطای اولیه تخمین، همگرایی زمان ثابت متغیرهای مدال به مقادیر واقعی را تضمین می کند.

$$\begin{cases} \dot{\hat{y}} = A\hat{y} + Bu' - (A(\hat{y} - y) + \\ \alpha \text{sig}^{1+\mu_0}(\hat{y} - y) + \beta \text{sig}^{\theta_0}(\hat{y} - y)) \\ \hat{y} = T\hat{\theta} \end{cases} \quad (9)$$

که در رابطه (۹) مقدار $\mu_0 = \frac{m_0}{2n_0} (1 + \text{sgn}(\|T^{-1}(\hat{y} - y)\|) - 1)$ ، $m_0 > 0$ و $n_0 > 0$ دو عدد صحیح فرد می باشند به طوری که $m_0 > 0$ و $\alpha > 0$ و $\beta > 0$ همگی بهره های ثابت هستند. $f_0 > 0$ و $g_0 > 0$ دو عدد صحیح می باشند به طوری که $g_0 > f_0$ در رابطه بالا همچنین $\theta = [\eta \quad \psi]^T$ $u' = \omega$ ، A ، B و T دارای تعاریف زیر هستند:

$$A = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \\ -K & -C \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$B = [-\delta \quad C\delta] \quad (11)$$

$$T = \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (12)$$

همچنین زمان همگرایی مشاهده گر از رابطه (۱۳) قابل محاسبه است که تمام به پارامترهای قابل از تنظیم از پیش تعیین شده وابسته است و هیچگونه وابستگی به شرایط اولیه سیستم و خطای اولیه ندارد.

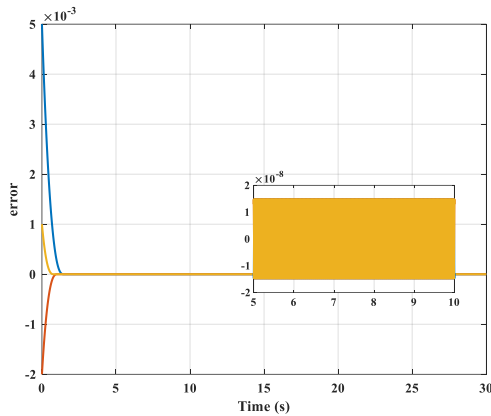
$$t_0 \leq \frac{1}{\alpha} \left(\frac{n_0}{m_0} + \frac{g_0}{g_0 - f_0} \ln(1 + \frac{\alpha}{\beta}) \right) \quad (13)$$

۳-۲- طراحی کنترل کننده مقاوم تطبیقی

به منظور طراحی سیستم کنترل وضعیت فضایی انعطاف پذیر با روابط (۱) و (۲)، با الهام گیری از [۱۲] سطح لغزشی به صورت زیر تعریف می شود:

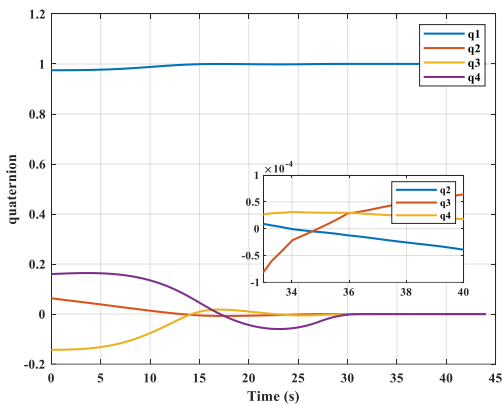
$$S = \gamma q_v + \omega \quad (14)$$

که در آن $S = [S_1 \quad S_2 \quad S_3]^T$ و $\gamma > 0$ می باشد. به منظور افزایش مقاومت سیستم کنترلی حلقه بسته پیشنهادی در برابر نامعینی ممان اینرسی و اغتشاشات، در این بخش کنترل کننده مود لغزشی ارائه شده را با طراحی یک قانون تطبیق مناسب به یک کنترل کننده مود لغزشی تطبیقی توسعه داده می شود:

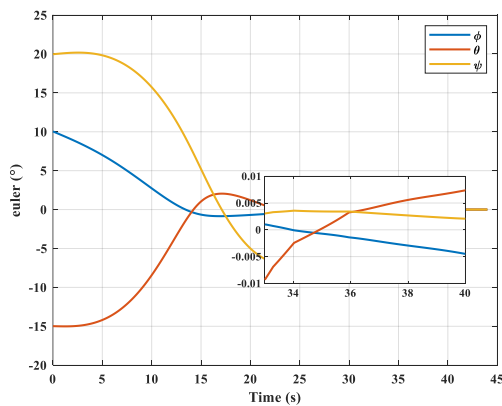


شکل ۳- خطای تخمین مشاهده گر

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 $|q_v| < 1 \times 10^{-4}$ و $|\omega_i| < 3 \times 10^{-5} rad/s$ همگرا می شوند.



شکل ۴- پارامترها وضعیت کواترنیون



شکل ۵- زوایای اوپلر فضاپیما انعطاف پذیر

$$d = \begin{bmatrix} \cos(0.5\pi t) - \sin(0.3\pi t) - 1 \\ \sin(0.2\pi t) - \cos(0.2\pi t) + 1 \\ 1 \sin(0.2\pi t) + 1 \end{bmatrix} \times 0.001 \quad (22)$$

جدول ۱- پارامترهای تنظیم مشاهده گر زمان ثابت

| پارامتر | مقدار عددی |
|----------|------------|
| α | 0.1 |
| β | 0.2 |
| f_0 | 9 |
| g_0 | 15 |
| m_0 | 35 |
| n_0 | 27 |

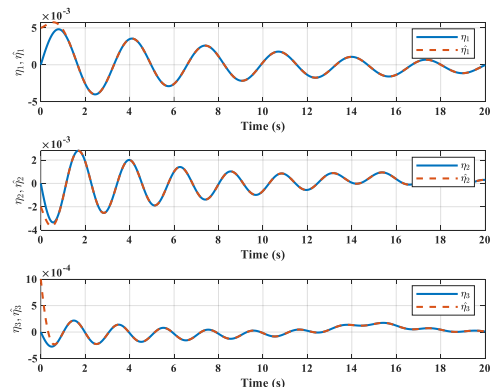
جدول ۲- پارامترهای تنظیم کنترل کننده

| پارامتر | مقدار عددی |
|----------|------------|
| γ | 1.2 |
| k_1 | 0.2 |
| k_2 | 0.1 |
| b | 0.8 |
| a_1 | 31 |
| a_2 | 35 |

جدول ۳- مقادیر اولیه متغیرهای سیستم

| پارامتر | مقدار عددی |
|----------------|-----------------------------|
| 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 |

در شکل ۲ متغیرهای مودال ماهواره و مقدار تخمین آن ها توسط مشاهده گر زمان ثابت به صورت شماتیکی نشان داده شده است؛ همچنین خطای تخمین متغیرهای مودال در شکل ۳ آمده است. از بررسی شکل ۲ و شکل ۳ به وضوح نمایان است که در زمانی کمتر از ۵ ثانیه خطای تخمین به صفر میل کرده است و سپس با دقت بسیار بالایی به تخمین متغیرهای مودال پرداخته است.

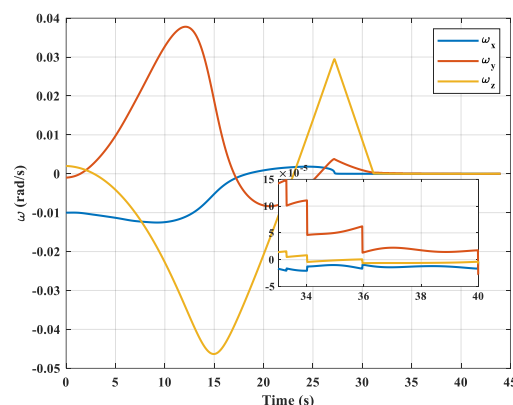


شکل ۲- متغیرهای مودال و تخمین آن ها

تئوری لیاپانوف قابل تضمین است. در نهایت شبیه سازی‌های عددی برای تایید کارایی و عملکرد بالای کنترل کننده پیشنهادی به همراه مشاهده گر انجام شد که دستیابی به وضعیت مطلوب علیرغم حضور اغتشاشات و ارتعاشات پنل‌های خورشیدی را تایید کرد.

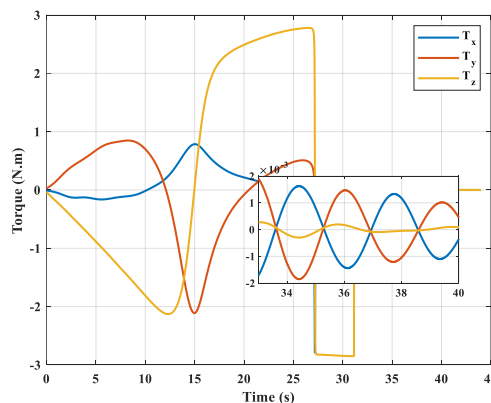
۶- مراجع

- [1] Hu, Qinglei, and Guangfu Ma. "Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver." *Aerospace science and technology* 9, no. 4 (2005): 307-317.
- [2] Zhang, Xiuyun, Qun Zong, Liqian Dou, Bailing Tian, and Wenjing Liu. "Finite-time attitude maneuvering and vibration suppression of flexible spacecraft." *Journal of the Franklin Institute* 357, no. 16 (2020): 11604-11628.
- [3] Ataei, Mohammad Mahdi, Hassan Salarieh, Hossein Nejat Pishkenari, and Hadi Jalili. "Boundary control design for vibration suppression and attitude control of flexible satellites with multi-section appendages." *Acta Astronautica* 173 (2020): 22-30.
- [4] Lee, Keum W., and Sahjendra N. Singh. "Passification-Based Adaptive Control of Spacecraft with Elastic Appendages." In *AIAA Scitech 2020 Forum*, p. 1104. 2020.
- [5] Yang, Guocai, Yechao Liu, Minghe Jin, and Hong Liu. "A robust and adaptive control method for flexible-joint manipulator capturing a tumbling satellite." *IEEE Access* 7 (2019): 159971-159985.
- [6] Souza, A. G., and L. C. G. Souza. "Design of a controller for a rigid-flexible satellite using the H-infinity method considering the parametric uncertainty." *Mechanical Systems and Signal Processing* 116 (2019): 641-650.
- [7] Li, You, and Dong Ye. "Robust PID controller for flexible satellite attitude control under angular velocity and control torque constraint." *Asian Journal of Control* 22, no. 3 (2020): 1327-1344.
- [8] Di Gennaro, Stefano. "Output stabilization of flexible spacecraft with active vibration suppression." *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems* 39.3 (2003): 747-759.
- [9] Du, Haibo, and Shihua Li. "Attitude synchronization control for a group of flexible spacecraft." *Automatica* 50.2 (2014): 646-651.
- [10] Hu, Qinglei. "Robust adaptive backstepping attitude and vibration control with L2-gain performance for flexible spacecraft under angular velocity constraint." *Journal of Sound and Vibration* 327.3-5 (2009): 285-298.
- [11] Cao, Lu, Bing Xiao, Mehdi Golestani, and Dechao Ran. "Faster fixed-time control of flexible spacecraft attitude stabilization." *IEEE Transactions on Industrial Informatics* 16, no. 2 (2019): 1281-1290.
- [12] Gao, Zhi, and Zhihao Zhu. "Adaptive fast sliding model attitude tracking control for flexible spacecraft." In *2018 IEEE 4th International Conference on Control Science and Systems Engineering (ICCSSE)*, pp. 264-268. IEEE, 2018.



شکل ۶- سرعت های زاویه ای فضاپیما انعطاف پذیر

در نهایت، سیگنال کنترل اعمال شده به ماهواره انعطاف پذیر توسط کنترل کننده پیشنهادی در شکل ۷ نشان داده شده است. طبق 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 نتایج به دست آمده، می توان نتیجه گرفت که 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.



شکل ۷- سیگنال گشتاور کنترلی

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، طراحی یک سیستم کنترل وضعیت برای یک فضاپیمای انعطاف پذیر مورد بررسی قرار گرفت. از آن جایی که متغیرهای مودال یک فضاپیمای انعطاف پذیر معمولاً در عمل قابل اندازه گیری نیستند، یک مشاهده گر زمان ثابت برای تخمین آن‌ها طراحی شده که همگرایی زمان ثابت آن تضمین می شود. مشاهده گر قادر است بدون در نظر گرفتن خطای تخمین اولیه، متغیرهای مودال را با دقت بسیار بالا برآورد کند. با استفاده از متغیرهای مودال تخمین زده شده، یک کنترل کننده مود لغزشی طراحی شده است؛ سپس برای افزایش مقاومت سیستم کنترل پیشنهادی در برابر اغتشاشات خارجی، کنترل کننده پیشنهادی به یک کنترل کننده مود لغزشی تطبیقی تبدیل می شود که پایداری سیستم حلقه بسته آن با استفاده از