کنترل فعال ارتعاشات و مانور فضاپیمای انعطاف‌پذیر با الگوریتم‌های مقاوم و مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۱۷
تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۰۴

میلاد عظیمی[1]

۱- استادیار، عضو هیئت‌علمی پژوهشگاه هوافضا (وزارت علوم، تحقیقات و فناوری)، تهران، azimi.m@ari.ac.ir

چکیده

در این مقاله، طراحی الگوریتم‌های مقاوم فعال ارتعاشات و مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین برای مانور وضعیت فضاپیمای انعطاف‌پذیر بررسی شده است. در ابتدا مدل دینامیک غیرخطی کاملاً کوپل صلب-انعطاف‌پذیر فضاپیما در مانور وضعیت سه محوره با استفاده از معادلات لاگرانژ شبه مختصات استخراج شده است. سپس الگوریتمی برای کنترل هم‌زمان وضعیت و ارتعاشات سیستم مبتنی بر سطح لغزش ترمینال غیرتکین سریع که به همگرایی خطاهای ردگیری وضعیت و سرعت‌های زاویه‌ای (به صفر) در زمان محدود و در حضور نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی منجر می‌شود، طراحی شده است. در ادامه ارتعاشات باقی‌مانده ناشی از دینامیک پنل‌های انعطاف‌پذیر حین و پس از مانور با به‌کارگیری یک الگوریتم مقاوم کنترل فعال ارتعاشات با استفاده از وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک به‌صورت نمایی کاهش یافته است. همگرایی زمان محدود سیستم حلقه بسته با رویکرد هیبرید کنترلی و با به‌کارگیری تئوری پایداری لیاپانوف اثبات شده است. شبیه‌سازی‌های عددی با استفاده از روش رانگ-کوتای مرتبه ۴، عملکرد و مزیت به‌کارگیری هم‌زمان کنترلرهای مقاوم وضعیت و ارتعاشات پیشنهادی در مقایسه با رویکردهای رایج کنترل سیستم‌های دینامیکی با انعطاف‌پذیری سازه‌ای را ارائه می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: *پیزوالکتریک، کنترل فعال ارتعاشات، کنترل مقاوم، مود لغزشی ترمینال غیرتکین، نامعینی*

Active vibration and maneuver control of a flexible spacecraft using robust and non-singular fast terminal sliding mode algorithms

Milad Azimi[1]

1- Assistant Professor, Aerospace Research Institute (Ministru of science, research and technology), Tehran, Iran, azimi.m@ari.ac.ir

Abstract

This paper deals with a robust active vibration and non-singular fast terminal sliding mode control design for flexible spacecraft attitude maneuvers. First, the fully coupled nonlinear rigid-flexible dynamic model of the spacecraft in the three-axis maneuver is derived using Lagrange's equations in terms of quasi-coordinates. Then, the attitude control law is designed based on a fast non-singular terminal sliding surface, which leads to the zero convergence of attitude tracking and angular velocity errors in a finite time in the presence of external disturbances and parameter uncertainties. Next, the flexible panels' residual vibrations during and after the maneuver have been reduced exponentially using a robust active vibration control algorithm through piezoelectric sensor/actuator patches. It has been proven that this algorithm ensures the stability of the closed loop system and eliminates the need for conservative assumptions regarding uncertainties and external disturbances at the upper limit. The finite-time convergence of the closed-loop system with a hybrid control approach is proved by the Lyapunov stability theory. The numerical simulations using 4th order Runge-Kutta approach show the simultaneous utilization of the proposed attitude and vibration controllers' performance compared to the classical approaches for dynamical systems with structural flexibility.

Keywords: *active vibration control, non-singular terminal sliding mode, piezoelectric, robust control, uncertainty*

۱. مقدمه

کنترل وضعیت فضاپیماها با توجه به نیازمندی‌های تعریف شده در مأموریت‌های پیشرفته با ملاحظات دقت و چابکی، یکی از زمینه‌های تحقیقاتی اصلی صنعت فضایی به شمار می‌رود. مأموریت‌های فضایی پیچیده‌ای مانند تقرب/اتصال، آرایش پروازی، تصویربرداری و سنجش‌ازدور، ضرورت اجرای فرامین دقیق و پایدار و حفظ وضعیت مداری فضاپیماها را ایجاد می‌کند. از طرف دیگر، فضاپیماهای مدرن امروزی با مواد پیشرفته و سبک‌وزن طراحی شده‌اند تا علاوه بر انجام مأموریت‌های پیشرفته، هزینه، جرم و مصرف سوخت را نیز کاهش دهند. این فضاپیماها اغلب از یک هاب صلب با بخش‌های انعطاف‌پذیرِ با میرایی پایین مانند پانل‌های خورشیدی، آنتن‌ها، بوم‌ها و بازوهای رباتیکی تشکیل شده‌اند [۲،۱]. به‌استثنای چند مورد، دینامیک و جابه‌جایی‌های الاستیک مربوط به بخش‌های انعطاف‌پذیر، به دلیل جرم و اینرسی کمتر، در بیشتر تحقیقات نادیده گرفته شده و فضاپیما به‌عنوان یک جسم صلب مدل‌سازی شده است [۳]. باوجوداین، به دلیل جرم سبک، میرایی کم و انعطاف‌پذیری زیاد این بخش‌ها، نوسانات قابل‌توجهی به سیستم تحمیل شده که مقابله و کاهش آن را دشوار می‌کند [۴].

از طرف دیگر، اندازه‌گیری متغیرهای مودال ارتعاش نیز دشوار است و استفاده از حسگرهای خاص و عملگرهای هوشمند برای کمی‌سازی و کنترل آن‌ها ضروری است [۵]. علاوه‌براین، محیط فضا مملو از منابع اغتشاشی پیوسته یا متناوب می‌باشد که سیستم‌های کنترل وضعیت را مستعد تحریک بخش‌های انعطاف‌پذیر می‌کند [۶]. با توجه به این عوامل مخرب، طراحی کنترلر وضعیت قابل‌اعتماد و با کارایی زیاد چالش‌های مهمی را تحمیل می‌کند. بنابراین، در مرحله طراحی کنترلر، بررسی تأثیر ارتعاشات برای غلبه بر نوسانات ناخواسته و دستیابی به ویژگی‌های گذرای مطلوب سیستم ضروری است [۷].

سیستم‌های دینامیکی غیرخطی دچار افت عملکرد ناشی از نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی نیز هستند. بسیاری از الگوریتم‌های کنترل غیرخطی برای بهبود عملکرد کنترل این سیستم‌ها مانند کنترل خطی‌سازی فیدبک [۸] کنترل پس‌گام[1] [۹] کنترل بهینه [۱۰]، کنترل هوشمند [۱۱] و کنترل مود لغزشی[2] [۱۲, ۱۳] پیشنهاد شده‌اند. از این میان، کنترل مود لغزشی ویژگی‌های جذاب بسیاری مانند عملکرد گذرای مناسب، قوام در برابر نامعینی‌ها و عدم حساسیت به اغتشاشات دارد [۱۴، ۱۵]. برای دستیابی به همگرایی زمان محدود و افزایش خواص همگرایی سیستم‌های دینامیکی، کنترل مود لغزشی ترمینال[3] و کنترل مود لغزشی ترمینال سریع که از سطوح لغزشی غیرخطی بهره می‌برند (که نسبت به الگوریتم‌های ترمینال استاندارد، سرعت همگرایی سریع‌تری دارد به‌خصوص زمانی که حالت‌های سیستم از مبدأ دور باشند) توسعه یافته است [۱۶-۱۸]. یو[4] و همکاران استفاده از الگوریتم‌های کنترل مود لغزشی ترمینال سریع را جهت افزایش سرعت همگرایی پیشنهاد دادند [۱۹]. این الگوریتم عملکرد ردیابی سریع‌تر و با دقت بیشتری را نسبت به الگوریتم مود لغزشی ترمینال کلاسیک از خود نمایش می‌دهد. فنگ[5] و همکاران با پیشنهاد کنترل مود لغزشی ترمینال غیرتکینی، مسئله تکینگی را حل کردند [۲۰]. ماهیت ناپیوسته این الگوریتم‌ها علاوه بر تحریک دینامیک‌های مدل نشده فرکانس بالا، منجر به

ایجاد چترینگ[۶] می‌شود [۲۱، ۲۲].

بسیاری از محققان مشکل کنترل ردیابی سیستم‌های غیرخطی با پارامترهای نامعین را با استفاده از الگوریتم کنترلی مود لغزشی ترمینال غیرتکین بررسی کرده‌اند [۲۳، ۲۴]. لی[۷] و همکاران کنترلر مود لغزشی ترمینال انتگرالی سریع غیرتکینی که شامل ترم‌های انتگرال توانی است را طراحی کردند [۲۵].

یانگ[۸] و همکارش کنترلر مقاوم مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکینی برای کنترل دقت بالای سیستم‌های غیرخطی در حضور نامعینی را ارائه کردند [۲۶]. مسئله کنترل مانور ردگیری زمان محدود فضاپیماهای صلب نیز با استفاده از الگوریتم کنترلی مود لغزشی ترمینال غیرتکین بررسی شده است [۲۷، ۲۸]. زو[۹] و همکاران به کنترل زمان محدود فضاپیمای صلب با به‌کارگیری کنترل مود لغزشی ترمینال غیرتکین و شبکه عصبی چبیشف پرداختند [۲۹]. همچنین استفاده از الگوریتم تطبیقی ترمینال سریع غیرتکین برای مسئله ردگیری وضعیت زمان محدود فضاپیمای صلب پیشنهاد شده است [۳۰، ۳۱].

یکی از رویکردهای توسعه‌ای و نوین در نظر گرفته شده در این مقاله، طراحی قانون کنترل مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین (NFTSMC[۱۰]) برای کنترل هم‌زمان وضعیت و ارتعاشات زمان محدود یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر با دینامیک کاملاً کوپل صلب-انعطاف‌پذیر غیرخطی است. ساختار الگوریتم طراحی‌شده علاوه بر همگرایی زمان محدود، سرعت زیاد و اجتناب از تکینگی، با کاهش پدیده چترینگ مانع تحریک دینامیک فرکانس بالای سیستم نیز می‌شود.

اگر چه رویکردهای فوق ممکن است به‌طور مؤثری نامعینی‌های ناشی از ارتعاشات بخش‌های انعطاف‌پذیر را کاهش داده و درعین‌حال قوام سیستم را افزایش دهند، اما همچنان دو موضوع باید موردتوجه قرار گیرد. اول آنکه، در رویکردهای بررسی‌شده، کنترل ارتعاش توسط کنترل متمرکز محقق شده [۳۲] که ایده اساسی آن تکیه بر کنترلر وضعیت است. دوم، الگوریتم‌های کنترل وضعیت به‌طور ویژه برای معضلات عملکردی که به‌واسطه انعطاف‌پذیری به تغییر در ضرایب بهره کنترلی منجر می‌شود، طراحی نشده‌اند. بنابراین، کنترل فعال ارتعاشات و پیاده‌سازی رویکردهای کنترلی عملکرد- محور در سیستم کنترل وضعیت، برای بهبود عملکرد کنترل کلی سیستم ضروری است.

محققان رویکردهای مختلفی برای کنترل فعال ارتعاشات ارائه کرده‌اند، مانند فیدبک سرعت مودال [۳۳]، فیدبک موقعیت مثبت [۳۴]، سنتز مؤلفه‌ها [۳۵] و فیدبک نرخ کرنش [۳۶]. بااین‌حال، بیشتر تحقیقات بر نوآوری کنترل وضعیت متمرکز به جای کنترل فعال ارتعاش تمرکز کردند. علاوه‌براین، غالب نتایج فوق، کنترلر وضعیت و کنترل فعال به‌طور جداگانه و با فرض نادیده گرفتن کوپلینگ دینامیکی میان سازه انعطاف‌پذیر و بدنه اصلی فضاپیما طراحی شدند که نمی‌توانست از پایداری گلوبال سیستم حلقه بسته اطمینان حاصل کند.

در این مقاله از یک الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات مقاوم به نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی و وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک استفاده شده است. ازجمله نوآوری‌های الگوریتم پیشنهادی، گستردگی کاربرد، همگرایی نمایی، پایداری مقاوم سیستم حلقه بسته و عدم استفاده

از فرض پایستاری در حدود بالای نامعینی‌ها و اغتشاشات خارجی در نظر گرفته شده است.

۲. مدل‌سازی ریاضی

فضاپیمای در نظر گرفته شده شامل یک هاب صلب و دو پنل انعطاف‌پذیر مجهز به حسگر/عملگر پیزوالکتریک در مانور وضعیت چند محوره است. از تئوری تیر اویلر-برنولی برای تغییر شکل‌های الاستیک پنل‌ها استفاده شده است. برای بیان پارامترهای وضعیت، از کواترنیون‌ها که $\bar{q} = [q_0 \quad q] \in R^{4\times1}$ تعریف می‌شود استفاده شده که در رابطه زیر با بردار سرعت‌های زاویه‌ای $\omega = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ در ارتباط هستند:

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{1}{2}\begin{cases}(q_0\mathbf{I}_{3\times3} + \mathbf{q}^{\times})\boldsymbol{\omega} \\ -\mathbf{q}^{T}\boldsymbol{\omega}\end{cases} \tag{۱}$$

که در آن $(q)^{\times}$ ماتریس پادمتقارن و $\mathbf{q} = [q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$ است. سرعت هر نقطه فرضی O بر روی هر پنل نسبت به دستگاه مختصات بدنه ثابت را می‌توان به‌صورت زیر نمایش داد:

$$\dot{\mathbf{r}}(O,t) = \dot{\mathbf{w}}^{i}(O,t) + \boldsymbol{\omega} \times \left(\mathbf{r}_R^{i}(O) + \mathbf{w}^{i}(O,t)\right) \tag{۲}$$

در این معادله $r_R^i(O)$ برداری از مرکز جرم تا فرم تغییر شکل نیافته نقطه O، $w^i(O,t), (i = 1,2)$ تغییر شکل الاستیک iامین پنل بوده که با به‌کارگیری روش مودهای فرضی با توابع شکلی $\eta(x)$ گسسته‌سازی می‌شود:

$$\mathbf{w}(x,t) = \sum_{n=1}^{m}(\boldsymbol{\eta}^{n})^{T}(x)\boldsymbol{\Gamma}^{n}(t) \tag{۳}$$

که در آن $\Gamma^n = [\Gamma^1 \quad \Gamma^2 \quad \dots \quad \Gamma^n]$ nامین مختصات تعمیم یافته است. انرژی جنبشی کل سیستم را می‌توان به‌صورت زیر در نظر گرفت:

$$\begin{aligned}
\mathrm{T} &= \mathrm{T}_M + \sum_{i=1}^{2} T_b^i + \sum_{i=1}^{2}\sum_{j=1}^{n_j} {}^{j}T_p^i \\
&= \frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}^{T}\mathbf{J}_h\boldsymbol{\omega} \\
&+ \sum_{i=1}^{2}\int_{a}^{a+L_b} \rho_b^i \dot{\mathbf{w}}^{i^T}\dot{\mathbf{w}}^{i} + \boldsymbol{\omega}\rho_b^i\left(\mathbf{r}_R^{i\times}(O)\right. \\
&\left.+ \mathbf{w}^{i\times}\right)\dot{\mathbf{w}}^{i}dx \\
&+ \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{2}\sum_{j=1}^{n_j}\int_{x_i}^{x_i+L_p} {}^{j}\rho_p^i \dot{\mathbf{w}}^{i^T}\dot{\mathbf{w}}^{i} \\
&+ \boldsymbol{\omega}\, {}^{j}\rho_p^i\left(\mathbf{r}_R^{i\times}(O) + \mathbf{w}^{i\times}\right)\dot{\mathbf{w}}^{i}dx
\end{aligned} \tag{۴}$$

همچنین در این معادله اندیس‌های b و p و M به‌ترتیب بیانگر مشخصه‌های پنل، پیزوالکتریک و هاب اصلی، J_h ممان اینرسی هاب، a اندازه هاب، L_b طول پنل و ρ_b جرم در واحد طول پنل‌ها، L_p طول و ρ_p جرم در واحد طول است. انرژی پتانسیل کل سیستم عبارت است از:

$$\begin{aligned}
V &= \sum_{i=1}^{2} V_b^i + \sum_{i=1}^{2}\sum_{j=1}^{n_j} {}^{j}V_p^i \\
&= \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{2}\int_{a}^{a+L_b} EI_b^i \mathbf{w}''^{i^2}dx \\
&+ \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{2}\sum_{j=1}^{n_j}(E\bar{w}h)_p^i\left(y + yh\right. \\
&\left.+ \frac{{h_p^i}^2}{3}\right)\int_{x_i}^{x_i+L_p}\mathbf{w}''^{i^2}dx
\end{aligned} \tag{۵}$$

که در آن $\bar{w}_p$ عرض وصله‌های پیزوالکتریک، h_b ضخامت، E_b مدول یانگ، I_b ممان اینرسی خمشی پنل‌ها، h_p ضخامت، I_p ممان اینرسی خمشی، E_p مدول یانگ حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک و y فاصله محل وصله‌های پیزوالکتریک از محور خنثی پنل هستند. کار انجام‌شده توسط گشتاور کنترلی، اغتشاشات خارجی W_D و حسگر/عملگر پیزوالکتریک را می‌توان با استفاده از رابطه زیر نمایش داد:

$$W_{nc} = \frac{1}{2}\left(\mathbf{A}^{T}\mathbf{N}\mathbf{A} - (\boldsymbol{\Gamma}^{n})^{T}\mathbf{P}\mathbf{A}\right) + W_D \tag{۶}$$

و:

$$
\begin{aligned}
&\mathbf{A} = 2\left[(E_3 \times h)_P^1 \ \ (E_3 \times h)_P^2 \ \ \dots \ \ (E_3 \times h)_P^{n_j}\right]^T \\
&\mathbf{N} = diag\left[2\left((\overline{w}L/h)(\varepsilon_3^T - d_{31}^2 E)\right)_P^j\right] \\
&\mathbf{P} = 2\int_{x_i}^{x_i+L_p} {}^{j}\!\left((d_{31}E\overline{w})(y+h/2)\boldsymbol{\eta}''^{T}\right)_P^i dx
\end{aligned}
\tag{۷}
$$

در معادله (۷)، d_{31}، E_3 و $\varepsilon_3^{\mathrm{T}}$ به‌ترتیب ثابت ولتاژ، چگالی میدان و قابلیت گذردهی انرژی الکتریکی پیزوالکتریک است. با جایگذاری معادله‌های (۲) تا (۷) در معادلات لاگرانژ (برحسب شبه مختصات) [۳۷]، برای معادلات دینامیکی سیستم خواهیم داشت:

$$
\begin{aligned}
&\begin{bmatrix} \mathbf{M}_R & \mathbf{M}_{RF} \\ \mathbf{M}_{FR} & \mathbf{M}_F \end{bmatrix}\begin{pmatrix} \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \ddot{\boldsymbol{\Gamma}}^n \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{C}_R & \mathbf{C}_{RF} \\ \mathbf{C}_{FR} & \mathbf{C}_F \end{bmatrix}\begin{pmatrix} \boldsymbol{\omega} \\ \dot{\boldsymbol{\Gamma}}^n \end{pmatrix} \\
&+ \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_F \end{bmatrix}\begin{pmatrix} \Phi \\ \boldsymbol{\Gamma}^n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{\tau} \\ -\mathbf{PgA}_P^a - \mathbf{d}_e \end{pmatrix}
\end{aligned}
\tag{۸}
$$

$$A_P^s = \mathbf{gN}^{-1}\mathbf{P}^T\boldsymbol{\Gamma}_P^s$$

که در آن $\tau = \tau_c + \tau_e$ حاصل جمع گشتاور ناشی از اغتشاشات خارجی و گشتاور کنترلی، $\tau_c \in \mathrm{R}^{3\times1}$ گشتاور کنترلی، $\tau_e \in \mathrm{R}^{3\times1}$ اغتشاشات خارجی وارد بر هاب صلب، $\mathrm{d}_e \in \mathrm{R}^{k\times1}$ حاصل جمع اغتشاشات خارجی وارد بر پنل و نامعینی‌های ناشی از دینامیک انعطاف‌پذیر، g بهره تقویتی حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک و a و s به‌ترتیب عملگر و حسگر پیزوالکتریک است.

۳. طراحی الگوریتم‌های کنترلی

در این قسمت طراحی دو الگوریتم کنترل مقاوم وضعیت و فعال ارتعاشات بررسی شده است.

۳-۱. الگوریتم مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین

در مقایسه با تئوری‌های کلاسیک و رایج مود لغزشی، تئوری‌های مود لغزشی ترمینال ویژگی‌های برتری مانند همگرایی سریع، زمان محدود و دقت ردیابی حالت پایدار بالاتری را ارائه می‌دهند. پیش از طراحی این کنترلر، فرضیه‌های زیر در نظر گرفته شده است:

فرضیه ۱: اغتشاشات خارجی ناشی از نیروهای گرانشی و مغناطیسی، فشارهای تابشی خورشید و نامعینی‌های سیستم محدود در نظر گرفته شده است: $\|\tau_e\| = \|\bar{\tau}_e\| \le \bar{\tau}_b$.

فرضیه ۲: تغییر شکل بخش‌های انعطاف‌پذیر $\|\Gamma^n\|$ و نرخ تغییرات آن $\|\dot{\Gamma}^n\|$ محدود در نظر گرفته شده است.

هدف، طراحی سیگنال کنترلی τ_c برای پایدارسازی سیستم (۸) در نزدیکی مبدأ می‌باشد.

لم ۱: اگر نامعادله دیفرانسیلی زیر با یک تابع مثبت معین پیوسته‌ای مانند $\mathrm{V(x)}$ ارضاء شود، سیستم پایداری زمان محدود خواهد داشت [۳۸]:

$$
\begin{aligned}
&\dot{V}(x) + f_1V(x) + f_2V^{\upsilon}(x) \\
&f_1, f_2 > 0 \qquad 0 < \upsilon < 1
\end{aligned}
\tag{۹}
$$

سطح لغزش ترمینال سریع غیرتکین به‌صورت زیر تعریف شده است:

$$\mathbf{S} = \mathbf{K}_1\mathbf{q}_e + \mathbf{K}_2 sig^{\beta_1}(\mathbf{q}_e) + sig^{\beta_2}(\dot{\mathbf{q}}_e) \tag{۱۰}$$

که در آن اندیس e خطا، $\beta_i(\mathrm{i} = 1{,}2)$ ثابت‌های مثبت (با شرط $\beta_1 > \beta_2$ و $1 \le \beta_2 \le 2$)، $\mathrm{K}_1 = \mathrm{diag}(\mathrm{k}_{11}^1 \quad \mathrm{k}_{22}^1 \quad \mathrm{k}_{33}^1)$ و $\mathrm{K}_2 = \mathrm{diag}(\mathrm{k}_{11}^2 \quad \mathrm{k}_{22}^2 \quad \mathrm{k}_{33}^2)$ ماتریس‌های بهره مثبت معین و عبارت $\mathrm{sig}^{\mathrm{X}}(\mathrm{Y})$ به صورت $\mathrm{sig}^{\mathrm{X}}(\mathrm{Y}) = (|\mathrm{Y}_1|^{\mathrm{X}}\mathrm{sgn}(\mathrm{Y}_1) \quad |\mathrm{Y}_2|^{\mathrm{X}}\mathrm{sgn}(\mathrm{Y}_2) \quad |\mathrm{Y}_3|^{\mathrm{X}}\mathrm{sgn}(\mathrm{Y}_3))$

تعریف شده است. قانون کنترل وضعیت به‌صورت زیر طراحی می‌شود:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\tau}_c &= \mathbf{M}_R\big(\mathbf{M}_{RF}\ddot{\boldsymbol{\Gamma}}^n + \mathbf{C}_R\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_{RF}\dot{\boldsymbol{\Gamma}}^n\big)\\ &+ \frac{1}{2}\mathbf{M}_R\overline{\mathbf{q}}_e^{-1}\mathbf{q}_e\boldsymbol{\omega}_e^T\boldsymbol{\omega}_e - \Big(\beta_2^{-1}\mathbf{M}_R\overline{\mathbf{q}}_e^{-1}(\mathbf{K}_1\\ &+ \mathbf{K}_3)sig^{2-\beta_2}(\dot{\mathbf{q}}_e)\Big)\\ &+ \mathbf{M}_R\overline{\mathbf{q}}_e^{-1}(-\mathbf{KS} - (\kappa + \bar{\tau}_b)sign(\mathbf{S}))\end{aligned} \tag{۱۱}$$

که در آن κ ثابت، $K = diag(k_{11} \quad k_{22} \quad k_{33})$ ماتریس ضرایب بهره، $\omega_e = \omega - \omega_d$ خطای سرعت‌های زاویه‌ای، ω_d سرعت زاویه مطلوب، $\overline{q}_e = q_0 I_{3\times3} + q^{\times}$ و $K_3 = diag(\beta_1 k_{11}^2|q_{1e}|^{\beta_1-1} \quad \beta_1 k_{22}^2|q_{2e}|^{\beta_1-1} \quad \beta_1 k_{33}^2|q_{3e}|^{\beta_1-1})$ می‌باشند. باید به این نکته توجه داشت که حضور تابع ناپیوسته $sign(S)$ منجر به چترینگ می‌شود. برای کاهش این اثر، از تابع پیوسته $\tanh(\frac{S}{p^2})$ استفاده می‌شود که در آن $p > 0$ ثابت کوچک و مثبت می‌باشد.

تئوری ۱: سطح لغزش تعریف‌شده در معادله (۱۰) را در نظر بگیرید؛ زمانی که $S = 0$ برقرار باشد، خطاهای وضعیت q_e و ω_e در زمان محدود به صفر میل می‌کنند.

اثبات ۱: تابع $V_1 = q_e^T q_e$ را به‌عنوان تابع کاندیدای لیاپانوف در نظر بگیرید که مشتق آن عبارت است از:

$$\dot{V}_1 = 2\mathbf{q}_e^T\dot{\mathbf{q}}_e \tag{۱۲}$$

از آنجاکه $S = 0$، معادله (۱۲) به‌صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{V}_1 &= 2\mathbf{q}_e^T\dot{\mathbf{q}}_e\\ &= -2\mathbf{K}_1^{\beta_2^{-1}}|\mathbf{q}_e|^{1+\beta_2^{-1}} - 2\mathbf{K}_2^{\beta_2^{-1}}|\mathbf{q}_e|^{1+\beta_1\beta_2^{-1}}\\ &= -2\mathbf{K}_1^{\beta_2^{-1}}V_1^{0.5(1+\beta_2)\beta_2^{-1}}\\ &- 2\mathbf{K}_2^{\beta_2^{-1}}V_1^{0.5(\beta_1+\beta_2)\beta_2^{-1}}\end{aligned} \tag{۱۳}$$

همان‌طور که می‌توان از لم ۱، معادله‌های (۱۳) و (۱) را مشاهده کرد، خطاهای وضعیت $q_e \equiv 0$ و خطای سرعت زاویه‌ای $\omega_e \to 0$ در زمان محدود قابل‌دستیابی خواهد بود.

تئوری ۲: با در نظر گرفتن فرضیه‌های ۱ و ۲، دینامیک سیستم، سیگنال کنترلی معادله (۱۱) و سطح لغزش تعریف‌شده در معادله (۱۰) و $S = 0$ در زمان محدود قابل‌دستیابی می‌باشد.

اثبات ۲: تابع کاندید لیاپانوف به‌صورت $V_2 = \frac{1}{2}S^T M_R S$ انتخاب می‌شود. مشتق زمانی این تابع عبارت است از:

$$\begin{aligned}\dot{V}_2 &= \mathbf{S}^T\mathbf{M}_R\dot{\mathbf{S}}\\ &= \mathbf{S}^T\mathbf{M}_R\big((\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_3)\dot{\mathbf{q}}_e + \mathbf{K}_4\ddot{\mathbf{q}}_e\big)\\ &= \mathbf{S}^T\Bigg((\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_3)\mathbf{M}_R\dot{\mathbf{q}}_e - \frac{1}{4}\mathbf{K}_4\mathbf{q}_e\mathbf{M}_R\boldsymbol{\omega}_e^T\boldsymbol{\omega}_e\\ &+ \frac{1}{2}\mathbf{K}_4\overline{\mathbf{q}}_e\big(\boldsymbol{\tau}_c + \boldsymbol{\tau}_e - \mathbf{M}_{RF}\ddot{\boldsymbol{\Gamma}}^k - \mathbf{C}_R\boldsymbol{\omega}\\ &- \mathbf{C}_{RF}\dot{\boldsymbol{\Gamma}}^n\big)\Bigg)\\ &= \frac{1}{2}\big(\mathbf{S}^T\mathbf{M}_R\mathbf{K}_4(-\mathbf{KS}\\ &- (\kappa + \hat{\tau}_b)sign(\mathbf{S}))\big)\\ &- \frac{1}{2}\mathbf{S}^T\mathbf{M}_R\mathbf{K}_4\overline{\mathbf{q}}_e\bar{\boldsymbol{\tau}}_e\end{aligned} \tag{۱۴}$$

با در نظر گرفتن عبارت $K_4 = diag(\beta_2|\dot{q}_{1e}|^{\beta_2-1} \quad \beta_2|\dot{q}_{2e}|^{\beta_2-1} \quad \beta_2|\dot{q}_{3e}|^{\beta_2-1})$ $\overline{q}_e\overline{\tau}_e \leq \hat{\tau}_b$

معادله (۱۴) به‌صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{V}_2 &\leq -\frac{1}{2}\mathbf{S}^T\mathbf{M}_R\mathbf{K}_4\mathbf{KS}\\ &- \frac{1}{2}\|\mathbf{M}_R\|\Big(\sum\nolimits_{\mathbf{R}^3}(\kappa + \hat{\tau}_b)\mathbf{K}_4|S|\\ &- \hat{\tau}_b\mathbf{K}_4|S|\Big)\\ &= -\frac{1}{2}\mathbf{S}^T\mathbf{M}_R\mathbf{K}_4\mathbf{KS}\\ &- \frac{1}{2}\kappa\|\mathbf{M}_R\|\sum\nolimits_{\mathbf{R}^3}K_4|S|\\ &= \upsilon_1 V_2 - \upsilon_2\sqrt{V_2}\end{aligned} \tag{۱۵}$$

که در آن $\upsilon_1 = eig_{min}(K_4 K)$ و $\upsilon_2 = 0.5\sqrt{2}\min(\|M_R\|\kappa K_4)$؛ به‌این‌ترتیب

همگرایی زمان محدود سطح لغزش $S = 0$ ادعاشده در تئوری ۲ اثبات می‌شود.

۳-۲. کنترل فعال ارتعاشات

در این بخش، الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات مقاومی با هدف انجام مانورهای با دقت زیاد طراحی شده است.

فرضیه ۳: نامعینی‌های دینامیکی اجسام انعطاف‌پذیر محدود فرض شده است: $\|\Delta\mathbf{M}_F\ddot{\boldsymbol{\Gamma}}^n + \Delta\mathbf{C}_F\dot{\boldsymbol{\Gamma}}^n + \Delta\mathbf{K}_F\boldsymbol{\Gamma}^n\| = \|\mathbf{a}_1\| < \bar{a}_1 + \bar{a}_2\|\boldsymbol{\Gamma}^n\| + \bar{a}_3\|\dot{\boldsymbol{\Gamma}}^n\|^2$

که در آن $\bar{a}_i$ها ضرایب مثبت معین هستند.

تئوری ۳: قانون کنترل فعال ارتعاشات به‌صورت زیر ارائه شده است:

$$\mathbf{A}_P^a = (\mathbf{Pg})^{-1}\left(\mathbf{K}_5\boldsymbol{\lambda}_1 + \mathbf{M}_F\boldsymbol{\lambda}_2 - \boldsymbol{\gamma}(\boldsymbol{\Gamma},\dot{\boldsymbol{\Gamma}}) - \frac{1}{2a_2}\boldsymbol{\lambda}_1 - \frac{\|\mathbf{a}_1\|^2\boldsymbol{\lambda}_1}{\|\mathbf{a}_1\|\|\boldsymbol{\lambda}_1\| + a_3 e^{-a_4 t}}\right) \qquad (۱۶)$$

و:

$$\boldsymbol{\gamma}(\boldsymbol{\Gamma},\dot{\boldsymbol{\Gamma}}) = \mathbf{M}_{FR}^0\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{C}_{FR}^0\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}_F^0\dot{\boldsymbol{\Gamma}} + \mathbf{K}_F^0\boldsymbol{\Gamma} \qquad (۱۷)$$

همچنین $\Gamma_e = \Gamma - \Gamma_d$ بردار خطاهای حالت، Γ_d بردار حالت مطلوب، K_5 ماتریس مثبت معین، $\lambda_1 = \dot{\Gamma}_e + \Gamma_e$ و $\lambda_2 = \dot{\Gamma}_e - \ddot{\Gamma}_d$ توابع خطا، a_2 اسکالر مثبت معین، a_3 و a_4 پارامترهای مثبت هموار کننده فرامین کنترلی و بالانویس 0 بخش معین پارامترهاست.

اثبات ۳: تابع کاندید لیاپانوف به‌صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$V_3 = \frac{1}{2}\boldsymbol{\lambda}_1^{\mathrm{T}}\mathbf{M}_F\boldsymbol{\lambda}_1 + \boldsymbol{\Gamma}_e^T\mathbf{K}_5\boldsymbol{\Gamma}_e \qquad (۱۸)$$

با مشتق‌گیری از تابع V_3:

$$\dot{V}_3 = \boldsymbol{\lambda}_1^{\mathrm{T}}\left(\mathbf{M}_F\ddot{\boldsymbol{\Gamma}}_e + \mathbf{M}_F\dot{\boldsymbol{\Gamma}}_e\right) + 2\boldsymbol{\Gamma}_e^T\mathbf{K}_5\dot{\boldsymbol{\Gamma}}_e \qquad (۱۹)$$

و با استفاده از معادله حرکت (۸) و سیگنال کنترلی (۱۶)، معادله (۱۹) به‌صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$\begin{aligned}\dot{V}_3 &= 2\boldsymbol{\Gamma}_e^T\mathbf{K}_5\dot{\boldsymbol{\Gamma}}_e - \boldsymbol{\lambda}_1^{\mathrm{T}}\mathbf{K}_5\boldsymbol{\lambda}_1 \\ &+ \boldsymbol{\lambda}_1^{\mathrm{T}}\Bigg(\mathbf{M}_F\boldsymbol{\lambda}_2 + \frac{1}{2a_2}\boldsymbol{\lambda}_1 \\ &+ \frac{\|\mathbf{a}_1\|^2\boldsymbol{\lambda}_1}{\|\mathbf{a}_1\|\|\boldsymbol{\lambda}_1\| + a_3 e^{-a_4 t}} - \mathbf{d}_e - \mathbf{M}_F\ddot{\boldsymbol{\Gamma}}_d \\ &+ \mathbf{M}_F\dot{\boldsymbol{\Gamma}}_e\Bigg) \\ &\leq -\boldsymbol{\Gamma}_e^T\mathbf{K}_5\boldsymbol{\Gamma}_e + a_3 e^{-a_4 t} + \frac{1}{2}a_2\|\mathbf{d}_e\|^2\end{aligned} \qquad (۲۰)$$

با توجه به معادله (۲۰) خواهیم داشت:

$$\dot{V}_3 \leq -E_K\|\boldsymbol{\Gamma}_e\|^2 + a_3 + \frac{1}{2}a_2\bar{d}^2 \qquad (۲۱)$$

که در آن پارامتر $\bar{d}$ اسکالر مثبت (بیانگر کران بالای d_e) و E_K کوچک‌ترین مقدار ویژه ماتریس K_5 می‌باشد به‌طوری‌که:

$$E_K > \frac{2a_3 + a_2\bar{d}^2}{2\zeta^2}, \quad \zeta > 0 \qquad (۲۲)$$

به ازای $\bar{b} > 0$ برای $\dot{V}_3$ خواهیم داشت $\dot{V}_3 \leq -\bar{b}\|\Gamma_e\|^2 < 0,$؛ همچنین $t \geq \hat{t}$ وجود دارد که به ازای آن برای $\hat{t} \geq 0$ خواهیم داشت $\zeta \leq \|\Gamma_e\|$. به‌این‌ترتیب مقادیر Γ_e و $\dot{\Gamma}_e$ کران‌دار بوده و در نتیجه کلیه پارامترهای سیستم کنترل کران‌دار است [۳۹]. اغتشاشات خارجی نیز کران‌دار در نظر گرفته شده است، به‌این‌ترتیب عبارت $\int_0^{\hat{t}}\|d_e\|^2\, dt \leq \infty$ انتگرالی-تربیعی می‌باشد. بنابراین با انتگرال‌گیری از معادله (۲۰) در بازه $0 \leq \hat{t} < \infty$، داریم:

$$\begin{aligned}&\int_0^{\hat{t}}\|\mathbf{d}_e\|_{\mathbf{K}}^2\, dt + V_3(\hat{t}) \\ &\leq V_3(0) + \frac{a_3}{a_4}\left(1 - exp(-a_4\hat{t})\right) \\ &+ \frac{1}{2}\int_0^{\hat{t}} a_2\|\mathbf{d}_e\|_{\mathbf{K}}^2\, dt\end{aligned} \qquad (۲۳)$$

که بیانگر انتگرالی-تربیعی بودن Γ_e است (که در آن $\|\Gamma_e\|_K^2 = \Gamma_e^T K_5 \Gamma_e$ نُرم وزنی Γ_e است). با استفاده از قضیه باربالات، همگرایی Γ_e و پایداری سیستم تضمین می‌شود.

۴. شبیه‌سازی‌های کامپیوتری

شبیه‌سازی‌های مربوط به مانور وضعیت هدف‌گیری زاویه بزرگ (۱۶۰ درجه حول محور اویلر) فضاپیمای انعطاف‌پذیر برای ارزیابی عملکرد الگوریتم‌های مقاوم مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین و کنترل فعال ارتعاشات در این بخش ارائه شده است. شبیه‌سازی‌ها در محیط مطلب/سیمیولینک و با استفاده از تکنیک عددی رانگ-کوتا مرتبه ۴ صورت پذیرفته است. شرایط اولیه وضعیت، اغتشاشات خارجی اعمال شده بر بدنه صلب و پنل‌های انعطاف‌پذیر به ترتیب عبارت است از:

$$\mathbf{q}(t_0) = [0.174 \quad -0.263 \quad 0.789 \quad -0.526]^T \qquad (۲۴)$$
$$\boldsymbol{\omega} = [0 \ \ 0 \ \ 0]^T \left(\frac{deg}{s}\right)$$
$$\boldsymbol{\tau}_e = \big((0.02\sin(0.03t) + 0.03\cos(0.017t))\big)\,(N.m) \qquad (۲۵)$$
$$\mathbf{d}_e = 0.00055\sin(8t)(N)$$

نتایج در قالب پاسخ زمانی گشتاورهای کنترلی، پارامترهای وضعیت، سه مود اول ارتعاشی $n = 3$ و ولتاژ تولیدشده توسط عملگرهای پیزوالکتریک در شکل‌های ۱ تا ۸ ارائه شده است.

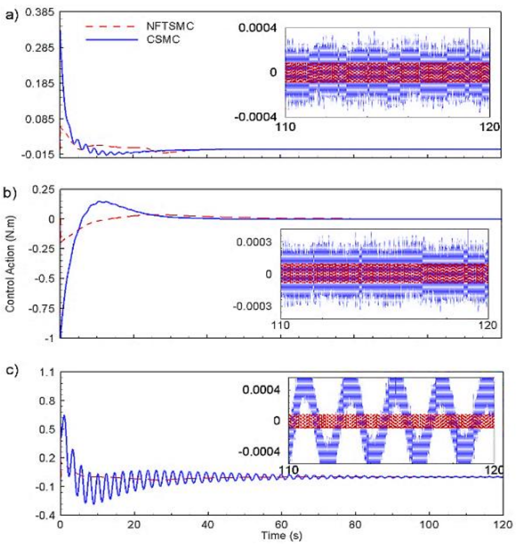
در شبیه‌سازی‌ها از وصله‌های پیزوالکتریک A5 استفاده شده است. مشخصه‌های فیزیکی پنل‌های انعطاف‌پذیر، وصله‌های پیزوالکتریک و هاب صلب در جدول ۱ ارائه شده است. همچنین، پارامترهای طراحی الگوریتم‌های کنترلی در جدول ۲ جمع‌آوری شده است.

جدول ۱. مشخصه‌های فیزیکی فضاپیما

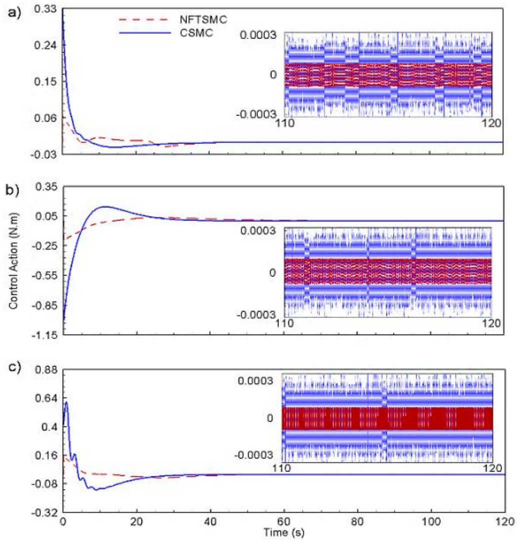
المان	دیمانسیون	مقدار
پنل	چگالی $\left(\frac{kg}{m}\right)$	$\rho_b = 1.85$
	طول (m)	$L_b = 2$
	سفتی خمشی (Gpa)	$E_b I_b = 43$
پیزوالکتریک	چگالی $\left(\frac{kg}{m}\right)$	$\rho_p = 0.096$
	مدول یانگ $\left(\frac{N}{m^2}\right)$	$E_p = 6.3 \times 10^{10}$
	طول (m)	$L_p = 0.0635$
	عرض (m)	$\overline{w}_p = 0.0635$
	ضخامت (m)	$h_p = 1.905 \times 10^{-4}$
	ثابت گذردهی $\left(\frac{F}{m}\right)$	$\varepsilon_3^T = 1.5 \times 10^{-8}$
	ثابت شارژ $\left(\frac{Vm}{N}\right)$	$e_{31} = -11.3 \times 10^{-4}$
	ثابت کرنش $\left(\frac{m}{V}\right)$	$d_{31} = 1.8 \times 10^{-10}$
هاب	اندازه هاب (m)	$a = 0.3$
	ممان اینرسی $(kg.m^2)$	$J_x = 22.31$ $J_y = 28.44$ $J_z = 26.72$

جدول ۲. پارامترهای الگوریتم‌های کنترلی

رویکرد کنترلی	پارامترها و مقادیر
مود لغزشی	$\mathbf{K} = 0.34\mathbf{I}_{3\times3}, \mathbf{K}_1 = 0.33\mathbf{I}_{3\times3}, \mathbf{K}_2 = 0.1\mathbf{I}_{3\times3}$ $\beta_1 = 1.6, \beta_2 = 1.5, \kappa = 0.02$
کنترل فعال ارتعاشات	$\mathbf{K}_5 = 1.3\mathbf{I}_{3\times3},\ a_2 = 0.19,\ a_3 = 3\times10^{-4}$ $a_4 = 0.045, \bar{a}_1 = 2.1,\ \bar{a}_2 = 1.4,\ \bar{a}_3 = 1.6$ $\zeta = 0.002$



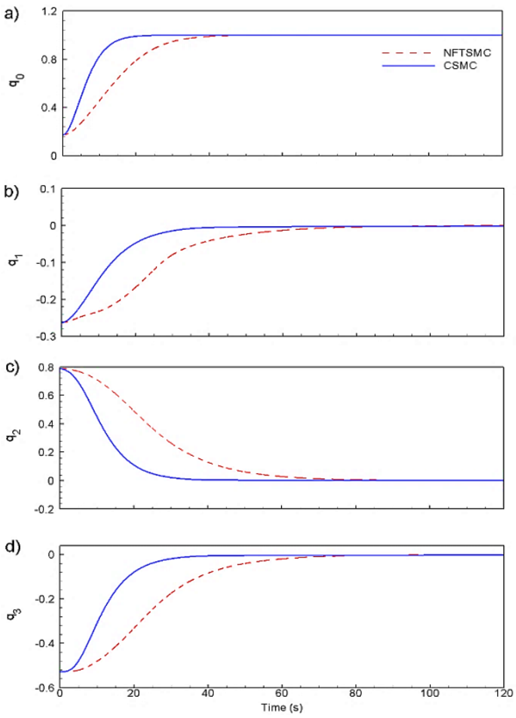
شکل ۱. گشتاور کنترلی بدون کنترل فعال ارتعاشات الف) τ_{c-x} ب) τ_{c-y} ج) τ_{c-z}



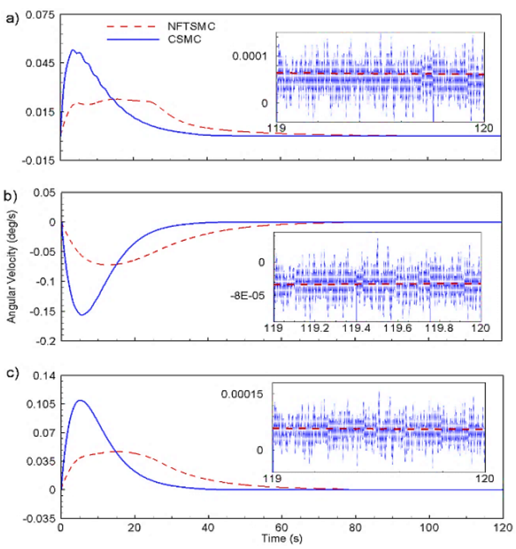
شکل ۲. گشتاور کنترلی با کنترل فعال ارتعاشات الف) τ_{c-x} ب) τ_{c-y} ج) τ_{c-z}

همان‌طور که اشاره شد، علاوه بر الگوریتم مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین، الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات مقاومی نیز برای دستیابی به دقت بالا و کاهش تلاش کنترلی عملگرهای مانور وضعیت طراحی شده است تا ارتعاشات باقی‌مانده ناشی از پنل‌های انعطاف‌پذیر را حین و پس از مأموریت به‌صورت نمایی $\mathrm{Exp}(-t)$ کنترل کند.

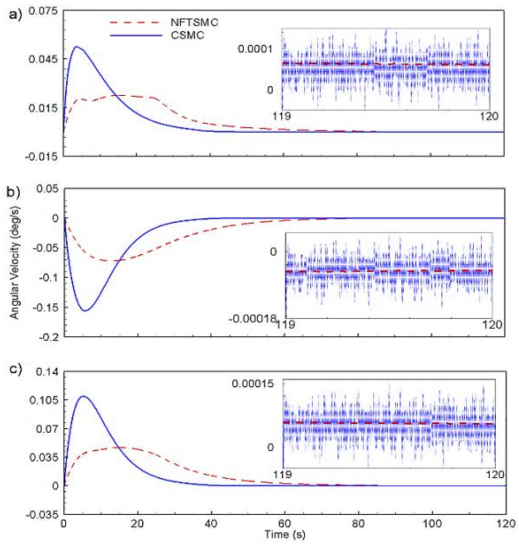
به منظور نمایش عملکرد الگوریتم کنترلی مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین، و اثر کنترل فعال ارتعاشات در تلاش کنترلی این الگوریتم، سیگنال خروجی کنترل با الگوریتم رایج مود لغزشی (CSMC)[11] در شکل‌های ۱ و ۲ مقایسه شده است. در شکل ۱، در تمام طول مانور، سیستم کنترل فعال ارتعاشات خاموش و در شکل ۲ روشن شده است. گشتاور کنترلی، خصوصا در محور z (ناشی از سیگنال τ_{c-z}) کوپلینگ سازه‌ای قابل توجهی را با بدنه صلب فضاپیما نمایش می‌دهد. باید به این نکته توجه داشت که عملگرهای وضعیت در الگوریتم مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین، مقدار گشتاور کنترلی کمتر را با شیب ملایمتری نسبت به الگوریتم مود لغزشی رایج (کلاسیک) تامین کرده است. بطوریکه الگوریتم مود لغزشی رایج، گشتاورهای بزرگتر و با شیب بیشتری را تولید کرده‌اند. در شکل ۳ کواترنیون‌ها و در شکل‌های ۴ و ۵ سرعت‌های زاویه‌ای فضاپیما ارائه شده است.



شکل ۳. کواترنیون‌ها

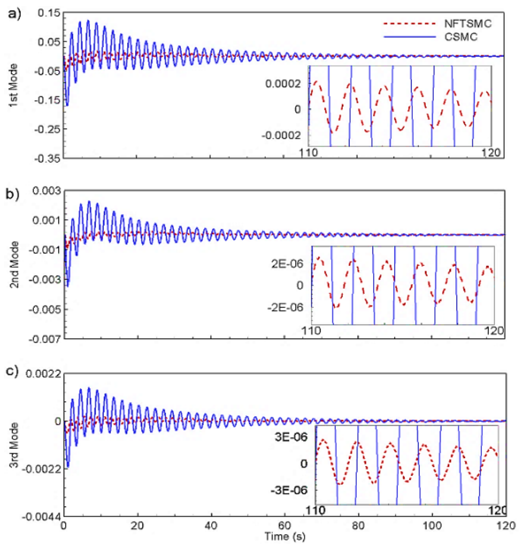


شکل ٤. سرعت‌های زاویه‌ای بدون کنترل فعال ارتعاشات الف) ω_x ب) ω_y ج) ω_z



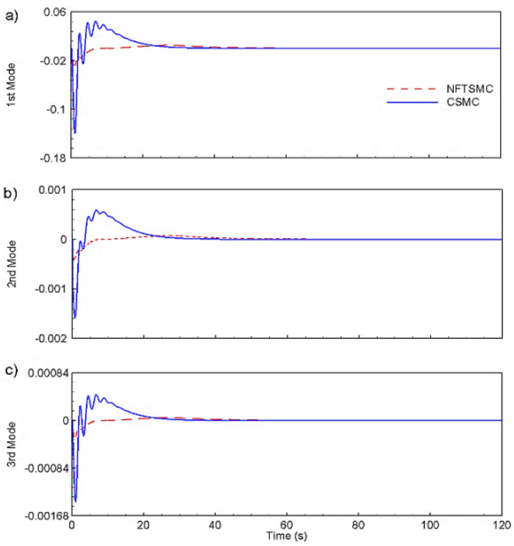
شکل ۵. سرعت‌های زاویه‌ای با کنترل فعال ارتعاشات

الف) ω_x ب) ω_y ج) ω_z

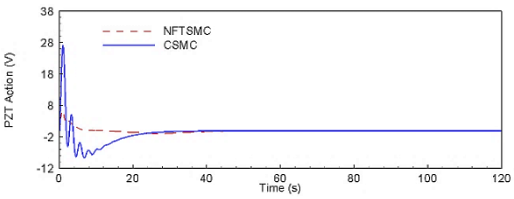


شکل ۶. سه متغیر اول ارتعاشی بدون کنترل ارتعاشات

قابلیت کنترل مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین در کاهش ارتعاشات حتی در غیاب کنترل فعال ارتعاشات نیز به چشم می‌خورد. همچنین عملکرد این روش در کاهش اثرات اغتشاشات خارجی به وضوح در سرعت‌های زاویه‌ای نیز مشهود است. متغیرهای مودال پنل انعطاف‌پذیر را می‌توان در شکل‌های ۶ و ۷ مشاهده کرد. باید به این نکته اشاره داشت که تغییر در رفتار دینامیک گذرای پنل‌های انعطاف‌پذیر به نرخ همگرایی خطاهای وضعیت بستگی دارد. از اینرو جهت کاهش اثرات ارتعاشات باقی‌مانده، می‌بایست مصالحه‌ای میان این دو پارامتر (نرخ همگرایی خطای وضعیت و رفتار دینامیک پنل‌های انعطاف‌پذیر) انجام شود. تلاش کنترلی عملگرهای پیزوالکتریک کنترل فعال ارتعاشات در شکل ۸ ارائه شده است.



شکل ۷. سه متغیر اول ارتعاشی با کنترل فعال ارتعاشات



شکل ۸. سیگنال عملگرهای پیزوالکتریک

۵. نتیجه‌گیری

در این مقاله دو کنترلر مقاوم مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین و الگوریتم فعال ارتعاشات طراحی شده است. الگوریتم کنترل مود لغزشی ترمینال سریع غیرتکین علاوه‌بر تضمین پایداری زمان-محدود سیستم و عدم تکینگی، فرامین کنترلی هموای تولید کرده که منجر به کاهش چترینگ، کاهش میزان تحریک مودهای

انعطـاف‌پـذیر در دینامیـک کـاملا کوپـل صـلب-انعطـاف‌پـذیر در حضـور اغتشاشـات خـارجی و نامعینی‌ها شده است. الگوریتم مقاوم کنترل فعال ارتعاشات بدون نیاز به حدود بالای نـامعینی‌هـا و اغتشاشات خارجی در تمام طول مانور، ارتعاشـات باقی‌مانده را باسرعت بالا به صورت نمایی کـاهش داده و منجـر بـه حـداقل شـدن تـلاش کنترلـی عملگرهای جسم صلب شده است. الگـوریتم‌هـای مقاوم پیشنهادی عـلاوه‌بـر حفـظ پایـداری کلـی سیستم، باعـث کـاهش مصـرف تـوان مـورد نیـاز عملگرهـای مـانور و ارتعاشـات، کـاهش تحریـک پنـل‌هـای انعطـاف‌پـذیر و افـزایش عملکـرد سیستم‌های با دینامیـک صـلب-انعطـاف‌پـذیر در مانورهای سریع و با زاویه بزرگ شده است.

۶. مآخذ

[1] G. He, et al., Dynamic modeling and orbit maneuvering response analysis for a three-axis attitude stabilized large scale flexible spacecraft installed with hinged solar arrays, Mechanical systems and signal processing, Vol. 162, No., pp. 108083, 2022.

[2] F. Angeletti, et al., Design and performance assessment of a distributed vibration suppression system of a large flexible antenna during attitude manoeuvres, Acta Astronautica, Vol. 176, No., pp. 542-557, 2020.

[3] L. Hou and H. Sun, Anti-disturbance attitude control of flexible spacecraft with quantized states, Aerospace Science and Technology, Vol. 99, No., pp. 105760, 2020.

[4] L. Qian, et al., Fault-tolerant control and vibration suppression of flexible spacecraft: An interconnected system approach, Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 33, No. 7, pp. 2014-2023, 2020.

[5] m. azimi, M.J. Chitgari, and S.H. Hashemi Mehne, Online Active Vibration Control and Health Monitoring of a Cracked Flexible Spacecraft Panels Equipped with Piezoelectric Patches During Attitude Maneuver, Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 10, No. 2, pp. 37-53, 2022. (in Persian فارسی).

[6] C. Zhong, Z. Chen, and Y. Guo, Attitude control for flexible spacecraft with disturbance rejection, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 53, No. 1, pp. 101-110, 2017.

[7] J. Tao, T. Zhang, and Q. Liu, Novel finite-time adaptive neural control of flexible spacecraft with actuator constraints and prescribed attitude tracking performance, Acta Astronautica, Vol. 179, No., pp. 646-658, 2021.

[8] C.-C. Chen and Y.-T. Chen, Control design of nonlinear spacecraft system based on feedback linearization approach, IEEE Access, Vol. 8, No., pp. 116626-116641, 2020.

[9] Z. Chen, et al., Adaptive backstepping control design for uncertain rigid spacecraft with both input and output constraints, IEEE Access, Vol. 6, No., pp. 60776-60789, 2018.

[10] G. Duan, High-order fully actuated system approaches: Part VIII. Optimal control with application in spacecraft attitude stabilisation, International Journal of Systems Science, Vol. 53, No. 1, pp. 54-73, 2022.

[11] N. Vafamand, Adaptive robust neural-network-based backstepping control of tethered satellites with additive stochastic noise, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 56, No. 5, pp. 3922-3930, 2020.

[12] Y. Liu, et al., Event-triggered sliding mode control for attitude stabilization of a rigid spacecraft, IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, Vol. 50, No. 9, pp. 3290-3299, 2018.

[13] J. Fu, et al., Robust neural-network-based quasi-sliding-mode control for spacecraft-attitude maneuvering with prescribed performance, Aerospace Science and Technology, Vol. 112, No., pp. 106667, 2021.

[14] P. Ouyang, J. Acob, and V. Pano, PD with sliding mode control for trajectory tracking of robotic system, Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, Vol. 30, No. 2, pp. 189-200, 2014.

[15] M. Boukattaya, M. Jallouli, and T. Damak, On trajectory tracking control for nonholonomic mobile manipulators with dynamic uncertainties and external torque disturbances, Robotics and autonomous systems, Vol. 60, No. 12, pp. 1640-1647, 2012.

[16] H. Pan, et al., A novel global fast terminal sliding mode control scheme for second-order systems, IEEE Access, Vol. 8, No., pp. 22758-22769, 2020.

[17] X. Lin, X. Shi, and S. Li, Adaptive tracking control for spacecraft formation flying system via modified fast integral terminal sliding mode surface, IEEE Access, Vol. 8, No., pp. 198357-198367, 2020.

[18] K. Eliker and W. Zhang, Finite-time adaptive integral backstepping fast terminal sliding mode control application on quadrotor UAV, International Journal of Control,

Automation and Systems, Vol. 18, No. 2, pp. 415-430, 2020.

[19] X. Yu and M. Zhihong, Fast terminal sliding-mode control design for nonlinear dynamical systems, IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications, Vol. 49, No. 2, pp. 261-264, 2002.

[20] Y. Feng, X. Yu, and Z. Man, Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators, Automatica, Vol. 38, No. 12, pp. 2159-2167, 2002.

[21] C. Liu, et al., Robust adaptive variable structure tracking control for spacecraft chaotic attitude motion, IEEE Access, Vol. 6, No., pp. 3851-3857, 2018.

[22] D. Lee, G. Vukovich, and H. Gui, Adaptive variable-structure finite-time mode control for spacecraft proximity operations with actuator saturation, Advances in Space Research, Vol. 59, No. 10, pp. 2473-2487, 2017.

[23] 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, No., pp. 105312, 2019.

[24] C. Jing, et al., Adaptive nonsingular terminal sliding mode control for attitude tracking of spacecraft with actuator faults, IEEE Access, Vol. 7, No., pp. 31485-31493, 2019.

[25] P. Li, et al. Fast nonsingular integral terminal sliding mode control for nonlinear dynamical systems. in 53rd IEEE conference on decision and control. 2014. IEEE.

[26] L. Yang and J. Yang, Nonsingular fast terminal sliding-mode control for nonlinear dynamical systems, International Journal of Robust and Nonlinear Control, Vol. 21, No. 16, pp. 1865-1879, 2011.

[27] C. Pukdeboon and P. Siricharuanun, Nonsingular terminal sliding mode based finite-time control for spacecraft attitude tracking, International Journal of Control, Automation and Systems, Vol. 12, No. 3, pp. 530-540, 2014.

[28] S. Li, Z. Wang, and S. Fei, Comments on the paper: Robust controllers design with finite time convergence for rigid spacecraft attitude tracking control, Aerospace Science and Technology, Vol. 15, No. 3, pp. 193-195, 2011.

[29] A.-M. Zou, et al., Finite-time attitude tracking control for spacecraft using terminal sliding mode and Chebyshev neural network, IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B (Cybernetics), Vol. 41, No. 4, pp. 950-963, 2011.

[30] Y. Xia, et al., Finite-time tracking control of rigid spacecraft under actuator saturations and faults, in Finite Time and Cooperative Control of Flight Vehicles. 2019, Springer. p. 141-169.

[31] K. Lu and Y. Xia, Adaptive attitude tracking control for rigid spacecraft with finite-time convergence, Automatica, Vol. 49, No. 12, pp. 3591-3599, 2013.

[32] Z. Wang, et al ,.Active vibration suppression in flexible spacecraft with optical measurement, Aerospace Science and Technology, Vol. 55, No., pp. 49-56, 2016.

[33] C. Zhou and D. Zhou, Robust dynamic surface sliding mode control for attitude tracking of flexible spacecraft with an extended state observer, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 231, No. 3, pp. 533-547, 2017.

[34] Q. Yuan, Y. Liu, and N. Qi, Active vibration suppression for maneuvering spacecraft with high flexible appendages, Acta Astronautica, Vol. 139, No., pp. 512-520, 2017

[35] S. Xu, et al., Flexible satellite attitude maneuver via adaptive sliding mode control and active vibration suppression, AIAA journal, Vol. 56, No. 10, pp. 4205-4212, 2018.

[36] m. azimi, M.J. Chitgari, and S.H. Hashemi Mehne, Online Active Vibration Control and Health Monitoring of a Cracked Flexible Spacecraft Panels Equipped with Piezoelectric Patches During Attitude Maneuver, Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 10, No. 2, pp. 37-53, 2022.

[37] L. Meirovitch, Hybrid state equations of motion for flexible bodies in terms of quasi-coordinates, Journal of guidance, control, and dynamics, Vol. 14, No. 5, pp. 1008-1013, 1991.

[38] 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.

[39] M. Krstic, P.V. Kokotovic, and I. Kanellakopoulos, Nonlinear and adaptive control design. 1995: John Wiley & Sons, Inc.

۶.پی‌نوشت

1 Backstepping
2 Sliding Mode Control
3 Terminal Sliding Mode Control
4 Yu
5 Feng
6 Chattering
7 Li
8 Yang
9 Zou
10 Non-Singular Fast Terminal Sliding Mode Control
11 Conventional Sliding Mode Control