



Active Vibration Control of a Maneuvering Flexible Spacecraft Using Hybrid Actuators: A Lyapunov-Based Control Approach

Milad Azimi^{1*} and Samad Moradi²

1. Assistant Professor, Aerospace Resaerch Institute, Ministry of Science, Technology and Research, Tehran, Iran

2. M.Sc., Department of Engineering, Islamic Azad University, North Tehran Branch, Tehran, Iran

*Corresponding Author E-mail: azimi.m@ari.ac.ir

This paper presents a study concerning active vibration control of a smart flexible spacecraft during attitude maneuver using thrusters and reaction wheels (RW) in combination and piezoelectric (PZT) sensor/actuator patches. The large-angle maneuver and residual vibration of the spacecraft are controlled using an extended Lyapunov-based design (ELD) and strain rate feedback (SRF) theory for a two-mode mission. The single-axis fully coupled nonlinear rigid-flexible dynamic of the system is derived applying a Lagrangian approach and Finite Element Method (FEM). The overall stability of the system including energetic terms covering a hub and two flexible appendages, torsional spring, RW, and PZT dynamics, has been proved and the control law has been derived accordingly. A pulse-width pulse-frequency (PWPF) modulation is used to alleviate the excitations of high-frequency flexible modes. However, due to the fast maneuver, there are still residual vibrations in the system. Hence, the SRF algorithm using PZT is applied to prepare further vibration suppression. A great feature of the proposed hybrid actuator system is the switching time of the thrusters and RW, which is based on total systems energy. The numerical results for a flexible spacecraft with large-angle, agile and precise maneuver requirements through a comparative study verify the merits of the proposed approach.

Keywords: Active Vibration Control, Flexible Spacecraft, Hybrid Actuators, Lyapunov Design, Piezoelectric Patches



کنترل فعال ارتعاشات فضایی انعطاف‌پذیر در مانور وضعیت با استفاده از عملگرهای هیبرید: با رویکرد قانون کنترل لیاپانوف

میلاد عظیمی^۱ و صمد مرادی^{۲*}

۱- پژوهشگاه هواشناسی، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری تهران، ایران

۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد جنوب، تهران، ایران

* azimi.m@ari.ac.ir

این مقاله به طراحی سیستم کنترل ترکیبی مانور و ارتعاشات یک فضایی انعطاف‌پذیر در مانور وضعیت با استفاده از عملگرهای تراسترن-چرخ عکس‌العملی در ساختار هیبرید و وصله‌های پیزوالکتریک پرداخته است. مانور زاویه-بزرگ این فضایی در قالب دو ماموریت مجزا با استفاده از مدل توسعه یافته کنترلی مبتنی بر تغیری لیاپانوف و ارتعاشات باقی‌مانده با به کارگیری تئوری فیدبک نرخ کرنش کنترل شده است. مدل دینامیک وضعیت تک محوره ماهواره با دو پل انعطاف‌پذیر متصل به هاب صلب در قالب یک سیستم غیرخطی با دینامیک کوبیل صلب-انعطاف‌پذیر با به کارگیری روش اجزا محدود و معادلات لاگرانژ استخراج شده است. پایداری کلی سیستم شامل دینامیک چرخ عکس‌العملی و وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک با استفاده از ورودی ناپیوسته کنترلی تولید شده توسط عملگر تراسترن و مدولاتور پنهان-باند/پالس-فرکانس اثبات و ارتعاشات باقی‌مانده به حداقل رسیده است. ویژگی منحصر به فرد روش پیشنهادی در به کارگیری عملگرهای زمان سوئیچ عملکرد تراسترن و چرخ عکس‌العملی است که مبتنی بر انرژی سیستم تنظیم شده است. شبیه‌سازی‌های انجام شده با به کارگیری تئوری کنترلی پیشنهادی و استفاده از عملگرهای هیبرید امکان انجام مانورهای با زاویه بزرگ و کاهش چشمگیر ارتعاشات ناشی از تحریک پل‌های انعطاف‌پذیر را با معیار چاکی و دقت نمایش می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: عملگرهای هیبرید، کنترل فعال ارتعاشات، فضایی‌انعطاف‌پذیر، کنترل لیاپانوف، وصله‌های پیزوالکتریک

علامه و اختصار		
d_{31}	ثابت پیزوالکتریک	جابجایی عرضی
x	متغیر کمکی	چگالی میدان الکتریکی
$\theta(t)$	زاویه هاب	کرنش
J_h	ممان اینرسی هاب	تنش
ρ_b^i	جرم بر واحد طول زمین پل	مدول الاستیسیته پیزوالکتریک
ρ_p^j	جرم بر واحد طول زمین و صله پیزوالکتریک	ثابت دی الکتریک
x_i	نقطه شروع مختصات پیزوالکتریکها	ثابت الاستیتیک
V_p^i و V_b^i	انرژی پتانسیل سازه اصلی و حسگرها و عملگرها	۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
E_b^i	مدول الاستیسیته	۲. کارشناس ارشد
I_b^i	ممان اینرسی سازه انعطاف‌پذیر	
y^i	نقطه شروع مختصات پیزوالکتریکها از محور خنثی تیر	

ابدصمد و طبی^۴ با استفاده از تئوری پایداری لیپانوف به طراحی مانور آرایشی فضایی‌ها پرداختند. در الگوریتم طراحی شده نیازی به سرعت‌های زاویه‌ای مطلق و نسبی فضایی‌ها نیست [۱۶]. محارابیان^۵ و همکاران به معروفی قانون کنترلی غیر متمنکری مبتنی بر روش لیپانوف برای هدایت وضعیت فضایی‌ها در پروازهای آرایشی پرداختند [۱۷]. باید توجه داشت که استفاده از تکنیک‌های کنترلی مختلف با توجه به اهداف مأموریتی گوناگون در نظر گرفته می‌شوند. کنترل ساختار متغیر برای مانور سیستم‌های با مختصات صلب-انعطاف‌پذیر کاربرد فراوانی دارد. اگرچه این کنترل از توابع سوئیچ‌کننده به منظور کاهش اغتشاشات وارد شده استفاده می‌کند و دینامیک سیستم را به سمت سطح پایدار متمایل می‌سازد، اما طبیعت ناپیوسته طراحی‌های کنترل ساختار متغیر مستعد در تحریک مودهای با فرکانس بالای دینامیک مدل نشده در سیستم یا سیستم‌هایی است که مدل دینامیکی ضعیفی دارند [۱۸، ۱۹].

به تازگی ترکیب عملگرهای مختلف برای مانورهای با زاویه بزرگ و سریع فضایی‌ها مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است [۲۰، ۲۱]. الگوریتم کنترل ترکیبی با استفاده از چرخهای عکس‌العملی و گشتاوردهندهای مغناطیسی برای کاهش سرعت چرخهای عکس‌العملی در مانورهای زاویه بزرگ توسط سان^۶ و همکاران به کار برده شده است [۲۲]. لاپاس^۷ از ژایروهای کنترل ممان^۸ برای کاهش انحراف زاویه گیمبال برای یک فضایی‌مای با مانور سریع در معرض گشتاورهای خارجی استفاده کرد [۲۳]. رایج‌ترین عملگر برای مانورهای وضعیت فضایی‌ها که قابلیت اعمال گشتاورهای بزرگ نسبت به چرخهای عکس‌العملی را دارند، تراسترهای می‌باشد [۲۴]. تراسترهای به واسطه ساختار ناپیوسته گشتاورهای کنترلی تولیدی برای اهداف کنترلی با دقت بالا مناسب نمی‌باشد [۲۵، ۲۶]. یک دیگر از معایب تراسترهای مصرف سوت آنهاست. طراحی سیستم کنترلی با استفاده از عملگرهای تراستر و یک مدولاتور پهنا-باند/پالس-فرکانس^۹ و لحظه‌یک تابع علامت در قانون فیدبک کنترلی برای مانور وضعیت فضایی‌مای توسط مزینان^{۱۰} و همکاران طراحی شد [۲۷]. سانگ و آگراوال^{۱۱} به کنترل ارتعاشات فضایی‌مای انعطاف‌پذیر با استفاده از عملگرهای تراستر و مدولاتور PWPF و وصله‌های پیزوالکتریک به صورت آزمایشگاهی پرداختند [۲۸].

عرض لایه پیزوالکتریک
ضخامت هر یک از لایه‌های پیزوالکتریک بر روی پنل

مقدمه

یکی از چالش‌های مطرح در طراحی فضایی‌های مدرن امروزی، پایدارسازی و کنترل وضعیت آنهاست [۱]. از آنجاکه نیازمندی‌های مأموریتی وسایل فضایی و وضعیت آنها به شدت در حال تغییر است، دست‌یابی به دقت‌های بالا در سمت‌گیری در کوتاه‌ترین زمان می‌تواند عدمدهترین چالش در بحث طراحی سامانه کنترل به شمار رود. ارضی نیازمندی‌های طراحی سیستم کنترل وضعیت فضایی‌ها در محیط‌های عملیاتی، در حضور اغتشاشات محیطی، عدم وجود اطلاعات کافی از پارامترهای سیستم و ارتعاشات سازه‌ای تولید شده در وصله‌های انعطاف‌پذیر فضایی‌ما به واسطه مانورهای مداری بسیار حساس و مشکل است [۲، ۳].

استفاده از لینک‌ها و وصله‌های انعطاف‌پذیر در مقایسه با سازه‌های صلب، پیچیدگی‌های دینامیکی را تعریف می‌کند که در نتیجه رویکردهای کنترلی و الگوریتم‌های آن می‌باشد متناسب با این سیستم‌ها دوباره بازنویسی و فرمول‌بندی شوند. در حقیقت استفاده از سازه‌های انعطاف‌پذیر نه تنها باعث تحمیل پارامترهای دینامیکی اضافه (درجات آزادی بیشتر) به سیستم می‌شوند، بلکه مجموعه را نیازمند پایدارسازی در حضور ارتعاشات تحمیل شده به واسطه این دینامیک و میراکردن آن با سرعت هرچه تمام‌تر می‌سازد [۴، ۵]. گام نخست در طراحی سیستم کنترلی، ارائه مدل دینامیکی مناسب برای سازه‌ها و وصله‌های انعطاف‌پذیر است [۶، ۷].

از میان روش‌های گسترده کنترلی برای سیستم‌های غیرخطی که می‌تواند مسئله پایداری فضایی‌های انعطاف‌پذیر را حل کند، تئوری پایداری لیپانوف مورد توجه بسیاری از طراحان قرار دارد [۸، ۹]. انتخاب تابع لیپانوف می‌تواند به طور همزمان با طراحی کنترلر برای سیستم دینامیکی صورت پذیرد که منجر به پایداری حلقه بسته شود [۱۰، ۱۱]. این روش کنترلی به دسته کنترلرهای فیدبک تمام حالات سیستم^{۱۲} متعلق دارد. در این روش، یک تابع (لیپانوف) مشیت معین (براساس معیارهای عملکرد سیستم) باید توسط طراح به گونه‌ای انتخاب شود که مشق مرتبه اول این تابع منفی معین شود. قوانین کنترلی بر تابع لیپانوف به طور عمومی نسبت به خطاهای مدل‌سازی (خطاهای اندازه‌گیری حسگرهای نامعینی‌های ماتریس ممان اینرسی، بازشدن وصله‌های انعطاف‌پذیر و غیره) و اغتشاشات خارجی (گشتاورهای اغتشاشی محیط، گشتاورهای میکروگروتی و غیره) مقاوم هستند. یکی از محدودیت‌ها و چالش‌های این تکنیک، نبود یک روش یکتا برای انتخاب و فرمولاسیون تابع لیپانوف می‌باشد [۱۲-۱۵].

^۴ Abdessameud and Tayebi

^۵ Mehrabian

^۶ Sun

^۷ Lappas

^۸ Control Moment Gyro (CMG)

^۹ PWPM

^{۱۰} Mazinan

^{۱۱} Song and Agrawal

به نمونه رایج آن^{۱۵} و رگولاتور خطی درجه دوم^{۱۶} در قالب یک مطالعه مقایسه‌ای، مزیت کنترلر پیشنهادی نمایش داده شده است. همچنین، کنترل فعال ارتعاشات به صورت همزمان با کنترل وضعیت برای کاهش ارتعاشات باقی‌مانده پس از مانور وضعیت، اثبات پایداری کلی سیستم، زمان سوئیچینگ مبتنی بر انرژی‌های کل سیستم (چرخ عکس‌العملی، حسگر/عملگر پیزوالکتریک، فضایپمای انعطاف‌پذیر) از جمله نوآوری‌های این مقاله به شمار مردود. ساختار مقاله به این صورت می‌باشد که در بخش دوم مدل دینامیک فضایپمای انعطاف‌پذیر مجذب به چرخ عکس‌العملی و مواد پیزوالکتریک جانمایی شده به صورت هم‌مکان بر روی آن با استفاده از ویژگی خاص معادلات حرکت سیستم، توصیف شده است. کنترل توسعه یافته وضعیت بر پایه تئوری پایداری لیاپانوف و کنترل فعال ارتعاشات مبتنی بر الگوریتم فیدبک نرخ کرنش در بخش سوم طراحی شده است. بخش چهارم به ارائه شبیه‌سازی‌های عددی و مقایسه نتایج می‌پردازد و در نهایت مقاله با ارائه نتیجه‌گیری به اتمام رسیده است.

معادلات حرکت فضایپمای انعطاف‌پذیر

معادله باقی یک بعدی المان پیزوالکتریک را می‌توان با استفاده از استاندارد IEEE به صورت زیر ارائه کرد [۳۵]:

$$\begin{Bmatrix} D_3 \\ \sigma_1 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_3^T & -d_{31}^2 E_P & d_{31} E_P \\ -E_P d_{31} & E_P \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} E_3 \\ S_1 \end{Bmatrix} \quad (1)$$

که در آن D_3 جابجایی عرضی، E_3 چگالی میدان الکتریکی، S_1 کرنش، σ_1 تنش، E_P مدول الاستیسیته پیزوالکتریک، ε_3^T و S_{11}^E به ترتیب بیانگر ثابت دی‌الکتریک، ثابت الاستیتیک و ثابت پیزوالکتریک هستند که سه پارامتر آخر از شرکت سازنده پیزوالکتریک استخراج خواهد شد. شکل (۱) مدل فیزیکی فضایپما شامل یک هاب صلب مرکزی به همراه دو پنل انعطاف‌پذیر حاوی وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک را نشان می‌دهد. مختصات استفاده شده در استخراج معادلات نیز در این شکل نمایان است. هر یک از این پنل‌ها به عنوان تیر یکسرگیردار یکنواخت با طول L_b درنظر گرفته شده‌اند. وصله‌های پیزوالکتریک با طول L_p در دو طرف هر پنل نصب شده‌اند. مختصات_i OXY به عنوان مختصات اینرسی و مختصات محلی_b OXY در مرکز هاب درنظر گرفته شده است.

در مقابل، اگرچه گشتاور تولیدی توسط چرخ‌های عکس‌العملی یک یا دو مرتبه کمتر از تراسترهای و ژایروهای کنترل ممان است [۲۹]، اما قابلیت تأمین فرامین کنترلی با دقت بالا و پیوسته را دارد. همچنین، چرخ‌های عکس‌العملی صرفاً انرژی الکتریکی مصرف می‌کنند. ایده استفاده همزمان از تراسترهای و چرخ‌های عکس‌العملی به دنبال بهره‌بری از مزایای هریک از عملگرها به طور مجزا برای فضایپمایان انعطاف‌پذیر با نیازمندی‌های سرعت و دقت در مانور است. در این حالت، تراسترهای به عنوان عملگر اولیه در تولید گشتاور برای سمت‌گیری سریع فضایپما بوده در حالیکه چرخ عکس‌العملی در ادامه با تولید گشتاورهای پیوسته دقت را فراهم می‌کند.

همان‌طور که اشاره شد، کاهش ارتعاشات مبتنی چالش برانگیز برای طراحان فضایپمایان می‌باشد. یک روش مناسب، استفاده از مواد پیزوالکتریک به عنوان حسگر/عملگر می‌باشد [۳۰، ۳۱]. این مواد دارای مزایای سفتی بالا، سبکی وزن، مصرف توان پایین و سهولت به کارگیری هستند. اگرچه تاکنون، کاربرد وصله‌های پیزوالکتریک برای سازه‌های بزرگ گزارش نشده است. یکی از دلایل آن این است که ظرفیت کنترلی مواد پیزوالکتریک محدود می‌باشد، زیرا دارای ثابت‌های پیزوالکتریک کوچک و محدودیت‌های ولتاژی و ابعادی می‌باشد [۳۲].

روش‌های کنترل فعال متعددی را می‌توان برای میراکدن ارتعاشات نامطلوب سازه‌ای به کار برد. مطالعه جامعی در کنترل فیدبک نرخ کرنش و فیدبک موقعیت مثبت^{۱۷} برای کاهش ارتعاشات فعال سازه‌های فضایپمای انعطاف‌پذیر توسط نیومن^{۱۸} صورت پذیرفته است [۳۳]. در این قانون کنترلی، مختصات سرعت سازه به جبران کننده فیدبک شده و در یک ضریب بهره منفی ضرب شده و در نهایت به سازه ارسال می‌شود. مشکل اصلی در فیدبک مستقیم سرعت، محدودیت دینامیک عملگرها و سیگنال‌های ورودی با فرکانس بالا هستند که منجر به تولید پاسخ‌های فرکانسی نامحدود و بدون قید می‌شود. استفاده از تکنیک کنترلی فیدبک نرخ کرنش دارای محدوده میرایی فعال وسیع‌تری نسبت به فیدبک موقعیت مثبت بوده و می‌تواند شرایط پایداری را برای بیش از یک مود در یک پهنه‌ای باند مشخص ایجاد کند [۳۴].

در این مقاله با به کارگیری قانون کنترلی مبتنی بر تئوری لیاپانوف توسعه یافته^{۱۹} و درنظر گرفتن دینامیک عملگرهای چرخ عکس‌العملی، وصله‌های پیزوالکتریک و انرژی یک فنر پیچشی (در قالب یک تابع شبیه انرژی برای کمینه‌شدن تابع لیاپانوف پیشنهادی و تولید حالت هدف نهایی) در ساختار این کنترلر نسبت

^{۱۵}Conventional Lyapunov Design (CLD)
^{۱۶}Linear Quadratic Regulator (LQR)

^{۱۷}Positive Position Feedback (PPF)
^{۱۸}Newman
^{۱۹}Extended Lyapunov Desgin (ELD)

مختصات پیزوالکترونیک‌هاست. انرژی پتانسیل سازه انعطاف‌پذیر شامل جفت حسگر/عملگرها نیز به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$V = \sum_{i=1}^2 V_b^i + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} j V_p^i \quad (5)$$

که در آن V_b^i و $j V_p^i$ انرژی پتانسیل سازه اصلی و حسگرها و عملگرها بوده و به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\begin{aligned} V_b^i &= \frac{1}{2} \int_a^{a+L_b} E_b^i I_b^i \left(\frac{\partial^2 w(x^i, t)}{\partial x^2} \right)^2 dx \\ j V_p^i &= \frac{1}{2} j E_p^i \left(j \varpi_p^i j h_p^i \right) \left(j y^{i2} + j y^i j h_p^i + \frac{j h_p^{i2}}{3} \right) \\ &\quad \int_{x_i}^{x_i+L_p} \left(\frac{\partial^2 w(x^i, t)}{\partial x^2} \right)^2 dx \end{aligned} \quad (6)$$

که در آن E_b^i مدول الاستیسیتی، I_b^i ممان اینرسی سازه انعطاف‌پذیر، y^i نقطه شروع مختصات پیزوالکترونیک‌ها از محور خنثی تیر، ϖ_p^i عرض لایه پیزوالکترونیک و $j h_p^i$ ضخامت هر یک از لایه‌های پیزوالکترونیک بر روی پنل می‌باشد. کار مجازی صورت گرفته توسط نیروهای خارجی τ و پیزووها به واسطه رابطه زیر بیان می‌شود:

$$W_{nc} = \frac{1}{2} \{ \eta \}^T [\mathfrak{S}] \{ \eta \} - \{ q \}^T [R] \{ \eta \} + \tau \theta \quad (7)$$

که در آن،

$$\begin{aligned} [R] &= \left[\begin{matrix} 1 \mathfrak{R}_p^i \\ 2 \mathfrak{R}_p^i \\ \vdots \\ n \mathfrak{R}_p^i \end{matrix} \right] \left[\begin{matrix} 1 \mathfrak{R}_p^i \\ 2 \mathfrak{R}_p^i \\ \vdots \\ n \mathfrak{R}_p^i \end{matrix} \right]^T, \quad [\mathfrak{S}] = diag(j \xi_p^i), \\ j \mathfrak{R}_p^i &= \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} j d_{31}^i j E_p^i j \varpi_p^i \left(j y^i + \frac{j h_p^i}{2} \right) \\ &\quad \int_{x_i}^{x_i+L_p} \{ \psi''(x) \}^T dx \end{aligned} \quad (8)$$

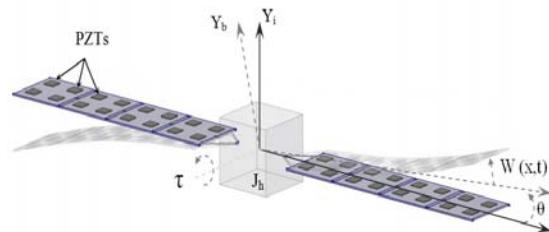
$$\eta = \begin{bmatrix} 1 \eta_p^i & 2 \eta_p^i & \dots & n \eta_p^i \end{bmatrix}^T, \quad j \eta_p^i = j E_3^i j h_p^i$$

$$j \xi_p^i = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} \frac{j \varpi_p^i L_p}{j h_p^i} \left(j \varepsilon_3^{iT} - j d_{31}^i j E_p^i \right)$$

و همچنین η^i ولتاژ الکتروودها و $\{ \psi \}$ توابع هرمیت می‌باشد. با به کارگیری روش المان محدود، جابجایی عرضی سازه انعطاف‌پذیر را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت [۳۷]:

$$w^i(x, t) = \sum_{k=1}^m \psi_k(x) q_k(t) = \{ \psi \} \{ q \} \quad (9)$$

برای استخراج معادلات حرکت از اصل همیلتون توسعه یافته به صورت زیر استفاده شده است:



شکل ۱- مدل فضایی انعطاف‌پذیر

سرعت عرضی یک المان جرمی در نظر گرفته شده بر روی پنلهای انعطاف‌پذیر عبارت است از:

$$\begin{aligned} v(x, t) &= (-\dot{\theta}(t) w(x, t)) \mathbf{X}_b \\ &\quad + (\dot{w}(x, t) + (x+a)\dot{\theta}(t)) \mathbf{Y}_b \end{aligned} \quad (2)$$

که در آن x متغیر کمکی است که از محل اتصال پنل به هاب و در امتداد پنل اندازه‌گیری می‌شود، $\theta(t)$ زاویه هاب، $w(x, t)$ تعییر مکان عرضی اندازه گرفته شده نسبت به محور a \mathbf{x} فاصله مرکز هاب تا محل اتصال هاب با پنل است. عبارت ضربی \mathbf{X}_b در تساوی معادله (۲) کوپلینگ بخش انعطاف‌پذیر و صلب، اولین عبارت ضربی \mathbf{Y}_b در این تساوی سرعت ارتعاشی بخش الاستیک که ناظر از مختصات ثابت شده بر روی هاب اندازه می‌گیرد و عبارت دوم ضربی \mathbf{Y}_b ، سرعت جسم صلب المان جرمی در غیاب انعطاف‌پذیری است [۳۶]. در مدل سازی ها از تعییر شکل‌های شعاعی صرف نظر شده است. با استفاده از معادله (۲) انرژی جنبشی سیستم شامل وصله‌های پیزوالکترونیک را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$T = T_h + \sum_{i=1}^2 T_b^i + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} j T_p^i \quad (3)$$

که در آن T_h ، T_b^i و n_j به ترتیب بیانگر انرژی جنبشی نامین سازه اصلی، انرژی جنبشی زمین جفت حسگر/عملگر، انرژی جنبشی هاب مرکزی به همراه چرخ عکس‌العملی و تعداد وصله‌های پیزوالکترونیک می‌باشند که به صورت زیر استخراج شده است:

$$\begin{aligned} T_h &= \frac{1}{2} (J_h - J_a) \dot{\theta}^2 + \frac{1}{2} J_a (\dot{\theta} + \omega_a)^2, \\ T_b^i &= \frac{1}{2} \int_a^{a+L_b} \rho_b^i v^2 dx, \quad T_p^i = \frac{1}{2} \int_{x_i}^{x_i+L_p} j \rho_p^i v^2 dx \end{aligned} \quad (4)$$

که J_h ممان اینرسی هاب، ρ_b^i جرم بر واحد طول نامین پنل، ρ_p^i جرم بر واحد طول زمین وصله پیزوالکترونیک، x_i نقطه شروع

سیستم با دینامیک غیرخطی (درنظر گرفتن ترم‌های مرتبه بالا) در معادله (۱-۱۵) و برای فرم خطی معادلات حرکت (صرف‌نظر از ترم‌های مرتبه بالا) در معادله (۲-۱۵) ارائه شده است.

طراحی کنترلر

در این بخش روشی برای طراحی قانون کنترل فیدبک با پایداری کلی برای معادله غیرخطی سیستم (معادله (۱۶)) ارائه شده است. ارتباط تابع لیپانوف پیشنهادی و گشتاور کنترلی تا حدی وابسته به معادله حرکت می‌باشد [۳۹]. برای طراحی قانون کنترل مبتنی بر روش لیپانوف، تابع کاندید لیپانوف به عنوان ترکیبی از انرژی‌های کل زیر ساختارهای سیستم شامل، انرژی هاب، انرژی‌های پنل‌های انعطاف‌پذیر، دینامیک وصله‌های پیزوالکتریک و دینامیک چرخ عکس‌العملی به‌طوری که $(\theta, \dot{\theta}, w(x,t), \dot{w}(x,t))_d = (\theta_f, 0, 0, 0)$ حاصل شود، عبارت است از:

$$\begin{aligned} E = & \frac{1}{2} K_I (I_e(t))^2 + \frac{1}{2} \left\{ g_1 \left((J - J_a) \dot{\theta}^2 + J_a (\dot{\theta} + \omega_a)^2 \right) \right. \\ & + g_2 (\theta - \theta_f) + 2g_3 \left[\int_a^L \rho_b ((x \dot{\theta} + \dot{w})^2 + w^2 \dot{\theta}^2) dx \right. \\ & + \sum_{j=1}^{n_j} \int_{x_i}^{x_i+L_p} \rho_p ((x \dot{\theta} + \dot{w})^2 + w^2 \dot{\theta}^2) dx \\ & \left. \left. + (\mathbf{q}^T \mathbf{K}_{qq} \mathbf{q}) + (\mathbf{q}^T \mathbf{R} \mathbf{R}^T \mathbf{q}) \right] \right\} \end{aligned} \quad (16)$$

که در آن θ_f زاویه مطلوب پایانی و $I_e(t) = I(t) - I_d(t)$ به عنوان سطح اختشاشات جریان الکتریکی وارد شده به فضای‌پما می‌باشد. در این رابطه $I_d(t)$ در قالب ورودی کنترل برای ارضاء اهداف کنترلی طراحی می‌شود. در ادامه ولتاژ V_{RW} به گونه‌ای طراحی خواهد شد که $I(t)$ مقدار $I_d(t)$ را تعقیب کند. همان‌طور که از این تابع می‌توان مشاهده کرد، دینامیک عملگر و حسگر پیزوالکتریک و چرخ عکس‌العملی بطوط مستقل در این رابطه درنظر گرفته شده است. همچنین، برای تضمین شرایط مطلوب و کمینه کلی شدن E ، انرژی یک فنر پیچشی در قالب عبارت $g_2(\theta - \theta_f)^2$ به این تابع اضافه شده است. واضح است که $g_i > 0$ در معادله (۱۶) شرایط $E \geq 0$ را تضمین کرد، بنابراین کمینه کلی در $E = 0$ فقط در شرایط مطلوب (نقشه پایانی) اتفاق می‌افتد.

گشتاور کنترل در بدنه صلب باید به گونه‌ای طراحی شود که فضای‌پما در حالت سکون شروع به دوران کرده تا به موقعیت زاویه‌ای جدید و مطلوب برسد، به‌طوریکه در موقعیت نهایی ارتعاشاتی برای سیستم باقی نماند. با مشتق‌گیری از معادله (۱۶) و جایگذاری معادلات حرکت داریم:

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(T - V) + \delta W_{nc}] dt = 0 \quad (10)$$

شرط‌های مرزی:

$$\begin{cases} @x=a \rightarrow w(a,t) = w'(a,t) = 0, & (FixedEnd) \\ @x=L \rightarrow w''(L,t) = w'''(L,t) = 0, & (MomentShear) \end{cases} \quad (11)$$

و میرایی سازه‌ای برای دینامیک وصله‌های انعطاف‌پذیر که با به‌کارگیری تابع رایلی^۷ به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$T_d = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} \quad (12)$$

در این مقاله از میرایی تناسبی استفاده شده است، به‌طوری که این ماتریس از ترکیب خطی ماتریس جرم و سفتی است:

$$\mathbf{C} = \alpha \mathbf{M} + \beta \mathbf{K} \quad (13)$$

که در آن α و β ضرایب مثبت معین هستند. با جایگذاری روابط انرژی جنبشی، انرژی پتانسیل، میرایی سازه‌ای و کار نیروهای خارجی در اصل همیلتون، معادله حرکت سیستم به صورت زیر استخراج خواهد شد:

$$\begin{aligned} & \left[\begin{array}{cc} \mathbf{M}_{RR} & \mathbf{M}_{RF} \\ \mathbf{M}_{FR} & \mathbf{M}_{FF} \end{array} \right] \cdot \left[\begin{array}{c} \ddot{\theta} \\ \ddot{\mathbf{q}} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{cc} \mathbf{C}_{RR} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_{FF} \end{array} \right] \cdot \left[\begin{array}{c} \dot{\theta} \\ \dot{\mathbf{q}} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{cc} \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_{FF} \end{array} \right] \cdot \left[\begin{array}{c} \theta \\ \mathbf{q} \end{array} \right] \\ & = \left\{ \begin{array}{l} \tau + \tau_a \\ -[\mathbf{R}][\mathbf{g}_a][\mathbf{n}_a] \end{array} \right\} \end{aligned} \quad (14)$$

$$K_I \dot{I}(t) + K_R I(t) - K_B \omega_a = V_{RW}$$

$$\{\eta_S\} = [\mathbf{g}_s][\mathfrak{S}]^{-1}[\mathbf{R}]^T \{\mathbf{q}\}$$

که در آن:

$$M_{RR} = J_h - J_a + \mathbf{q}^T \mathbf{M}_{FF} \mathbf{q} \quad (1-15)$$

$$C_{RR} = 2\mathbf{q}^T \mathbf{M}_{FF} \mathbf{q} + J_a \omega_a$$

$$\mathbf{K}_{FF} = \mathbf{K}_{FF} - \dot{\theta}^2 \mathbf{M}_{FF}$$

$$M_{RF} = J_h - J_a$$

$$C_{RF} = J_a \omega_a \quad (2-15)$$

$\mathbf{K}_{FR} = \mathbf{K}_{FR}$ و همچنین $[g_s]$ و $[g_a]$ و $I(t)$ ، K_m ، $\tau_a = -u_a = K_m I(t)$ ، V_{RW} ، K_B ، K_R ، K_I ، τ ، τ_a ، ω_a ، به ترتیب بیانگر ضریب بهره‌های تقویت‌کننده حسگر و عملگر، گشتاور کنترلی تولید شده توسط چرخ عکس‌العملی، ثابت گشتاور موتور، جریان آرمیچر موتور، ظرفیت القاء مغناطیسی آرمیچر، مقاومت آرمیچر، نیرو محکم برقی^۸ و ولتاژ آرمیچر می‌باشند [۳۸]. باید به این نکته توجه داشت که مولفه‌های ماتریس‌های تعریف شده در معادله حرکت (۱۴) (معادله (۱۵)) برای

^۷Rayleigh's dissipation function

^۸Electromotive Force (EMF)

داریم $\dot{E} < 0$. بنابراین، این قانون کنترلی پایداری کلی سیستم با پارامترهای توزیعی را تضمین می‌کند. از طرف دیگر همان‌طور که اشاره شد، مواد پیزوالکتریک را می‌توان به عنوان حسگرهای نرخ کرنش به کار برد [۴۰]. با این کاربرد، ولتاژ خروجی به جریان حسگر تبدیل می‌شود. جریان خروجی از حسگر پیزوالکتریک نرخ ممان پنل تنظیم‌کننده سیگنال و با درنظر گرفتن ضریب بهره مناسب G_C و اعمال آن بر عملگر، تبدیل به ولتاژ حسگر V_s می‌شود. بنابراین، برای ولتاژ خروجی حسگر می‌توان نوشت:

$$V_s(t) = G_C i(t)$$

$$= G_C e_{31} \left(\frac{h_b}{2} + h_p \right) \varpi_p \int_0^{L_p} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \psi_k(x) q_k(t) dx \quad (23)$$

که در آن $i(t)$ جریان مدار است. ولتاژ حسگر به عنوان ورودی کنترلر بوده و خروجی کنترلر حاصلضرب ضریب بهره‌های در ولتاژ حسگر است. بنابراین ورودی کنترلر $\mathbf{u}(t)$ توسط رابطه (۲۴) تعریف می‌شود.

$$\mathbf{V}_a(t) = \mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_p \times V_s(t) \quad (24)$$

به‌طوری که در آن \mathbf{K}_p ماتریس ضرایب بهره کنترلر است. معادله عملگر از رابطه معکوس پیزوالکتریک استخراج شده است و نیروی کنترلی متناسب با آن با استفاده از تئوری گشتاور خمی به صورت زیر استخراج می‌شود:

$$f_{ctrl} = E_p d_{31} \varpi \left(\frac{h_p + h_b}{2} \right) \int_0^{L_p} \frac{\partial}{\partial x} \psi_k(x) dx \mathbf{V}_a(t) \quad (25)$$

همان‌طور که پیشتر اشاره شد، در این مقاله از رویکرد عملگرهای هیبرید برای کنترل وضعیت و ارتعاشات استفاده شده است. در ابتدا، برای آنکه فضاییما را با استخراج از تئوری گشتاور خمی به صورت تراستر به واسطه گشتاورهای به نسبت بزرگ آن در کرد، از عملگر تراستر به واسطه گشتاورهای به نسبت بزرگ آن در مقایسه با چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. در ادامه، چرخ عکس‌العملی برای تأمین دقت مورد نیاز شروع به کار می‌کند. باید به این نکته دقت داشت که یکی از پارامترهای مهم و اساسی برای انجام یک مانور با عملکرد و دقت بالا، زمان سوئیچ‌کردن بین تراستر و چرخ عکس‌العملی است. به این ترتیب، با تعریف پارامترهای مبین انرژی‌های کل سیستم به عنوان معیار مناسبی برای تعیین زمان سوئیچ به صورت رابطه (۲۶) استفاده می‌شود:

$$U = a_1 \theta_e^2 + a_2 \dot{\theta}_e^2 + a_3 \omega_a^2 + a_4 w''^2(x, t) + a_5 \dot{w}^2(x, t) \quad (26)$$

که در آن a_i ها ثابت‌های وزنی برای مولفه‌های انرژی بوده که با سعی و خطأ تعیین می‌شود. واضح است که نقطه با انرژی کم را می‌توان نزدیک به هدف متصور شد. با تعریف یک آستانه مشخص

$$\begin{aligned} \dot{E} = & K_I I(t) \dot{I}(t) + \\ & \left\{ g_1 K_m (I_e + I_d) + g_2 (\theta - \theta_f) + 2(g_3 - g_1) \right. \\ & \left[\int_a^L \rho_b \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^2 \left(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta} \right) \right\} dx + \right. \\ & \left. \sum_{j=1}^{n_j} \int_{x_i}^{x_i + L_{ji}} \rho_p \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^2 \left(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta} \right) \right\} dx \right] \} \dot{\theta} \end{aligned} \quad (17)$$

با استفاده از قانون ولتاژ کیرشهف برای آرمیچر، بخش دوم معادله حرکت سیستم (۱۷) را می‌توان بازنویسی کرد و داریم:

$$K_I (\dot{I}(t) - \dot{I}_d(t)) = -K_R (I(t) - I_d(t)) - K_R I_d - K_I \dot{I}_d(t) + K_B \omega_a + V_{RW} \quad (18)$$

بنابراین، برای بخش اول معادله (۱۷) می‌توان معادله (۱۹) را نوشت:

$$K_I I(t) \dot{I}(t) = I_e(t) \left\{ -K_R I_e(t) - K_R I_d - K_I \dot{I}_d(t) + K_B \omega_a + V_{RW} \right\} \quad (19)$$

از آنجاکه برای پایداری باید شرط $\dot{E} \leq 0$ برقرار باشد، از این رو برای انتخاب ولتاژ کنترلی داریم:

$$V_{RW} = K_I \dot{I}_d(t) + K_R I_e(t) + K_R I_d - K_B \omega_a - \gamma K_I I_e(t) \quad (20)$$

که در آن γ ثابت دلخواه بوده که نقش موثری در تحلیل پایداری بازی می‌کند. برای استخراج قانون کنترلی، عبارت داخل آکولاد (جمله دوم) رابطه (۱۷) را برابر با $-\beta \dot{\theta}$ قرار می‌دهیم، بنابراین داریم:

$$\begin{aligned} I_d = & -\frac{1}{K_m g_1} \left\{ g_2 (\theta - \theta_f) + K_m J_R \dot{\omega}_a + \beta \dot{\theta} + 2(g_3 - g_1) \right. \\ & \left(\int_a^L \rho_b \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^2 \left(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta} \right) \right\} dx + \right. \\ & \left. \sum_{j=1}^{n_j} \int_{x_i}^{x_i + L_{ji}} \rho_p \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^2 \left(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta} \right) \right\} dx \right) \} \end{aligned} \quad (21)$$

که در آن J_R ممان اینرسی شفت روتور چرخ عکس‌العملی است. برای درنظرگرفتن تمام مقادیر ممکن برای g_i ها، معادله (۲۱) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

$$\begin{aligned} I_d = & -G_1 (\theta - \theta_f) - G_2 \dot{\theta} - g_1^{-1} J_R \dot{\omega}_a \\ & - G_3 \left(\int_a^L \rho_b \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^2 \left(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta} \right) \right\} dx \right. \\ & \left. + \sum_{j=1}^{n_j} \int_{x_i}^{x_i + L_{ji}} \rho_p \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^2 \left(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta} \right) \right\} dx \right) \end{aligned} \quad (22)$$

که در آن پارامترهای G_i و g_i باید $G_1 = (g_2 / K_m g_1) \geq 0$ و $G_2 = (\beta / K_m g_1) \geq 0$ و $G_3 = (g_3 - g_1 / g_1) > -2K_m$ باشد. با جایگذاری معادله (۲۲) در معادله (22) ($i = 3, 4, 5$) > -2

از انرژی سیستم، سامانه کنترلی می‌تواند میان دو عملگر سوئیچ انجام دهد.

بحث و شبیه‌سازی‌های عددی

در این بخش، شبیه‌سازی‌های عددی به منظور صحبت‌سنگی عملکرد فضایی‌مای انعطاف‌پذیر و کارایی کنترل هیبرید پیشنهاد شده ارائه شده است. شبیه‌سازی فضایی‌مای شامل مانور تک محوره سکون به سکون^۹ به‌گونه‌ای است که فضایی‌مای از حالت اولیه ۹۰ درجه آغاز به حرکت کرده و پس از رسیدن به زاویه صفر، مانور جدیدی را برای زاویه تنظیم ۱۲۰ درجه آغاز می‌کند. پارامترهای در نظر گرفته شده برای عملگرهای وضعیت در جدول (۱) و فضایی‌مای انعطاف‌پذیر در جدول (۲) ارائه شده است [۴۱]. کلیه شبیه‌سازی‌ها انجام شده در مقاله با استفاده از نرم‌افزار متلب کهورت گرفته است. شرایط اولیه $x_0 = 0$, $\dot{\theta}_d = 0$, $\ddot{\theta}_d = 0$ برای انجام مانور با زاویه بزرگ در نظر گرفته شده است.

برای تبدیل فرامین کنترلی به خروجی‌های تولید شده توسط تراسته، رایجترین روش استفاده از مدولاتور PWPF است [۴۲]. این مدولاتور شامل یک فیلتر با تأخیر مرتبه اول و اشمیت تریگر اکر حلقه فیدبک منفی است. پارامترهای مدولاتور در نظر گرفته شده عبارتند از $K_{pw} = 195$ (ضریب بهره کنترلی)، $T_{pw} = 0.9$ (گام زمانی)، $u_{on} = 0.38$ (لحظه روشن شدن تراسته) و $u_{off} = 0.25$ (گام زمانی خاموش شدن تراسته).

شبیه‌سازی‌ها، با پیاده‌سازی کنترل هیبرید و با استفاده از معادلات حرکت فضایی‌مای انعطاف‌پذیر و به کارگیری تئوری لیاپانوف و کنترل فیدبک نرخ کرنش و استفاده از ضرایب بهره کنترلی $G_1 = -0.1$, $G_2 = 40$ و $G_3 = -0.3$ تکمیل شده است. شکل‌های (۲) و (۳) به ترتیب بیانگر زاویه و سرعت زاویه‌ای مانور برای کنترلهای توسعه یافته و رایج لیاپانوف و LQR جهت مقایسه می‌باشد.

جدول ۱- پارامترهای فیزیکی عملگرهای وضعیت

پارامتر	مقدار
K_m (M-m/A)	0.2
K_I (Henry)	0.001
K_R (ohm)	1
K_B (mV/rpm)	0.0005
J_a (Kg.m ²)	2
J_R (Kg.m ²)	1.6×10^{-3}
PWPF on	0.45
PWPF off	0.15

^۹Rest-To-Rest

^{۱۰}MATLAB

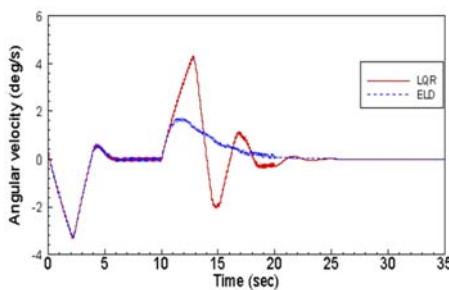
^{۱۱}Schmitt Trigger

جدول ۲- پارامترهای فیزیکی فضایی‌مای

پنل انعطاف‌پذیر	وصله بیزاکتریک	پارامترها
$E_b = 193.06$	$E_p = 68$	(GPa)
$\rho_b = 8030$	$\rho_p = 7700$	(kg/m ³)
$h_b = 0.01$	$h_p = 0.003$	(m)
$\sigma_b = 0.5$	$\sigma_p = 0.08$	(m)
$L_b = 1.5$	$L_p = 0.08$	(m)
-	$d_{31} = 125 \times 10^{-12}$	(m/V)
-	$e_{31} = 10.5 \times 10^{-3}$	(Vm/N)
$a = 0.5$		(m)
$J_h = 32.1$		(kg.m ²)

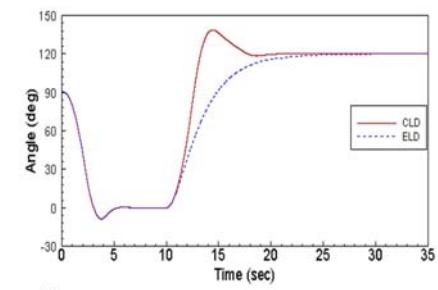
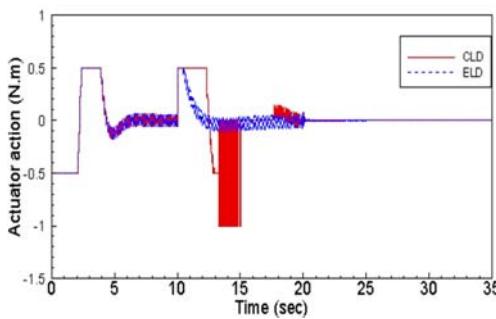
مأموریت در نظر گرفته شده برای فضایی‌مای انعطاف‌پذیر از دو مانور با زاویه بزرگ تشکیل شده است. انتظار مانور اول تا ۱۰ ثانیه به طوری که فضایی‌مای از زاویه اولیه ۹۰ درجه آغاز به دوران کرده و مانور اولیه خود را تا زاویه صفر درجه انجام می‌دهد. مانور دوم بالاصله پس از گذشت ۱۰ ثانیه و به واسطه پایدارسازی اولیه فضایی‌مای (پس از مانور اول) به منظور هدف‌گیری زاویه ۱۲۰ درجه آغاز می‌شود. برای انجام هر دو مانور از عملگرهای چرخ عکس‌العملی و تراسته به صورت ترکیبی استفاده شده است، به طوری که در ابتدای هر دو مانور تراسته وظیفه اعمال گشتاورهای کنترلی را دارد و در انتهای هر مانور چرخ عکس‌العملی گشتاور را به سیستم جهت انجام هرچه دقیق‌تر مانور اعمال می‌کند. همان‌طور که از شکل‌های (۱) و (۲) مشاهده می‌شود، جایه‌جایی و سرعت زاویه‌ای هاب به ترتیب به سمت زاویه مطلوب صفر (مانور اول) تا زمان ۱۰ ثانیه و سپس سمت‌گیری برای زاویه ۱۲۰ درجه (مانور دوم) و سرعتهای زاویه‌ای 5° در زمان ۲۵ ثانیه و در مجموع (برای هر دو مانور) ۳۵ ثانیه میل می‌کند.

از آنجاکه قابلیت تولید گشتاور تراستهای بیشتر از چرخ‌های عکس‌العملی می‌باشد، زمان رسیدن زاویه مانور به محدوده معینی از زاویه مطلوب بسیار کوتاه‌تر می‌شود (برای این مأموریت حدود ۵ ثانیه). هر چند اگر این زمان برای حالتی که فقط از چرخ عکس‌العملی استفاده شود، به بیش از ۳۵ ثانیه حتی برای یک مانور منجر می‌شود. از طرف دیگر، به واسطه ماهیت ناپوسته (خاموش-روشن) فرامین تراسته، امکان تأمین دقت‌های بالا در مانور وجود ندارد که این خصوصیت به عنوان یک چالش اصلی برای مأموریت‌های فضایی مانند تصویربرداری یا ردیگری محسوب می‌شود. شایان ذکر است که دقت مانور به واسطه استفاده از تراسته حدود ۵/۰ درجه و برای چرخ‌های عکس‌العملی بهتر از ۱۰/۰ درجه است.



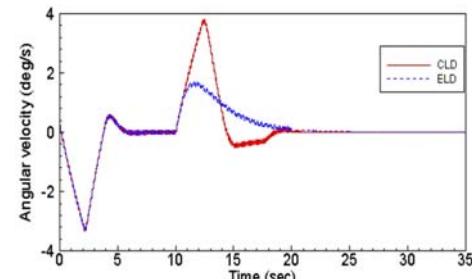
شکل ۳- پاسخ زمانی سرعت زاویه‌ای هاب

شکل‌های (۴) و (۵) گشتاور کنترلی مورد نیاز برای انجام مانورهای مورد نظر را به ترتیب با و بدون درنظر گرفتن کنترل فعال ارتعاشات نشان می‌دهد. همان‌طور که مشاهده می‌شود، همزمانی به کارگیری کنترل فعال ارتعاشات و کنترل وضعیت باعث کاهش تلاش کنترلی عملگرهای وضعیت می‌شود. به عبارت دیگر، اثر استفاده از کنترل فعال ارتعاشات رابطه مستقیم با میزان عملکرد (زمان روشون‌بودن) عملگرهای وضعیت دارد. برای مانور اول (با شرایط اولیه 90° درجه و زاویه هدف صفر) محدودیت تراسترهای ۰/۵ نیوتن متر و برای مانور دوم (با شرایط اولیه صفر و زاویه هدف 120° درجه) محدودیت تراسترهای ۱ نیوتن متر درنظر گرفته شده است. برای مقایسه، سیستم در نظر گرفته شده با استفاده از کنترل LQR و فرم رایج کنترل لیاپانوف با و بدون کنترل فعال ارتعاشات کنترل شده است. همان‌طور که از نمودارها می‌توان مشاهده کرد، به جز زمان نشست طولانی تر و خطای سیستم، میزان عملکرد تراسترهای برای هر دو نوع کنترل CLD و LQR نسبت به کنترل روسه یافته پیشنهادی قابل ملاحظه می‌باشد. از طرف دیگر، تلاش کنترلی برای کنترلهای رایج (CLD) و توسعه یافته لیاپانوف (ELD) به مراتب کمتر از کنترل LQR است.

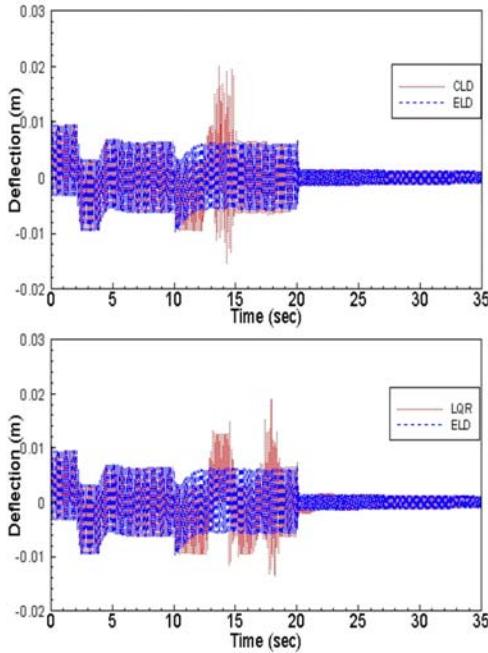


شکل ۲- دینامیک وضعیت (زاویه دوران)

عملکرد کنترل لیاپانوف که در ساختار آن دینامیک سیستم و عملگرهای هوشمند پیزوالکتریک لحاظ شده است، نسبت به کنترل LQR و مدل قیمتی کنترل لیاپانوف به وضوح قابل مشاهده است. به منظور کاهش ارتعاشات قبل و بعد از عملیات مانور، تکنیک کنترل فعال ارتعاشات با استفاده از وصله‌های پیزوالکتریک به عنوان حسگر/عملگر در تعامل با کنترل وضعیت مورد استفاده قرار خواهد گرفت. اثرات انعطاف‌پذیری حین انجام مانور و پس از آن به وضوح وجود اثرات انعطاف‌پذیری و همچنین ضعف‌های کنترلهای رایج در تأمین دقت و خطاهای موجود در مدل‌سازی می‌تواند منجر به کاهش عملکرد سیستم کنترلی و عدم توانایی آن در انجام مانورهای چابک هم‌زمان با کاهش ارتعاشات باشد.



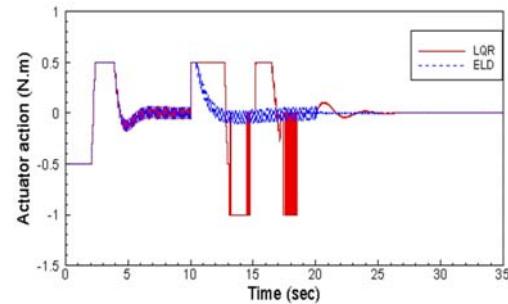
تصویربرداری و غیره) از قابلیت دقت عملگرهای چون چرخ عکس‌العملی یا ژایروهای کنترل ممان استفاده می‌شود.



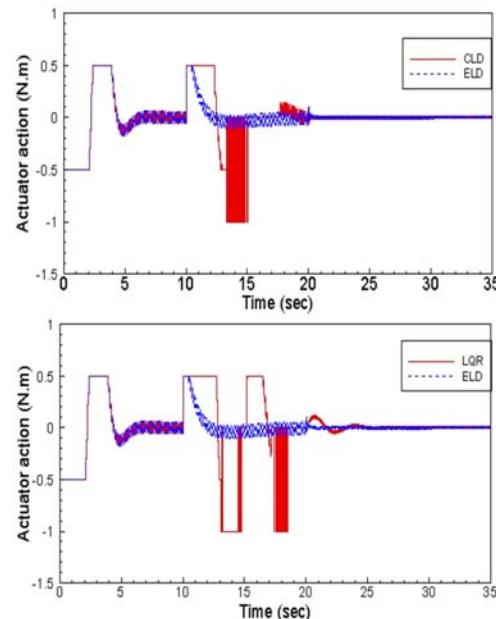
شکل ۶- پاسخ زمانی جابجایی پنل بدون کنترل فعل ارتعاشات

در مانور اول تراسترهای تا ۴ ثانیه اول فعل می‌باشند و از ثانیه ۱۴ام تا ثانیه ۱۰ام چرخ عکس‌العملی فعل می‌باشد. در مانور دوم برای قانون کنترلی توسعه یافته مبتنی بر روش لیاپانوف فرصت چندانی برای تراسترهای جهت اعمال فرامین ناییوسته کنترلی وجود نداشته است (انرژی سیستم به واسطه به کارگیری این الگوریتم در محدهوده پایینی حفظ شده که منجر به سوئیچ زود هنگام از تراسترهای به چرخ عکس‌العملی شده است)، به طوری که از ثانیه ۱۱ام بر روی عملگر چرخ عکس‌العملی سوئیچ شده است. این پدیده باعث منحنی مسطح‌تر وضعیت و عدم تحریک ارتعاشات سازه‌ای شده است. در حالی که برای قانون CLD در مانور دوم تراسترهای تا ثانیه ۱۵ام فعل بوده و برای قانون LQR تا ثانیه ۱۹ام اعمال گشتاور کرده‌اند. بنابراین، آتجه از ساختار الگوریتم‌های کنترلی CLD و LQR نسبت به ELD مشهود است، زمان سوئیچ بر روی عملگر چرخ عکس‌العملی دیرتر و پس از اعمال گشتاورهای متعدد تراسترهای صورت پذیرفته است که انتظار تحریک بیش از حد مودهای انعطاف‌پذیر نیز دور از ذهن نیست.

به‌منظور کاهش ارتعاشات قبل و بعد از مانور، تکنیک کنترل فعل ارتعاشات (فیدبک نرخ کرنش) با استفاده از نصب وصله‌های پیزوالکتریک در تعامل با کنترلر وضعیت پیاده‌سازی شده است. قابلیت پیزوالکتریک‌ها در دو حالت درنظر گرفته شده است. یکی

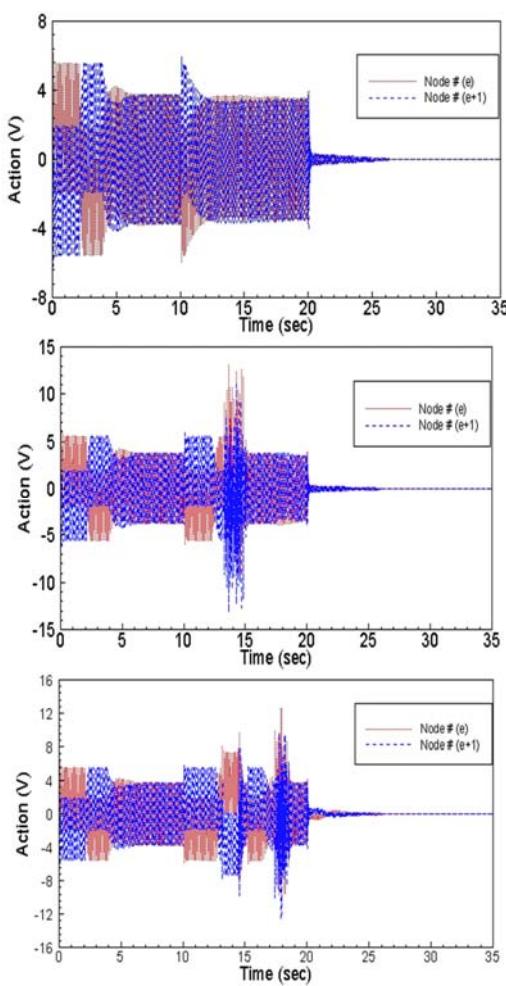


شکل ۴- پاسخ زمانی خروجی عملگرهای وضعیت متأثر از کنترل فعل ارتعاشات



شکل ۵- پاسخ زمانی خروجی عملگرهای وضعیت بدون اثر وصله‌های پیزوالکتریک

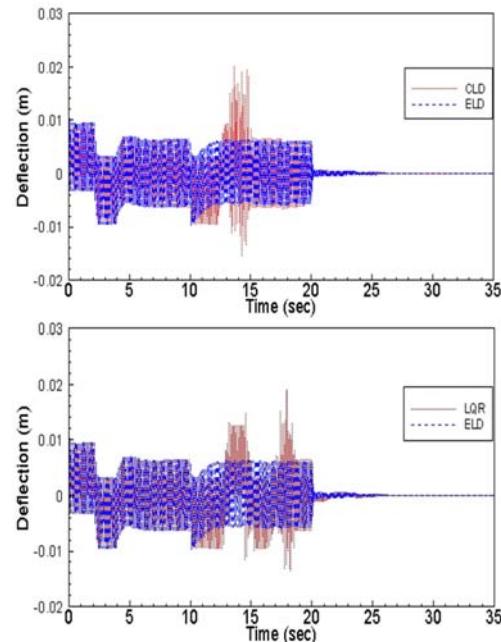
اثرات روش و خاموش‌شدن تراسترهای مودهای فرکانس بالای ارتعاشی سیستم ناشی از انعطاف‌پذیری سازه‌ای را تحریک کرده و منجر به ارتعاشات اضافی در پنل‌ها می‌شود. نحوه عملکرد و مکانیزم خاموش و روشن شدن تراسترهای عملگرهای دیگر فضایپیما مانند چرخ عکس‌العملی به این صورت انتخاب شده است که در ابتدای مانور تا زمانی که خطای سیستم (انرژی‌های سیستم) به یک مقدار از پیش تعریف شده‌ای نرسیده باشد، عملگرهای تراستر کار کرده و زمانی که خطای سیستم کاهش پیدا کرده و مانور به انتهای مقادیر مطلوب خود نزدیک می‌شود (زمانی که انرژی سیستم به آستانه تعریف شده رسیده باشد)، تراسترهای خاموش شده و بقیه مسیر به عهده چرخ عکس‌العملی می‌باشد. با انتخاب این مکانیزم، از مزیت واکنش سریع عملگرهای تراستر در ابتدای مسیر که نیاز به دقت بالا نمی‌باشد، استفاده کرده و در انتهای مسیر برای مأموریت‌های با دقت بالا (هدف‌گیری)



شکل ۸- ولتاژ خروجی حسگرهای پیزوالکترویک به ترتیب برای CLD، ELD و LQR

ولتاژ تولید شده توسط عملگرهای پیزوالکترویک نیز برای سه مدل کنترل وضعیت در شکل (۸) نشان داده شده است. اثر ارتعاشات اضافی و تعامل سیستم کنترل ارتعاشات با کنترل مانور در تمام این شکل‌ها قابل ملاحظه است. همان‌طور که می‌توان در این نمودارها مشاهده کرد، زمانی که ترااسترها گشتاورهای ناپیوسته کنترلی را به سیستم وارد می‌کنند، حسگرهای پیزوالکترویک مقدار کرنش‌های بیشتری را اندازه‌گیری کرده و به تبع آن نیازمند ولتاژ بیشتری برای کاهش ارتعاشات حین عملکرد ترااسترها هستند. در حالی که از ثانیه ۲۰ به بعد (ایجاد شرایط مانور مطلوب)، نرخ کرنش اندازه‌گیری شده به طور چشمگیری کاهش یافته است. استفاده از رویکرد کنترل همزمان ارتعاشات و مانور برای کنترلرهایی که ساختار آنها به واسطه مدل‌سازی دقیق‌تر دینامیک اصلاح شده است، می‌تواند طراحان را برای تولید سیستم‌های پیشرفته با مأموریت‌های دقیق یاری نماید.

شرایطی که کنترلر وضعیت و ولتاژ پیزوالکترویک‌ها بر روی مدل دینامیکی اعمال شده‌اند و دیگری شرایطی که سیستم کنترل فعال ارتعاشات غیرفعال شده و فقط کنترلر وضعیت عمل می‌کند. در این مقاله عملگرهای هشتم‌مند پیزوالکترویک با چیدمانی منظم بر روی هر پنل نقش یک سیستم کنترلی بازی می‌کنند. شکل‌های (۶) و (۷) جابجایی انتهایی پنل‌های انعطاف‌پذیر را برای کنترلرهای وضعیت به ترتیب با و بدون اعمال کنترل فعال ارتعاشات نمایش می‌دهد.



شکل ۷- پاسخ زمانی جابجایی پنل با کنترل فعال ارتعاشات

همان‌طور که پیشتر اشاره شد، استفاده از عملگرهای ترااستر می‌تواند مودهای فرکانس بالای سیستم را تحریک کرده و به سیستم ارتعاشات ناخواسته تحمیل کند. به طوری که در شکل‌های (۶) و (۷) درست زمانیکه ترااسترها فرامین ناپیوسته را تولید کرده‌اند، ارتعاشات به بیشترین مقدار خود رسیده است (افزایش دامنه نوسانات ثانیه ۱۰ تا ۱۵ کنترل CLD و ثانیه ۱۰ تا ۱۹ کنترل LQR). در این بازه زمانی، وصله‌های پیزوالکترویک نقش چندانی در کاهش ارتعاشات تحمیلی به سیستم نداشته‌اند که آن هم به واسطه محدودیت در گشتاورهای تولیدی این سازه‌های هوشمند است. اما به واسطه حذف اغتشاشات خارجی و خاموش شدن ترااسترها، وصله‌های پیزوالکترویک به خوبی از پس ارتعاشات باقی‌مانده در سیستم برآمده‌اند.

- spacecraft," *IET Control Theory & Applications*, vol. 13, pp. 1121-1128, 2019.
- [7] L. Liu, D. Cao, and J. Wei, "Rigid-flexible coupling dynamic modeling and vibration control for flexible spacecraft based on its global analytical modes," *Science China Tech. Sciences*, vol. 62, pp. 608-618, 2019.
- [8] M. S. De Queiroz, D. M. Dawson, S. P. Nagarkatti, and F. Zhang, *Lyapunov-based control of mechanical systems*: Springer Science & Business Media, 2012.
- [9] S. S. Ge, T. H. Lee, and G. Zhu, "Genetic algorithm tuning of Lyapunov-based controllers: An application to a single-link flexible robot system," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 43, pp. 567-574, 1996.
- [10] C. Zhong, Z. Chen, and Y. Guo, "Attitude control for flexible spacecraft with disturbance rejection," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, pp. 101-110, 2017.
- [11] A. M. Lyapunov, "The general problem of the stability of motion," *Int. j. of control*, vol. 55, pp. 531-534, 1992.
- [12] R. Pérez-Alcocer and J. Moreno-Valenzuela, "A novel Lyapunov-based trajectory tracking controller for a quadrotor: Experimental analysis by using two motion tasks," *Mechatronics*, vol. 61, pp. 58-68, 2019.
- [13] M. Bujarbarua and S. Sukumar, "Lyapunov based attitude constrained control of a spacecraft," *Advances in the Astronautical Sci. Astrodynamics*, vol. 156, pp. 1399-1407, 2016.
- [14] G. Mattei, P. Di Giambardino, S. Monaco, and D. Normand-Cyrot, "Lyapunov based attitude stabilization of an underactuated spacecraft with flexibilities," *2nd IAA-AAS-DyCoSS-Roma*, pp. 14-07, 2014.
- [15] Z. Chen, B. L. Cong, and X. D. Liu, "A robust attitude control strategy with guaranteed transient performance via modified Lyapunov-based control and integral sliding mode control," *Nonlinear Dynamics*, vol. 78, pp. 2205-2218, 2014.
- [16] A. Abdessameud and A. Tayebi, "Attitude synchronization of a spacecraft formation without velocity measurement," in *2008 47th IEEE Conf. on Decision and Control*, 2008, pp. 3719-3724.
- [17] A. R. Mehrabian, S. Tafazoli, and K. Khorasani, "Coordinated attitude control of spacecraft formation without angular velocity feedback :a decentralized approach," in *AIAA Guidance, Navigation, and Con. Conf.*, 2009, p. 6289.
- [18] D. Ye and Z. Sun, "Variable structure tracking control for flexible spacecraft," *Aircraft Eng. and Aero. Tech.: An Int. J.*, vol. 88, pp. 508-514, 2016.
- [19] Q. Hu, P. Shi, and H. Gao, "Adaptive variable structure and commanding shaped vibration control of flexible spacecraft," *J. of Guidance, Control, and Dyn.*, vol. 30, pp. 804-815, 2007.
- [20] B.-H. Lee, B.-U. Lee, H.-S. Oh, S.-H. Lee, and S.-W. Rhee, "Time optimal attitude maneuver strategies for the agile spacecraft with reaction wheels and thrusters," *J. of mechanical science and Tech.*, vol. 19, pp. 1695-1705, 2005.
- [21] C. Hall, P. Tsiotras, and H. Shen", Tracking rigid body motion using thrusters and momentum wheels," in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conf. and Exhibit*, 1998, p. 4471.

نتیجه‌گیری

این مقاله به توصیف و طراحی کنترل همزنان وضعیت و ارتعاشات فضایی‌مای انعطاف‌پذیر پرداخته است. خروجی کنترل فیدبک حالت برای مانور فضایی‌مای انعطاف‌پذیر با استفاده از تئوری پایداری لیپاونوف با لحاظ تمام انرژی‌های سیستم (شامل دینامیک وصله‌های پیزوالکتریک، چرخ عکس‌العملی و اثر انرژی یک فنر پیچشی) و الگوریتم فیدبک نرخ کرنش به کار گرفته شد. نشان داده است که با استفاده از الگوریتم کنترل فعل ارتعاشات با بکارگیری وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک، اثرات ارتعاشات باقی‌مانده پس از انجام مانور و ضربات ناپیوسته تراستها از بین می‌رود. همچنین، خروجی کنترل با درنظر گرفتن محدودیت‌های عملگرهای کنترلی (تراستهای یک و نیم نیوتونی) با ساختار هیرید و یک مکانیزم سوئیچینگ مبتنی بر انرژی کل سیستم برای دو مأموریت کنترل مانور نمایش داده شده است. پیاده‌سازی الگوریتم‌های ذکر شده بر اساس دو مانور با زاویه بزرگ در حضور انعطاف‌پذیری سازه‌ای و سوئیچینگ عملگرها با هدف کاهش اثرات انعطاف‌پذیری در فازهای نهایی و افزایش دقت مانور نشان‌دهنده مزیت رویکرد پیشنهادی و کنترل طراحی شده نسبت به نمونه الگوریتم‌های پیشین و کنترلهای مستقل از مدل دینامیکی می‌باشد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Navabi, M. Tavana, and H. Mirzaei, "Attitude control of spacecraft by state dependent riccati equation and power series expansion of riccati methods," *Space Science and Tech.*, vol. 7, pp. 39-49, 2015.
- [2] Y.-T. Xu, A.-G. Wu, Q.-H. Zhu, and R.-Q. Dong, "Observer-Based Sliding Mode Control for Flexible Spacecraft With External Disturbance," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 32477-32484, 2020.
- [3] C. Wei, Y. Liao, W. Xi, Z. Yin, and J. Luo, "Event-driven adaptive fault-tolerant tracking control for uncertain mechanical systems with application to flexible spacecraft," *J. of Vibration and Control*, p. 1077546320902562, 2020.
- [4] Y. Liu, Y. Fu, W. He, and Q. Hui, "Modeling and observer-based vibration control of a flexible spacecraft with external disturbances," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 66, pp. 8648-8658, 2018.
- [5] H. Sun, L. Hou, G. Zong, and L. Guo, "Composite anti-disturbance attitude and vibration control for flexible spacecraft," *IET Control Theory & Applications*, vol. 11 ,pp. 2383-2390, 2017.
- [6] W. Zhu, Q. Zong, and B. Tian, "Adaptive tracking and command shaped vibration control of flexible

- [33] S. M. Newman, "Active damping control of a flexible space structure using piezoelectric sensors and actuators," Naval Postgraduate School Monterey CA1992.
- [34] R. Weldegiorgis, P. Krishna, and K. Gangadharan, "Vibration control of smart cantilever beam using strain rate feedback," *Procedia Materials Science*, vol. 5, pp. 113-122, 2014.
- [35] A. Meitzler, H. Tiersten, A. Warner, D. Berlincourt, G. Couquin, and F. Welsh III, "IEEE standard on piezoelectricity," ed: Society, 1988.
- [36] E. Lu, W. Li, X. Yang, M. Fan, and Y. Liu, "Modelling and composite control of single flexible manipulators with piezoelectric actuators," *Shock and Vibration*, vol. 2016, 2016.
- [37] R. Dubay, M. Hassan, C. Li, and M. Charest, "Finite element based model predictive control for active vibration suppression of a one-link flexible manipulator," *Isa Transactions*, vol. 53, pp. 1609-1619, 2014.,
- [38] Q. Hu, "Sliding mode maneuvering control and active vibration damping of three-axis stabilized flexible spacecraft with actuator dynamics," *Nonlinear Dynamics*, vol. 52, pp. 227-248, 2008.
- [39] J. L. Junkins, Z. Rahman, and H. Bang" ,Near-minimum-time control of distributed parameter systems-Analytical and experimental results," *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 14, pp. 406-415, 1991.
- [40] J. Wang, Y. Pi, Y. Hu, Z. Zhu, and L. Zeng, "Adaptive simultaneous motion and vibration control for a multi flexible-link mechanism with uncertain general harmonic disturbance," *J. of Sound and Vibration*, vol. 408, pp. 60-72, 2017.
- [41] B. Bandyopadhyay and T. Manjunath, "Fault tolerant control of flexible smart structures using robust decentralized fast output sampling feedback technique," *Asian J. of Control*, vol. 9, pp. 268-291, 2007.
- [42] M. Pasand, A. Hassani, and M. Ghorbani, "A study of spacecraft reaction thruster configurations for attitude control system," *IEEE Aero. & Electronic Sys. Mag.*, vol. 32, pp. 22-39, 2017.
- [22] S. Zhaowei, G. Yunhai, X. Guodong, and H. Ping, "The combined control algorithm for large-angle maneuver of HITSAT-1 small satellite," *Acta Astronautica*, vol. 54, pp. 463-469, 2004.
- [23] V. J. Lappas, "A control moment gyro (CMG) based attitude control system (ACS) for agile small satellites," University of Surrey, 2002.
- [24] M. Navabi and H. Rangraz, "Comparing optimum operation of Pulse Width-Pulse Frequency and Pseudo-Rate modulators in spacecraft attitude control subsystem employing thruster," in *2013 6th International Conference on Recent Advances in Space Tech. (RAST)*, 2013, pp. 625-630.
- [25] V.Bohlouri, M. Ebrahimi, and S. H. J. Naini, "Robust optimization of satellite attitude control system with on-off thruster under uncertainty," in *2017 Int. Conference on Mechanical, System and Control Eng. (ICMSE)*, 2017, pp. 328-332.
- [26] M .J. Sidi, *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach* vol. 7: Cambridge university press, 1997.
- [27] A. Mazinan, M. Pasand, and B. Soltani, "Full quaternion based finite-time cascade attitude control approach via pulse modulation synthesis for a spacecraft," *ISA transactions*, vol. 58, pp. 567-585, 2015.
- [28] G. Song and B. N. Agrawal, "Vibration suppression of flexible spacecraft during attitude control," *Acta Astro.*, vol. 49, pp. 73-83, 2001.
- [29] V. Lappas and B. Wie, "Robust control moment gyroscope steering logic with gimbal angle constraints," *J. of Guidance, control, and dynamics*, vol. 32, pp. 1662-1666, 2009.
- [30] J. Wang and D. Li, "Experiments study on attitude coupling control method for flexible spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 147, pp. 393-402, 2018.
- [31] Q. Yuan, Y. Liu, and N. Qi, "Active vibration suppression for maneuvering spacecraft with high flexible appendages," *Acta Astronautica*, vol. 139, pp. 512-520, 2017.
- [32] P. Shivashankar and S. Gopalakrishnan, "Review on the use of piezoelectric materials for active vibration, noise, and flow control," *Smart Materials and Str.*, vol. 29, p. 053001, 2020.

COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/)

