

(علمی-پژوهشی)

# کنترل ارتعاشات پنل‌های فضاپیمای انعطاف‌پذیر با لحاظ دینامیک عملگر در مانور وضعیت

میلاذ عظیمی<sup>۱\*</sup> و صمد مرادی<sup>۲\*\*</sup>

۱- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱  
۲- دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران شمال، دانشکده فنی و مهندسی، تهران، ایران

\* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

azimi.m@ari.ac.ir

\*\* مربی

این مقاله به طراحی قانون کنترلی برای مانور وضعیت و کاهش ارتعاشات باقی‌مانده یک فضاپیمای انعطاف‌پذیر مجهز به تراستر/چرخ عکس‌العملی و وصله‌های پیزوالکتریک پرداخته است. تئوری توسعه یافته مبتنی بر طراحی تابع لیاپانوف با لحاظ دینامیک چرخ عکس‌العملی برای کنترل مانور و حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک و استفاده از کنترلر فیدبک نرخ کرنش برای ارتعاشات باقی‌مانده پس از فاز دستیابی به زاویه مطلوب ارائه شده است. معادلات حرکت سیستم با لحاظ دینامیک غیرخطی و کاملاً کوپل جسم صلب-انعطاف‌پذیر فضاپیمای در مانور تک-محوره با پیاده‌سازی روش موده‌های فرضی و اصل همیتون استخراج شده است. پایداری کلی سیستم صلب-انعطاف‌پذیر شامل انرژی‌های هاب صلب، پنل‌های انعطاف‌پذیر، وصله‌های پیزوالکتریک، چرخ عکس‌العملی و یک فنر پیچشی با به‌کارگیری ورودی‌های پیوسته (چرخ عکس‌العملی) و ناپیوسته کنترلی (تراستر با بکارگیری مدولاسیون پهنا-پالس/فرکانس-پالس) اثبات و ارتعاشات باقی‌مانده به حداقل رسیده است. عملکرد سیستم کنترل توسعه یافته پیشنهادی در مقایسه با نمونه رایج آن و رویکرد کنترلی جانمایی قطب‌ها بررسی شده است. شبیه‌سازی‌های انجام شده برای یک مانور با زاویه بزرگ و کاهش قابل ملاحظه ارتعاشات ناشی از تحریک پنل‌های انعطاف‌پذیر بیانگر مزیت و کارایی روش پیشنهادی می‌باشد.

**واژه‌های کلیدی:** کنترل ارتعاشات، دینامیک عملگر، فضاپیمای انعطاف‌پذیر، کنترلر توسعه یافته لیاپانوف، وصله‌های پیزوالکتریک

## Vibration Suppression of a Maneuvering Flexible Spacecraft with Actuator Dynamic

This paper presents a study concerning active vibration control of a smart, flexible spacecraft during attitude maneuver using thrusters/ a reaction wheel and piezoelectric patches. The large-angle maneuver and residual vibration of the spacecraft are controlled utilizing an extended Lyapunov-based design (ELD) and strain rate feedback (SRF) theory. The single-axis fully coupled rigid-flexible dynamic of the system is derived applying a Lagrangian approach and Assumed Mode Method (AMM). The system's overall stability, including energetic terms covering a hub, two flexible appendages, PZT sensor/actuator, RW dynamics, and torsional spring, has been proved, and the control law has been derived accordingly. A pulse-width pulse-frequency (PWWF) 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. The performance of the proposed extended controller is compared to the conventional Lyapunov and pole placement control algorithms. The numerical results for simultaneously large angle attitude and vibration control of a flexible spacecraft through a comparative study verify the merits of the proposed approach.

**Keywords:** Thrusters, Vibration Control, Flexible Spacecraft, Lyapunov Controller, Piezoelectric Patches

M. Azimi<sup>1\*</sup> and S. Moradi<sup>2\*\*</sup>

1- Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN  
2- Department of Engineering, Islamic Azad University, North Tehran Branch, Tehran, IRAN

\* Assistant Professor (Corresponding Author); Email:

azimi.m@ari.ac.i

\*\* Educator

## ۱- مقدمه

یکی از مسائل مطرح در طراحی کنترلرهای ردگیری مانور وضعیت فضاییماها، مصالحه میان گشتاورهای کنترلی و دینامیک وضعیت آنهاست. وجود نامعینی‌ها در مدلسازی دینامیک این سامانه‌ها می‌تواند پارامترهایی مانند دقت، چابکی و پایداری آنها را به شدت متأثر از خود سازد. یکی از منابع تولید دینامیک‌های ناشناخته (که به عنوان یکی از پارامترهای نامعین در دینامیک فضاییماها به حساب می‌آید)، سازه‌های سبک مانند پنل‌های خورشیدی، آنتن‌ها و خرپاهای فضایی می‌باشند. گسترش و باز شدن این سازه‌ها منجر به انعطاف‌پذیر شدن فضاییماها در مانورهای وضعیت خواهد شد. نیاز به مانورهای سریع و بدون ارتعاشات سازه‌ای در فضاییماها (قبل یا بعد از مانور و همچنین تثبیت وضعیت)، یکی از مهمترین و اصلی‌ترین اهداف در مأموریت‌های فضایی به شمار می‌رود [۳-۱].

استفاده از لینک‌ها و وصله‌های انعطاف‌پذیر در مقایسه با سازه‌های صلب، پیچیدگی‌های دینامیکی را تعریف می‌کند که در نتیجه رویکردهای کنترلی و الگوریتم‌های آن می‌بایست متناسب با این سیستم‌ها مجدداً بازنویسی و فرمول‌بندی شوند. در حقیقت استفاده از سازه‌های انعطاف‌پذیر نه تنها باعث تحمیل پارامترهای دینامیکی اضافه به سیستم می‌شوند بلکه مجموعه را نیازمند پایدارسازی ارتعاشات تحمیل شده به واسطه این دینامیک و میرا کردن آن با سرعت هرچه تمام‌تر می‌سازد [۵-۴]. گام نخست در طراحی سیستم کنترلی ارائه مدل دینامیکی مناسب برای این سازه‌ها و وصله‌های انعطاف‌پذیر می‌باشد [۷-۶]. طراحی کنترلر مبتنی بر مدل دینامیکی برای حفظ قوام در مقابل نامعینی‌های سیستم توسط چانگ و وو ارائه شد [۸]. چن و سانگ<sup>۲</sup> کنترل مقاومی را برای ردیابی وضعیت فضاییما با استفاده از کنترلر مود لغزشی با لحاظ اشباع ورودی کنترلر هیبرید ساختار متغیر/لیاپانوف پیاده‌سازی کردند [۹]. یوان<sup>۳</sup> و همکاران به توسعه کنترلر مقاومی مبتنی بر کنترلر مود لغزشی و سیستم دینامیک معکوس پرداختند [۱۰].

از جمله کنترلرهای مطرح مدل-وابسته برای کنترل مانور و ارتعاشات سازه‌های با دینامیک کوپل صلب-انعطاف‌پذیر، کنترلرهای مبتنی بر روش لیاپانوف می‌باشد [۱۲-۱۱]. انتخاب تابع لیاپانوف می‌تواند به طور همزمان با طراحی کنترلر برای سیستم دینامیکی صورت پذیرد که منجر به پایداری سیستم حلقه بسته شود [۱۴-۱۳]. طراحی کنترلر مبتنی بر انتخاب تابع لیاپانوف به دسته کنترلرهایی که

تمام حالات سیستم را فیدبک می‌کنند، تعلق دارد. به‌طوریکه یک تابع مثبت معین که براساس معیارهای عملکردی سیستم در نظر گرفته شده است باید به گونه‌ای انتخاب شود تا مشتق مرتبه اول این تابع منفی معین شود (نرخ انرژی کاهش یابد). الگوریتم‌های کنترلی مبتنی بر این روش عموماً نسبت به خطاهای مدلسازی، نامعینی‌های ماتریس ممان اینرسی، خطاهای اندازه‌گیری حسگرها، باز شدن وصله‌های انعطاف‌پذیر و انواع اغتشاشات خارجی مقاوم هستند. یکی از محدودیت‌ها و چالش‌های این روش، نبود یک روش یکتا برای انتخاب تابع لیاپانوف می‌باشد. عبدالصمد و طیبی<sup>۴</sup> با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف به طراحی مانور آرایشی فضاییماها پرداختند. در الگوریتم طراحی شده نیازی به سرعت‌های زاویه‌ای مطلق و نسبی فضاییماها نمی‌باشد [۱۵]. محرابیان<sup>۵</sup> و همکارانش به معرفی قانون کنترلی غیر متمرکز مبتنی بر روش لیاپانوف برای هدایت وضعیت فضاییماها در پروازهای آرایشی پرداختند [۱۶]. 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 کنترلر از توابع سوئیچ کننده 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 و یا سیستم‌هایی که مدل دینامیکی ضعیفی دارند می‌باشد [۱۸-۱۷].

استفاده از تراسترها در مأموریت‌های کنترل وضعیت با دقت بالا به واسطه طبیعت ناپیوسته و نوسانی خروجی آنها دارای چالش‌های بسیاری می‌باشد. اما باید به این نکته اشاره داشت که استفاده از این عملگرها در مقایسه با عملگرهای تولید مومنتوم‌های زاویه‌ای مانند چرخ‌های عکس‌العملی، ژایروهای کنترل ممان و غیره دارای مزیت سرعت بالاتر در دستیابی به موقعیت مطلوب می‌باشد. طراحی سیستم کنترلی با استفاده از عملگرهای تراستر با بکارگیری مدولاسیون پهنا-پالس/فرکانس-پالس<sup>۶</sup> و لحاظ یک تابع علامت در قانون فیدبک کنترلی برای مانور وضعیت فضاییما طراحی شد [۱۹]. سانگ و آگراوال<sup>۷</sup> به کنترل ارتعاشات فضاییما انعطاف‌پذیر با استفاده از عملگرهای تراستر و مدولاتور PWPF و وصله‌های پیزوالکتریک به صورت آزمایشگاهی پرداختند [۲۰]. از طرف دیگر، چرخ‌های عکس‌العملی به عنوان رایج‌ترین عملگرهای کنترل مانور فضاییماها به واسطه ساختار ساده‌شان مورد استفاده

1. Chang and Wu
2. Chen and Song
3. Yuan
4. Abdessameud and Tayebi
5. Mehrabian
6. Pulse-width Pulse-frequency (PWPF)
7. Song and Agrawal

پانل‌های انعطاف‌پذیر چین و پس از مانور وضعیت (ارتعاشات باقی-مانده) به کار برده شده است. انتخاب فرم توسعه یافته الگوریتم کنترل وضعیت و اثبات پایداری کلی سیستم (کوپل صلب-انعطاف‌پذیر) از جمله نوآوری‌های این مقاله به شمار می‌رود.

ساختار مقاله به این قرار می‌باشد که در بخش دوم مدل دینامیک فضایی انعطاف‌پذیر با مواد پیزوالکتریک جانمایی شده بر روی آن (استفاده از ویژگی خاص معادلات حرکت سیستم)، توصیف شده است. کنترل وضعیت بر پایه تئوری‌های توسعه یافته و رایج پایداری لیاپانوف و روش جانمایی قطب‌ها و کنترل فعال ارتعاشات مبتنی بر الگوریتم فیدبک نرخ کرنش در بخش سوم طراحی شده است. بخش چهارم به ارائه شبیه‌سازی-های عددی و مقایسه نتایج می‌پردازد و نهایتاً مقاله با ارائه نتیجه-گیری به اتمام رسیده است.

## ۲- مدلسازی ریاضی

برای مدلسازی فضایی انعطاف‌پذیر در مانور وضعیت مجهز به وصله‌های پیزوالکتریک، از معادلات بقاء سه-بعدی حاکم بر پیزوالکتریک‌ها (استاندارد IEEE) به صورت زیر استفاده می‌شود:

$$\begin{bmatrix} D_i \\ S_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_i^T & d_{ij}^1 & d_{ij}^2 \\ d_{ij}^{1T} & S_{ij}^{E1} & 0 \\ d_{ij}^{2T} & 0 & S_{ij}^{E2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_i \\ \sigma_j \end{bmatrix}, \quad (1)$$

که در آن،  $D_i$  ( $i=1,2,3$ ) جابجایی در راستای محور  $i$ ام،  $E_i$  ( $i=1,2,3$ ) چگالی میدان الکتریکی اعمال شده،  $S_i$  ( $i=1,\dots,6$ ) کرنش،  $\sigma_i$  ( $i=1,\dots,6$ ) تنش،  $\varepsilon_i^T$  ( $i=1,2,3$ ) و  $S_{ij}^{Ek}$  ( $i=1,5, j=1,2,3,5, k=1,2$ ) ثابت الکترونیک،  $d_{ij}^k$  ( $i=1,3, j=1,3,5, k=1,2$ ) مرتب‌بندی بیانگر ثابت دی‌الکتریک، ثابت الاستیک و ثابت پیزوالکتریک می‌باشند که سه پارامتر آخر از شرکت سازنده پیزوالکتریک‌ها استخراج می‌شوند. براساس تئوری تیر اویلر-برنولی شرایط کرنشی زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\varepsilon_x = -y \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}, \varepsilon_y = \varepsilon_z = \gamma_{xy} = \gamma_{yx} = 0 \quad (2)$$

از معادله فوق می‌توان مشاهده کرد که معادله (۱) به معادله یک بعدی بقاء مواد پیزوالکتریک تبدیل می‌شود و داریم:

$$\begin{Bmatrix} D_3 \\ S_1 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_3^T & d_{31} \\ d_{31} & S_{11}^E \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} E_3 \\ \sigma_1 \end{Bmatrix} \quad (3)$$

با استفاده از  $S_{ij}^E = E_p^{-1}$ ، معادله (۳) را می‌توان به صورت زیر بازنویسی کرد:

فراوانی، به ویژه برای مانورهای دقیق به دلیل تولید سیگنال‌های کنترلی صاف و پیوسته و کمترین گشتاورهای مزاحم در هر سه محور دورانی قرار گرفته‌اند [۲۱-۲۲].

همانطور که اشاره شد، کاهش ارتعاشات میبختی چالش برانگیز برای طراحان فضاییماها می‌باشد. یک روش مناسب، استفاده از مواد پیزوالکتریک به عنوان عملگر می‌باشد. این مواد دارای مزیت‌های سفتی بالا، سبکی وزن، مصرف توان پایین و سهولت به کارگیری می‌باشند. 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 محدودیت-های ولتاژی و ابعادی می‌باشند [۲۳].

روش‌های کنترل فعال را می‌توان برای میرا کردن ارتعاشات نامطلوب سازه‌ای به کار برد. مطالعه جامعی در کنترل فیدبک نرخ کرنش و فیدبک موقعیت مثبت برای کاهش ارتعاشات فعال سازه‌های فضایی انعطاف‌پذیر توسط نیومن<sup>۸</sup> صورت پذیرفته است [۲۴]. در این قانون کنترلی، مختصات سرعت سازه به جبران‌کننده فیدبک شده و در یک ضریب بهره منفی ضرب شده و نهایتاً به سازه ارسال می‌شود. مشکل اصلی در فیدبک مستقیم سرعت، محدودیت دینامیک عملگرها و سیگنال‌های ورودی با فرکانس بالا می‌باشد 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 سایر روش‌ها بوده و می‌تواند شرایط پایداری را برای بیش از یک مود در یک پهنا باند مشخص ایجاد کند [۲۵].

در این مقاله با بکارگیری قانون کنترلی مبتنی بر تئوری لیاپانوف توسعه یافته که نسبت به نمونه رایج آن شامل دینامیک چرخ عکس‌العملی، وصله‌های پیزوالکتریک و انرژی یک فنر پیچشی (در قالب یک تابع شبه انرژی برای کمینه شدن تابع لیاپانوف پیشنهادی و تولید حالت هدف نهایی) در ساختار آن است. روش بکارگرفته شده از تئوری لیاپانوف نسبت به نمونه رایج و الگوریتم جانمایی قطب‌ها مقایسه شده و مزیت کنترلر پیشنهادی نمایش داده شده است. طراحی کنترلر مانور (تابع توسعه یافته لیاپانوف) به گونه‌ای صورت پذیرفته است که دستیابی به موقعیت نهایی به طور همزمان با کاهش انرژی بخش‌های انعطاف‌پذیر فضاییما صورت پذیرد (کمترین تحریک موده‌های فرکانس بالای سیستم). در انتها برای افزایش دقت مأموریت مانور سکون به سکون<sup>۹</sup> در مود هدف‌گیری، از الگوریتم فیدبک نرخ کرنش و وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک استفاده شده است. قابل ذکر است که کنترل فعال ارتعاشات به صورت همزمان با کنترل وضعیت برای کاهش ارتعاشات

8. Newman  
9. Rest-to-Rest

$$T_b = \frac{1}{2}(J_h - J_a)\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}J_a(\dot{\theta} + \omega_a)^2 + \int_a^{a+L_b} \rho_b v^2 dx, \quad (7)$$

$${}^j T_P = \frac{1}{2} \int_x^{x+L_P} {}^j \rho_P v^2 dx,$$

که  $J_h$  ممان اینرسی هاب،  $\omega_a$  ممان اینرسی چرخ عکس‌العملی،  $J_a$  سرعت زاویه‌ای چرخ،  $\rho_b$  جرم بر واحد طول پانل،  ${}^j \rho_P$  جرم بر واحد طول زامین وصله پیزوالکتریک،  $x$  نقطه شروع مختصات پیزوالکتریک‌ها می‌باشد. انرژی پتانسیل سازه انعطاف‌پذیر شامل جفت حسگر/عملگرها نیز به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$U = U_b + \sum_{j=1}^{n_j} {}^j U_P, \quad (8)$$

که در آن،  $U_b^i$  و  ${}^j U_P^i$  انرژی پتانسیل سازه اصلی و حسگرها و عملگرها بوده و به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$U_b = \int_a^{a+L_b} E_b I_b \left( \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial x^2} \right)^2 dx, \quad (9)$$

$${}^j U_P = \frac{1}{2} {}^j E_P \left( {}^j \varpi_P {}^j h_P \right) \left( {}^j y^2 + {}^j y {}^j h_P + \frac{{}^j h_P^2}{3} \right)$$

$$\int_x^{x+L_{Pi}} \left( \frac{\partial^2 w(x,t)}{\partial x^2} \right)^2 dx.$$

در این روابط،  $E_b$  مدول الاستیسیته،  $I_b$  ممان اینرسی سازه انعطاف‌پذیر،  ${}^j y$  نقطه شروع مختصات پیزوالکتریک‌ها از محور خنثی تیر،  ${}^j \varpi_P$  بیانگر عرض لایه پیزوالکتریک و  ${}^j h_P$  ضخامت هر یک از لایه‌های پیزوالکتریک بر روی پانل می‌باشد. کار مجازی صورت گرفته توسط گشتاورهای خارجی  $\tau_a$  و پیروها به واسطه رابطه زیر بیان می‌شود:

$$W_{nc} = \frac{1}{2} \{\eta\}^T [\tilde{\mathbf{C}}] \{\eta\} - \{\mathbf{q}\}^T [\mathbf{R}] \{\eta\} + \tau_a \theta, \quad (10)$$

که در آن،

$$[\mathbf{R}] = \left[ \left\{ {}^1 \mathfrak{R}_P \right\} \left\{ {}^2 \mathfrak{R}_P \right\} \dots \left\{ {}^{n_j} \mathfrak{R}_P \right\} \right],$$

$$[\tilde{\mathbf{C}}] = \text{diag} \left( {}^j \xi_P \right),$$

$${}^j \eta_P = \sum_{j=1}^{n_j} {}^j E_P \times {}^j h_P,$$

$$\eta = \left[ {}^1 \eta_P \quad {}^2 \eta_P \quad \dots \quad {}^{n_j} \eta_P \right]^T, \quad (11)$$

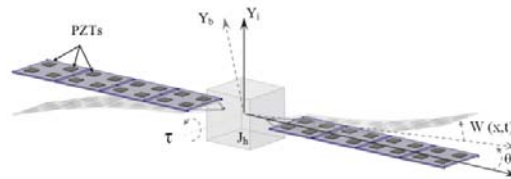
$$\mathfrak{R}_P = \sum_{j=1}^{n_j} {}^j d_{31} {}^j E_P {}^j \varpi_P \left( {}^j y + \frac{{}^j h_P}{2} \right) \int_x^{x+L_P} \{\psi''(x)\}^T dx,$$

$${}^j \xi_P = \sum_{j=1}^{n_j} \frac{{}^j \varpi_P L_{Pi}}{{}^j h_P} \left( {}^j \varepsilon_3^T - {}^j d_{31}^2 {}^j E_P \right).$$

همچنین، ولتاژ الکترودها و  $\{\psi(x)\}$  توابع شکلی روش

$$\begin{Bmatrix} D_3 \\ \sigma_1 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_3^T - d_{31}^2 E_P & d_{31} E_P \\ -E_P d_{31} & E_P \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} E_3 \\ S_1 \end{Bmatrix}, \quad (4)$$

که در آن،  $E_P$  مدول الاستیسیته ماده پیزوالکتریک می‌باشد. شکل ۱ مدل فیزیکی فضایما 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  $L_b$  در نظر گرفته شده‌اند. وصله‌های پیزوالکتریک به عنوان حسگرها و عملگرها با طول  $L_P$  در دو طرف هر پانل نصب شده‌اند. مختصات  $OXY|_i$  به عنوان مختصات اینرسی و مختصات محلی  $OXY|_b$  در مرکز هاب در نظر گرفته شده است.



شکل (۱): مدل فضایمای انعطاف‌پذیر.

سرعت عرضی یک المان جرمی انتخابی در نظر گرفته شده بر روی پنل‌های انعطاف‌پذیر عبارتست از:

$$v(x,t) = \dot{w}(x,t) + (x+a)\dot{\theta}(t), \quad (5)$$

که در آن،  $x$  متغیر کمکی می‌باشد که از محل اتصال پانل به هاب و در امتداد پانل اندازه‌گیری می‌شود،  $\theta(t)$  زاویه هاب،  $w(x,t)$  تغییر مکان عرضی تیر اندازه گرفته شده نسبت به محور  $x$  فاصله مرکز هاب تا محل اتصال هاب با پانل می‌باشد. اولین عبارت سمت راست تساوی در معادله (۵) سرعت ارتعاشی بخش الاستیک می‌باشد که ناظر از مختصات ثابت شده بر روی هاب اندازه می‌گیرد و عبارت دوم سرعت جسم صلب المان جرمی در غیاب انعطاف‌پذیری می‌باشد. در مدل‌سازی‌ها با توجه به سرعت-های زاویه‌ای محدود فضایماها در مانورهای وضعیت، مود انعطاف‌پذیر قالب، تغییر شکل‌های عرضی سازه (عمود بر صفحه پنل) در نظر گرفته شده و از تغییر شکل‌های شعاعی صرف نظر شده است. با استفاده از معادله (۵) انرژی جنبشی سیستم شامل وصله‌های پیزوالکتریک را می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

$$T = T_b + \sum_{j=1}^{n_j} {}^j T_P, \quad (6)$$

که در آن،  $T_b$ ،  ${}^j T_P$  و  $n_j$  به ترتیب بیانگر انرژی جنبشی سازه اصلی (هاب و عملگر چرخ عکس‌العملی)، انرژی جنبشی زامین جفت حسگر/عملگر و تعداد وصله‌های پیزوالکتریک می‌باشند که به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

(علمی-پژوهشی)

کنترل ارتعاشات پنل‌های فضایی‌ای انعطاف‌پذیر با لحاظ دینامیک عملگر در مانور وضعیت

$$\begin{aligned} M_{RR} &= J_h - J_a + \mathbf{q}^T \mathbf{M}_{FF} \mathbf{q}, \\ C_{RR} &= 2\mathbf{q}^T \mathbf{M}_{FF} \dot{\mathbf{q}}, \\ \mathbf{K}_{FF} &= \mathbf{K}_{FF} - \dot{\theta}^2 \mathbf{M}_{FF}. \end{aligned} \quad (19)$$

همچنین،  $[\mathbf{g}_s]$  و  $[\mathbf{g}_a]$ ،  $K_m I(t)$ ،  $\tau_a = K_m I(t)$ ،  $K_B$ ،  $K_R$ ،  $V_{RW}$  به ترتیب بیانگر ضریب بهره‌های تقویت-کننده حسگر و عملگر، گشتاور کنترلی تولید شده توسط چرخ عکس‌العملی، ثابت گشتاور موتور، جریان آرمیچر موتور، ظرفیت القاء مغناطیسی آرمیچر، مقاومت آرمیچر، نیرو محرکه برقی<sup>۲</sup> و ولتاژ آرمیچر می‌باشند.

۳- طراحی کنترلر

در این بخش به طراحی کنترلرها شامل کنترلر مبتنی بر تئوری لیاپانوف و کنترلر فیدبک نرخ کرنش پرداخته خواهد شد.

۳-۱- کنترلر مبتنی بر تئوری لیاپانوف

برای طراحی قانون کنترلر مبتنی بر تابع لیاپانوف، تابع کاندید لیاپانوف به عنوان ترکیبی از انرژی‌های کل زیرساختارهای سیستم شامل انرژی هاب، انرژی پنل‌های انعطاف‌پذیر، چرخ عکس‌العملی و دینامیک وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک به طوریکه مطلوب  $\dot{w}(x,t)=0$ ،  $w(x,t)=0$ ،  $\dot{\theta}=0$  و  $\theta=\theta_f$  حاصل شود، عبارتست از:

$$\begin{aligned} V &= \frac{1}{2} \{ g_1 (J - J_a) \dot{\theta}^2 + g_2 (\theta - \theta_f)^2 \\ &+ 2g_3 \left[ \int_a^L \rho_b \Gamma^2 dx + \right. \\ &\left. \sum_{j=1}^{n_j} \int_{x_j}^{x_j+L_j} \rho_p \Gamma^2 dx + (\mathbf{q}^T \mathbf{K}_{qq} \mathbf{q}) + (\mathbf{q}^T \mathbf{R} \mathbf{R}^T \mathbf{q}) \right] \}, \end{aligned} \quad (20)$$

که در آن،

$$\Gamma = ((x\dot{\theta} + \dot{w})^2 + w^2 \dot{\theta}^2), \quad (21)$$

و  $\theta_f$  زاویه مطلوب پایانی می‌باشد. همانطور که می‌توان مشاهده کرد، دینامیک عملگر و حسگر پیزوالکتریک بطور مستقل در این رابطه در نظر گرفته شده است. همچنین، برای تضمین شرایط مطلوب و کمینه کلی شدن  $V$ ، انرژی یک فنر پیش‌فشاری در قالب عبارت  $g_2 (\theta - \theta_f)^2$  به این تابع اضافه شده است. واضح است که  $g_i > 0$  در معادله (۲۰) شرایط  $V \geq 0$  را تضمین کرده، بنابراین کمینه کلی در  $V = 0$  و صرفاً در شرایط مطلوب (نقطه پایانی) اتفاق می‌افتد. گشتاور کنترلر وارد بر بدنه صلب باید به گونه‌ای طراحی شود که فضاییما در حالت سکون شروع به دوران کرده تا به موقعیت

مودهای فرضی<sup>۱</sup> می‌باشد. با بکارگیری روش مودهای فرضی جابجایی  $w^i(x,t)$  را می‌توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$w(x,t) = \sum_k \psi_k(x) q_k(t) = \quad (12)$$

$$\sum_k \left[ 1 - \cos\left(\frac{k\pi x}{L}\right) + \frac{1}{2}(-1)^{k+1} \left(\frac{k\pi x}{L}\right)^2 \right] q_k(t).$$

با استفاده از اصل همیلتون توسعه یافته داریم:

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(T-U) + \delta W_{nc}] dt = 0. \quad (13)$$

اعمال شرایط مرزی بصورت زیر اتفاق می‌افتد:

$$\begin{cases} @x = a \rightarrow w(a,t) = w'(a,t) = 0, & (Fixed\ End), \\ @x = L \rightarrow w''(L,t) = w'''(L,t) = 0, & (Moment, Shear). \end{cases} \quad (14)$$

همچنین، میرایی سازه‌ای برای دینامیک وصله‌های انعطاف‌پذیر با بکارگیری تابع رایلی<sup>۱</sup> عبارتست از:

$$T_d = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}}, \quad (15)$$

که در آن،  $\mathbf{C}$  ماتریس میرایی سیستم است و می‌توان از معادلات حرکت سیستم را استخراج کرد. در این مقاله از میرایی تناسبی استفاده شده است، به طوریکه این ماتریس از ترکیب خطی ماتریس جرم و سفتی می‌باشد و داریم:

$$\mathbf{C} = \alpha \mathbf{M}_{FF} + \beta \mathbf{K}_{FF}, \quad (16)$$

که در آن،  $\mathbf{K}_{FF}$  و  $\mathbf{M}_{FF}$  به ترتیب ماتریس‌های سفتی و جرم پنل‌های انعطاف‌پذیر،  $\alpha$  و  $\beta$  ضرایب مثبت معین می‌باشند، به طوریکه [۲۶]:

$$\begin{cases} \alpha \\ \beta \end{cases} = \frac{2\zeta}{\omega_i + \omega_j} \begin{cases} \omega_i \omega_j \\ 1 \end{cases}, \quad (17)$$

که در آن،  $\zeta_i = \zeta_j = \zeta$  نسبت‌های میرایی،  $\omega_i$  و  $\omega_j$  فرکانس‌های مرجع متناظر با آنها می‌باشند. با جایگذاری روابط انرژی جنبشی، انرژی پتانسیل، میرایی سازه‌ای و کار نیروهای خارجی در اصل همیلتون، معادله حرکت سیستم به صورت زیر استخراج شده است:

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} M_{RR} & \mathbf{M}_{RF} \\ \mathbf{M}_{FR} & \mathbf{M}_{FF} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\mathbf{q}}_f \end{Bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} C_{RR} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_{FF} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\mathbf{q}}_f \end{Bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{K}_{FF} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \theta \\ \mathbf{q}_f \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \tau_a \\ -[\mathbf{R}][\mathbf{g}_a]\{\eta_a\} \end{Bmatrix}, \end{aligned} \quad (18)$$

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

$$\{\eta_S\} = [\mathbf{g}_S][\mathcal{S}]^{-1}[\mathbf{R}]^T \{\mathbf{q}\},$$

که در آن،

10. Assumed Mode Method  
11. Rayleigh's Dissipation Function  
12. Electromotive Force (EMF)

و اعمال آن بر عملگر، تبدیل به ولتاژ حسگر  $V_S$  می‌شود. بنابراین، ولتاژ خروجی حسگر توسط رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$V_S(t) = G_C i(t) = G_C e_{31} \left( \frac{h_p}{2} + h_p \right) \omega_P \int_0^{L_p} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \psi_k(x) \dot{q}_k(t) dx, \quad (25)$$

که در آن،  $i(t)$  جریان مدار می‌باشد. ولتاژ حسگر به عنوان ورودی کنترلر بوده و خروجی کنترلر حاصل ضرب ضریب بهره‌ای در ولتاژ حسگر می‌باشد. بنابراین، ورودی کنترلر ارتعاشات  $\mathbf{u}(t)$  توسط رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$\mathbf{V}_a(t) = \mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_p \times V_S(t), \quad (26)$$

به طوریکه در آن ماتریس ضرایب بهره کنترلر می‌باشد. معادله عملگر از رابطه معکوس پیژوالکتریک استخراج شده است و نیروی کنترلی متناسب با آن با استفاده از تئوری گشتاور خمشی به صورت زیر استخراج می‌شود و داریم:

$$\mathbf{f}_{ctrl} = E_p d_{31} \omega \left( \frac{h_p + h_b}{2} \right) \int_0^{L_p} \frac{\partial}{\partial x} \psi_k(x) dx \mathbf{V}_a(t). \quad (27)$$

#### ۴- نتایج و بحث

در این بخش، شبیه‌سازی‌های عددی به منظور ارزیابی عملکرد فضایی انعطاف‌پذیر و کارایی کنترلر هیبرید (وضعیت/ارتعاشات) پیشنهاد شده ارائه شده است. شبیه‌سازی فضایی شامل مانور تک محوره سکون به سکون ۱۱۰ درجه می‌باشد. پارامترهای در نظر گرفته شده برای فضایی انعطاف-پذیر در قالب جدول ۱ ارائه شده است. کلیه شبیه‌سازی‌ها انجام شده در مقاله با استفاده از نرم‌افزار متلب سیمولینک<sup>۱۳</sup> صورت گرفته است. شرایط اولیه  $\dot{\theta}_i = \ddot{\theta}_i = 0$ ،  $\theta_i = 110$ ،  $x_0 = [0]$ ، برای انجام مانور با زاویه بزرگ در نظر گرفته شده است.

همانطورکه پیشتر اشاره شد، رایج‌ترین روش برای تبدیل فرامین کنترلی به خروجی‌های تولید شده توسط عملگر تراستر، استفاده از مدولاتور PWPF می‌باشد. این مدولاتور شامل یک فیلتر با تأخیر مرتبه اول و اشمیت تریگر<sup>۱۴</sup> در حلقه فیدبک منفی است. پارامترهای مدولاتور در نظر گرفته شده عبارتند از:  $K_{pw} = 195$  (ضریب بهره کنترلی)،  $T_{pw} = 0.9$  (گام زمانی)،  $u_{om} = 0.38$  (لحظه روشن شدن تراستر) و  $u_{off} = 0.25$  (گام زمانی خاموش شدن تراستر) می‌باشد. همچنین، پارامترهای استفاده شده برای عملگر چرخ عکس‌العملی جهت تولید فرامین پیوسته کنترلی عبارتند از:  $K_f = 0.001(\text{Henry})$ ،  $K_m = 0.2(M - mA)$  و  $K_B = 0.0005(mV / rpm)$ ،  $K_R = 1(\text{ohm})$  و

زاویه‌ای جدید و مطلوب برسد به طوریکه در موقعیت نهایی، ارتعاشاتی برای سیستم باقی نماند. با مشتق‌گیری از معادله (۱۶) و جایگذاری معادلات حرکت داریم:

$$\dot{V} = (g_1 \tau_a + g_2 (\theta - \theta_f) + 2(g_3 - g_1) \left\{ \int_0^L \rho_b \dot{\Gamma}^2 dx + \sum_{j=1}^{n_j} \int_x^{x+L_{Pj}} \rho_p \dot{\Gamma}^2 dx \right\}) \dot{\theta}. \quad (22)$$

از آنجاکه برای تضمین پایداری نیاز به  $\dot{V} \leq 0$  می‌باشد، عبارت داخل پرانتز را برابر با عبارت  $-g_4 \dot{\theta}$  قرار داده که این منجر به تولید قانون کنترلی می‌شود و داریم:

$$\tau_a = -\frac{1}{g_1} (g_2 (\theta - \theta_f) + g_4 \dot{\theta} + 2(g_3 - g_1) \left\{ \int_0^L \rho_b \dot{\Gamma}^2 dx + \sum_{j=1}^{n_j} \int_x^{x+L_{Pj}} \rho_p \dot{\Gamma}^2 dx \right\}). \quad (23)$$

معادله فوق را می‌توان به صورت زیر در قالب جریان مورد نیاز برای اعمال ورودی کنترلی بازنویسی کرد:

$$I(t) = -G_1 (\theta - \theta_f) - G_2 \dot{\theta} - G_3 \left( \int_0^L \rho_b \dot{\Gamma}^2 dx + \sum_{j=1}^{n_j} \int_{x_j}^{x_j+L_{Pj}} \rho_p \dot{\Gamma}^2 dx \right), \quad (24)$$

که در آن، پارامترهای  $G_i$  و  $g_i$  باید  $G_i = (g_2 / K_m g_1) \geq 0$ ،  $g_i$  ( $i = 3, 4, 5$ )  $> -2$  و  $G_3 = (g_3 - g_1 / g_1) > -2K_m$ ،  $G_2 = (\beta / K_m g_1) \geq 0$  باشند. با جایگذاری معادله (۲۴) در معادله (۲۲) داریم  $\dot{V} < 0$ . بنابراین، این قانون کنترلی پایداری کلی سیستم با پارامترهای توزیعی را تضمین می‌کند. قابل ذکر است در معادله (۲۴)، مقادیر  $G_1$  ضریب عبارت اول تنظیم‌کننده خطای تناسبی زاویه مانور،  $G_2$  ضریب عبارت دوم تنظیم‌کننده خطای مشتق زاویه مانور و  $G_3$  ضریب عبارت سوم تنظیم‌کننده خطای ناشی از دینامیک کوپل صلب-انعطاف‌پذیر شامل سرعت زاویه‌ای، تغییر شکل‌ها و نرخ‌های مربوط به پنل‌های انعطاف‌پذیر و حسگر/عملگرهای پیژوالکتریک می‌باشند.

#### ۳-۱- کنترلر فیدبک نرخ کرنش

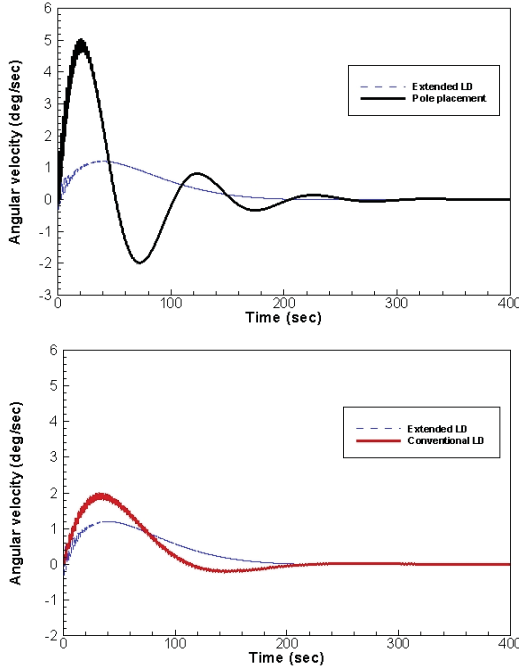
مواد پیژوالکتریک را می‌توان به عنوان حسگرهای نرخ کرنش نیز به کار برد. به این ترتیب، ولتاژ خروجی به جریان حسگر تبدیل می‌شود. جریان خروجی از حسگر پیژوالکتریک نرخ کرنش پنل انعطاف‌پذیر را اندازه‌گیری می‌کند. این جریان با استفاده از تجهیزات تنظیم‌کننده سیگنال و با در نظر گرفتن ضریب بهره مناسب  $G_C$

13. MATLAB/Simulink

14. Schmitt Trigger

(علمی-پژوهشی)

کنترل ارتعاشات پنل‌های فضایی انعطاف‌پذیر با لحاظ دینامیک عملگر در مانور وضعیت



شکل (۳): نسبت توان پمپ اکسیدکننده و سوخت به توان نامی در فشار محفظه و نسبت دبی‌های مختلف.

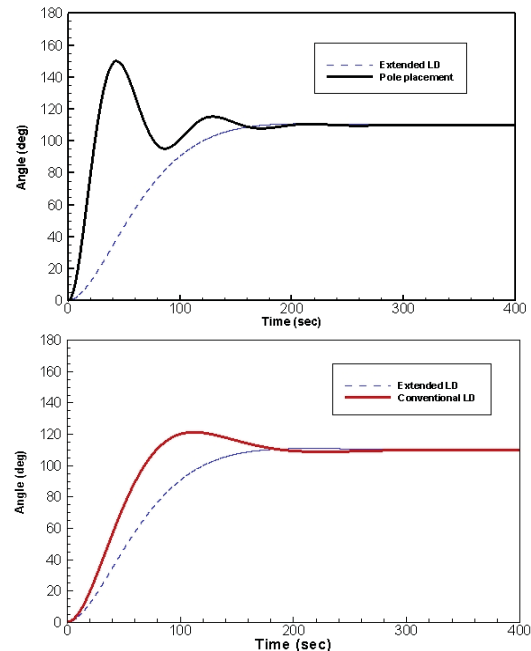
همانطور که از شکل‌های ۲-۳ مشاهده می‌شود، جابجایی زاویه‌ای و سرعت زاویه‌ای هاب صلب به ترتیب به سمت زاویه مطلوب ۱۱۰ درجه و  $0^\circ/s$  در زمان ۴۰۰ ثانیه میل می‌کند. عملکرد کنترلر لیاپانوف که در ساختار آن دینامیک به صورت غیرخطی و کاملاً کوپل (صلب-انعطاف‌پذیر) مدلسازی شده و همچنین دینامیک ناشی از دوران چرخ‌های عکس‌العملی و عملگرهای هوشمند پیزوالکتریک لحاظ شده است، نسبت به نمونه رایج آن و همچنین کنترلر جانمایی قطب‌ها به وضوح قابل مشاهده است. شبیه‌سازی‌ها در این حالت با استفاده از عملگرهای تراستر صورت پذیرفته است. خطای ماندگار، تاخیر در رسیدن به زاویه مطلوب و فراجهدش‌های موجود در روش جانمایی قطب‌ها نه تنها عملکرد سمت‌گیری زاویه‌ای هاب صلب را کاهش می‌دهد بلکه می‌تواند در کنار قوانین ناپیوسته ایجاد شده توسط تراسترها، مودهای فرکانس بالای پنل‌های انعطاف‌پذیر را نیز تحریک کند. ساختار کنترلر لیاپانوف توسعه یافته و رایج آن به دلیل مدلسازی دقیق‌تر دینامیک سیستم توانسته است با تولید ترم‌هایی از جنس انرژی، قوانین کنترلی مطلوب‌تری تولید کند.

اثرات انعطاف‌پذیری بر سرعت زاویه‌ای فضاییما در شکل ۳ به وضوح قابل مشاهده است. قطعاً استفاده از کنترلرهای توسعه یافته که در ساختار آن ملاحظات بیشتری برای مدلسازی هرچه دقیقتر اثرات دینامیکی (برهم‌کنش‌های دینامیک صلب-انعطاف-پذیر، دینامیک‌های دورانی و غیره) دیده شده است، می‌تواند قوانین

$J_a = 4 (Kg.m^2)$  شبیه‌سازی‌ها، با پیاده‌سازی کنترلر هیبرید (با لحاظ محدودیت یک نیوتونی برای تراسترها و خروجی ۱٫۸ ولتی برای چرخ‌های عکس‌العملی) با استفاده از معادلات حرکت فضاییما انعطاف‌پذیر و به کارگیری تئوری لیاپانوف و کنترلر فیدبک نرخ کرنش و استفاده از ضرایب بهره کنترلر  $G_1 = 0.6$ ،  $G_2 = 48$ ،  $G_3 = -0.5$  تکمیل شده است. همچنین، ضرایب تعیین ماتریس میرایی بخش‌های انعطاف‌پذیر  $\alpha = 0.4454$  و  $\beta = 0.0053$  در نظر گرفته شده است. شکل‌های ۲-۳ به ترتیب بیانگر زاویه و سرعت زاویه‌ای مانور برای کنترلرهای لیاپانوف توسعه یافته، رایج و الگوریتم جانمایی قطب‌ها می‌باشد.

جدول (۲): پارامترهای فضاییما انعطاف‌پذیر.

پارامترها	وصله پیزوالکتریک	پنل انعطاف‌پذیر
مدول الاستیسیته (GPa)	$E_p = 68$	$E_b = 193.06$
چگالی ( $kg/m^3$ )	$\rho_p = 7700$	$\rho_b = 8030$
ضخامت (m)	$h_p = 0.003$	$h_b = 0.01$
عرض (m)	$\omega_p = 0.08$	$\omega_b = 0.5$
طول (m)	$L_p = 0.08$	$L_b = 1.5$
ثابت کرنش (m/V)	$d_{31} = 125 \times 10^{-12}$	-
ثابت تنش (Vm/N)	$e_{31} = 10.5 \times 10^{-3}$	-
اندازه هاب (m)	$a = 0.5$	
ممان اینرسی هاب ( $kg.m^2$ )	$J_h = 32.1$	



شکل (۲): زاویه مانور فضاییما با عملگر تراستر.

(علمی-پژوهشی)  
میلاذ عظیمی و صمد مرادی

شده است. برای این حالت، فرامین کنترلی به صورت پیوسته و بدون ضربات فرکانس بالا به سیستم اعمال شده است. در تمامی شکل‌ها اثرات کاهشی ارتعاشات ناشی از بخش‌های انعطاف‌پذیر مشهود است. کنترلر توسعه یافته مبتنی بر تابع لیاپانوف همچنان عملکرد بهتری نسبت به سایر کنترلرها دارد که این علاوه بر ساختار کنترلر پیشنهادی می‌تواند به واسطه لحاظ دینامیک چرخ‌های عکس‌العملی و خنثی‌سازی انرژی ناشی از آن در مانورهای وضعیت باشد. شکل ۶ بیانگر زاویه مانور و سرعت زاویه‌ای هاب برای کنترلر توسعه یافته با عملگر تراستر و چرخ عکس‌العملی می‌باشد. شکل ۷ ولتاژ مورد نیاز برای چرخ‌های عکس‌العملی را برای هر سه نوع کنترلر نمایش می‌دهد. از جمله مزایای کنترلر پیشنهادی کاهش انرژی مورد نیاز جهت تأمین مانور مطلوب می‌باشد. به این ترتیب که تعداد دفعات خاموش و روشن شدن تراسترها و سطح زیر نمودار گشتاور-زمان در کنترلر جانمایی قطب‌ها بیشترین و در الگوریتم تابع لیاپانوف توسعه یافته کمترین است، که معیاری برای ارزیابی میزان انرژی مصرفی (پیشران مصرفی) می‌باشد (شکل ۵). این مسئله برای خروجی عملگرهای چرخ عکس‌العملی نیز قابل مشاهده است (شکل ۷). میزان ولتاژ مصرفی در الگوریتم جانمایی قطب‌ها جهت اعمال گشتاور اولیه در حدود ۱/۵ ولت و برای الگوریتم کنترلی لیاپانوف توسعه یافته حدود ۰/۵ ولت می‌باشد. همچنین، سطح زیر نمودارهای ولتاژ-زمان نیز برای کنترلرهای مورد بررسی به وضوح بیانگر میزان انرژی مصرفی و تلاش کنترلی برای تأمین شرایط مطلوب مانور است.

پاسخ زمانی ارتعاشات پنل‌های انعطاف‌پذیر نیز برای دو مود اول ارتعاشی در نمودارهای شکل ۸ با کنترلر فعال ارتعاشات نمایش داده شده است. همانطور که می‌توان مشاهده کرد، مقدار انرژی ارتعاشات تولید شده به واسطه تحریک اعمال شده به سیستم به واسطه چرخ‌های عکس‌العملی به مراتب کمتر از زمانبست که فرامین کنترلی به واسطه تراسترها به سیستم اعمال می‌شود. همچنین، از مقایسه تغییر شکل‌های پانل‌های انعطاف‌پذیر در دو حالت استفاده از تراسترها (نمودارهای شکل ۴) و چرخ‌های عکس‌العملی (نمودارهای شکل ۸) میزان اثر ضربات ناشی از عملگرهای تراستر نسبت به فرامین صاف تولید شده توسط چرخ‌های عکس‌العملی مشهود است. قابل ذکر است که می‌توان از این عملگرها به طور ترکیبی (در ساختار هیبرید) به‌گونه‌ای استفاده کرد که از مزایای هر کدام در بخشی از مأموریت (مانور) بهره برد. به‌طوریکه در ابتدای مانور، زمانیکه دقت هدف‌گیری اهمیت چندانی ندارد از عملگرهای تراستر و در انتهای مانور که دقت‌ها اولویت پیدا می‌کنند از چرخ عکس‌العملی استفاده کرد.

کنترلی مناسب‌تری را برای مأموریت‌های با دقت‌های بالاتر تولید نماید. از طرف دیگر، ماهیت گسسته ساختار تراسترها که فرامین پیوسته کنترلی را به گشتاورهای ناپیوسته تبدیل می‌کند، نه تنها فرکانس‌های بخش‌های انعطاف‌پذیر را تحریک کرده و باعث افزایش اثر دینامیک کوپل صلب-انعطاف‌پذیر شده، بلکه نوساناتی را به واسطه خاموش و روشن شدن‌های متعدد حول نقطه مطلوب وضعیت ایجاد کرده است. نادیده گرفتن اثرات ناشی از انعطاف‌پذیری می‌تواند مأموریت‌های با نیازمندی مانور سریع و با دقت هدف‌گیری بالا را تهدید کند. به منظور کاهش ارتعاشات قبل و بعد از عملیات مانور (سکون)، از تکنیک کنترل فعال ارتعاشات با استفاده از وصله‌های پیزوالکتریک به عنوان حسگر/عملگر در تعامل با کنترلر وضعیت استفاده شده است. عملگرها و حسگرها با چیدمانی منظم بر روی هر پانل نقش یک سیستم چند ورودی-چند خروجی<sup>۱۵</sup> را برای سیستم کنترلی بازی می‌کنند. نمودارهای شکل ۴ جابجایی‌های مودال را برای مود اول و دوم پنل‌های انعطاف‌پذیر و برای هر سه کنترلر وضعیت با و بدون اعمال کنترلر فعال ارتعاشات نمایش می‌دهد. باید به این نکته توجه داشت که لحاظ دینامیک بخش‌های انعطاف‌پذیر، عملگرهای وضعیت و ارتعاشات در ساختار کنترلر توسعه یافته لیاپانوف، این کنترلر را نسبت به شناسایی انرژی‌های ناشی از تغییر شکل‌های سازه‌ای و دینامیک دورانی عملگرها آگاه ساخته و فرامینی متناسب با کاهش اثرات انعطاف‌پذیری تولید کرده است. واضح است که میزان تلاش وصله‌های پیزوالکتریک برای کنترل ارتعاشات حین و پس از مانور متناسب با توانمندی الگوریتم‌های کنترلر مانور طراحی شده می‌باشد.

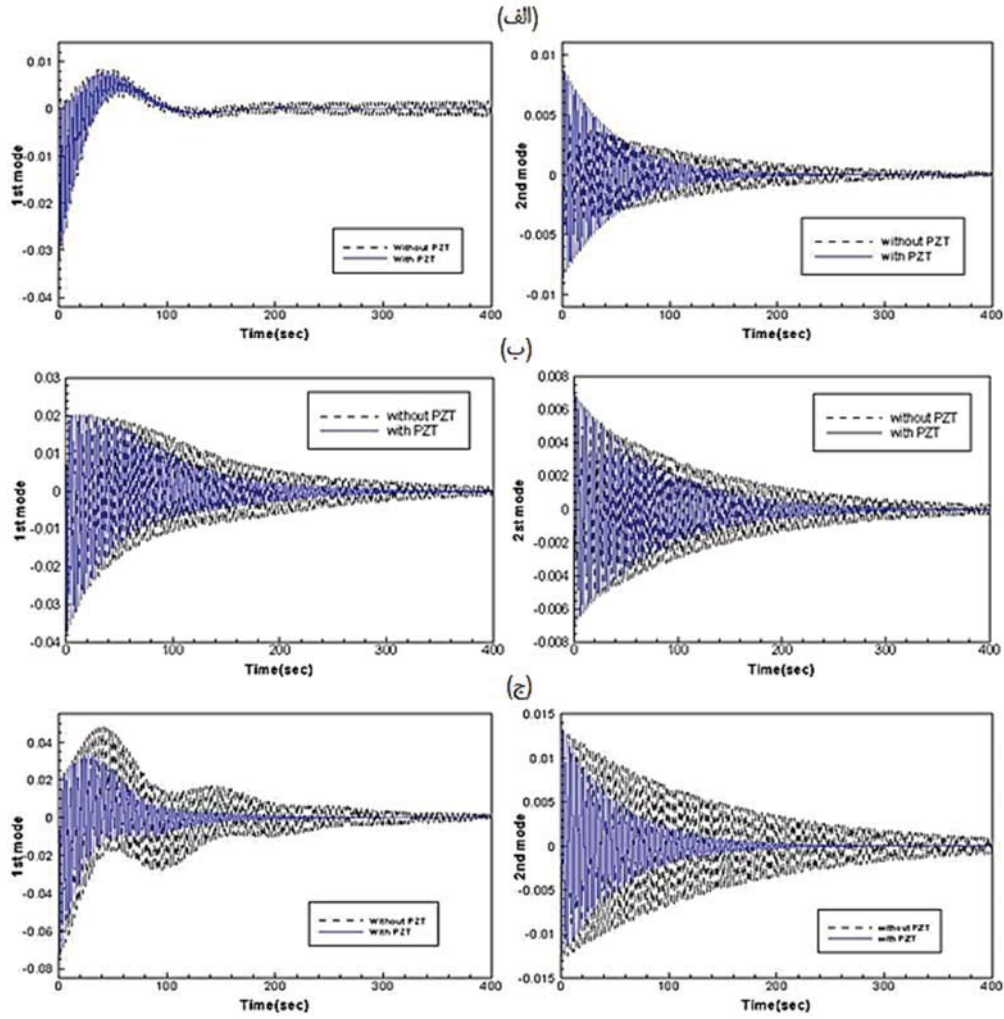
اگرچه استفاده از عملگرهای تراستر می‌تواند مودهای فرکانس بالای سیستم را تحریک کرده و به سیستم ارتعاشات ناخواسته تحمیل کند، اما استفاده از تکنیک‌های کنترلر فعال ارتعاشات تا حد قابل قبولی می‌تواند اثرات مخرب ضربات ناشی از این عملگرها را بهبود بخشد. نمودارهای شکل ۵ نیز خروجی گشتاور کنترلی ایجاد شده توسط تراسترها را برای تأمین زاویه مطلوب نمایش می‌دهد. همانطور که می‌توان مشاهده کرد، تلاش کنترلی برای کنترلر لیاپانوف به مراتب کمتر از دو کنترلر دیگر می‌باشد. تعداد دفعات خاموش و روشن شدن این عملگر نه تنها باعث افزایش مصرف سوخت در مأموریت بلکه تحریک و افزایش اثر انعطاف‌پذیری بر روی وضعیت هاب صلب و محموله فضاپیما خواهد شد.

شبیه‌سازی‌ها برای خروجی فرامین کنترلی به چرخ عکس‌العملی نیز تکرار شده و نتایج در شکل‌های ۸-۶ نمایش داده

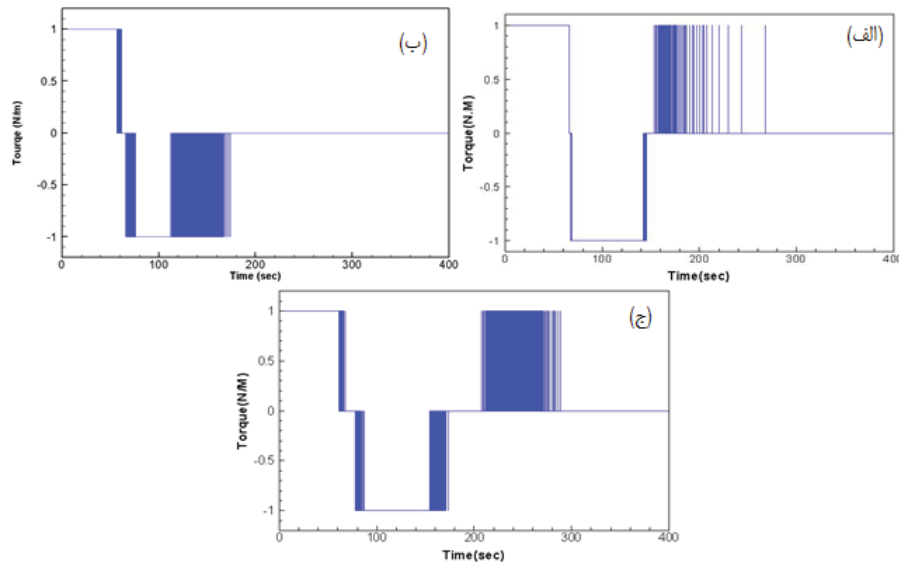


(علمی-پژوهشی)

کنترل ارتعاشات پنل‌های فضایی انعطاف‌پذیر با لحاظ دینامیک عملگر در مانور وضعیت

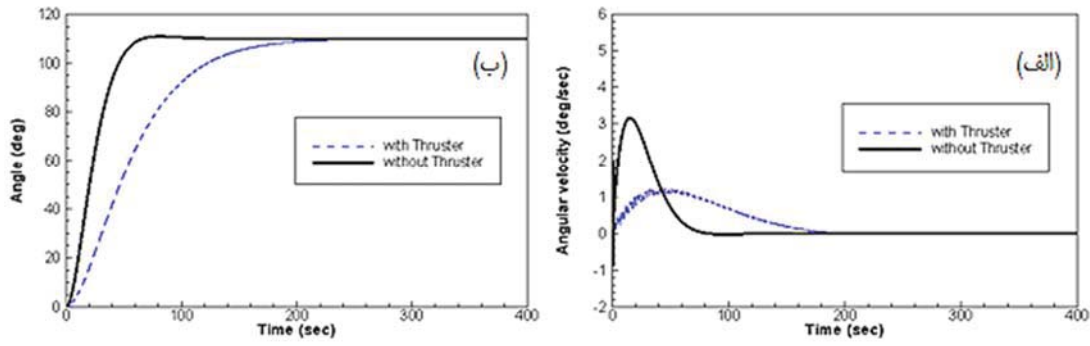


شکل (۴): پاسخ زمانی جابجایی مودال (مود اول و دوم) الف) لیپانوف توسعه یافته، ب) لیپانوف رایج و ج) جانمایی قطب‌ها با و بدون در نظر گرفتن کنترل فعال ارتعاشات.

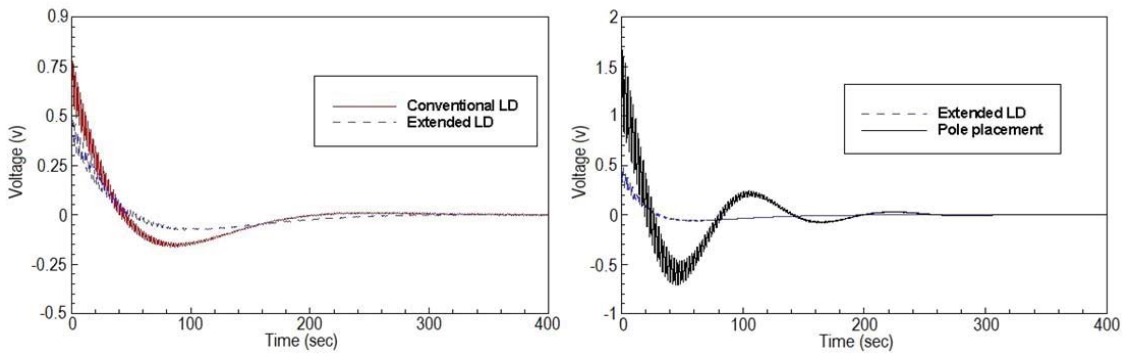


شکل (۵): گشتاور کنترلی الف) لیپانوف توسعه یافته ب) لیپانوف رایج ج) جانمایی قطب‌ها.

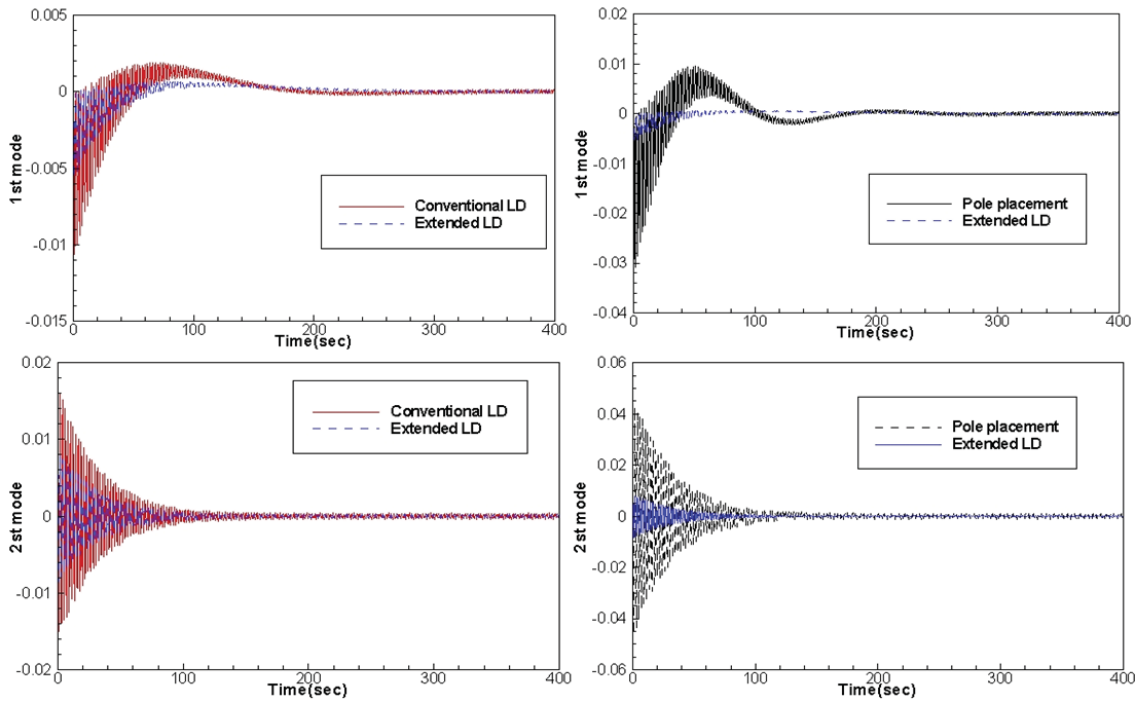
(علمی-پژوهشی)  
میلاذ عظیمی و صمد مرادی



شکل (۶): دینامیک وضعیت کنترلر لیاپانوف توسعه یافته با عملگر چرخ عکس‌العملی و تراستر الف) زاویه مانور و ب) سرعت زاویه‌ای.



شکل (۶): ولتاژ کنترلر چرخ عکس‌العملی.



شکل (۶): پاسخ زمانی جایجایی مودال (مود اول و دوم) با عملگر چرخ عکس‌العملی.

#### ۴- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

این مقاله به توصیف و طراحی کنترل هیبرید برای مسئله کنترل همزمان وضعیت و ارتعاشات فضایی‌انعطاف‌پذیر با دینامیک غیرخطی کاملاً کوپل صلب-انعطاف‌پذیر پرداخته است. خروجی کنترل فیدبک حالت برای مانور فضایی‌انعطاف‌پذیر با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف توسعه یافته (با لحاظ دینامیک چرخ عکس‌العملی، حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک و انرژی یک فنر پیشی) و نمونه رایج تابع لیاپانوف و تکنیک جانمایی قطب‌ها به کار گرفته شد. نشان داده شده است که با استفاده از الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات با بکارگیری وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک، همچنین لحاظ دینامیک عملگر چرخ عکس‌العملی به عنوان یکی از نامعینی‌های رایج در ساختار کنترلر، اثر ارتعاشات باقی‌مانده پس از انجام مانور (در مقایسه با زمانیکه از تراسترهای به عنوان عملگرهای وضعیت استفاده می‌شود) کاهش قابل

ملاحظه‌ای داشته است. تحریک مودهای اصلی ارتعاشی در بکارگیری چرخ‌های عکس‌العملی در مقایسه با عملگرهای تراستر تقریباً کاهش ۷۰ درصدی داشته است. همچنین، لحاظ محدودیت‌های اعمال گشتاورهای کنترلی در قالب دینامیک عملگرهای تراستر و چرخ‌های عکس‌العملی زمان رسیدن به زاویه مطلوب را ۱۵۰ ثانیه به تأخیر می‌اندازد (از زمان ۵۰ ثانیه به زمان ۲۰۰ ثانیه در زاویه نشست). خروجی کنترلر با در نظر گرفتن محدودیت‌های عملگرهای کنترلی برای الگوریتم‌های کنترل مانور از منظر معیارهای عملکردی فراجهبش، زمان نشست و انرژی مصرفی، نشان‌دهنده مزیت کنترلر طراحی شده مبتنی بر تئوری پایداری لیاپانوف توسعه یافته (که در آن از تمام انرژی‌های سیستم استفاده شده است) نسبت به کنترلرهای رایج (مستقل از مدل دینامیکی و عملگرهای تولیدکننده فرامین ناپیوسته کنترلی) می‌باشد.

## ۵- مراجع

- [1] Chen, X., Ren, Y., Cai, Y., Li, N., and Jia, H., "Integrated Control of Attitude Maneuver and Vibration Suppression of Flexible Spacecraft Based on Magnetically Suspended Control Moment Gyros", *Proc. of the Inst. of Mech. Eng., Part C: J. of Mech. Eng. Sci.*, p. 0954406220942801, 2020.
- [2] Golestani, M., Esmailzadeh, S.M., and Mobayen, S., "Fixed-time Control for High-precision Attitude Stabilization of Flexible Spacecraft", *European Journal of Control*, Vol. 57, pp. 222-231, 2020.
- [3] Sendi, C. "Attitude Stabilization during Retargeting Maneuver of Flexible Spacecraft Subject to Time Delay and Actuators Saturation", *2020 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2020.
- [4] Liu, Y., Fu, Y., He, W., and Hui, Q., "Modeling and Observer-based Vibration Control of a Flexible Spacecraft with External Disturbances", *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, Vol. 66, No. 11, pp. 8648-8658, 2018.
- [5] Sun, H., Hou, L., Zong, G., and Guo, L., "Composite Anti-disturbance Attitude and Vibration Control for Flexible Spacecraft", *IET Control Theory & Applications*, Vol. 11, pp. 2383-2390, 2017.
- [6] Liu, L., Cao, D., and Wei, J., "Rigid-flexible Coupling Dynamic Modeling and Vibration Control for Flexible Spacecraft Based on Its Global Analytical Modes", *Science China Technological Sciences*, Vol. 62, pp. 608-618, 2019.
- [7] Zhu, W., Zong, Q., and Tian, B., "Adaptive Tracking and Command Shaped Vibration Control of Flexible Spacecraft", *IET Control Theory & Applications*, Vol. 13, pp. 1121-1128, 2019.
- [8] Chang, J.-L. and Wu, T.-C., "Dynamic Compensator-based Output Feedback Controller Design for Uncertain Systems with Adjustable Robustness", *Journal of Control Science and Engineering*, Vol. 2018, pp. 1-9, 2018.
- [9] Chen, H., Song, S., and Li, X., "Robust Spacecraft Attitude Tracking Control with Integral Terminal Sliding Mode Surface Considering Input Saturation", *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 41, pp. 405-416, 2019.
- [10] Yuan, C.-Q., Li, J.-F., Wang, T.-S., and Baoyin, H.-X., "Robust Attitude Control for Rapid Multi-Target Tracking in Spacecraft Formation Flying", *Applied Mathematics and Mech.*, Vol. 29, pp. 185-198, 2008.
- [11] De Queiroz, M.S., Dawson, D.M., Nagarkatti, S.P., and Zhang, F., *Lyapunov-based Control of Mechanical Systems*, Springer Science & Business Media, New York, USA, 2012.
- [12] Ge, S.S., Lee, T.H., and Zhu, G., "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.
- [13] Lyapunov, A.M., "The General Problem of the Stability of Motion", *International Journal of Control*, Vol. 55, pp. 531-534, 1992.
- [14] Zhong, C., Chen, Z., and Guo, Y., "Attitude Control for Flexible Spacecraft with Disturbance Rejection", *IEEE Trans. on Aer. and Elec. Sys.*, Vol. 53, pp. 101-110, 2017.
- [15] Abdessameud, A. and Tayebi, A., "Attitude Synchronization of a Spacecraft Formation Without Velocity Measurement", *47th IEEE Conf. e on Decision and Control*, Cancun, Mexico, 2008.
- [16] Mehrabian, A.R., Tafazoli, S., and Khorasani, K., "Coordinated Attitude Control of Spacecraft Formation Without Angular Velocity Feedback: a Decentralized Approach", *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf.*, Portland, Oregon, USA, 2009.
- [17] Hu, Q., Shi, P., and Gao, H., "Adaptive Variable Structure and Commanding Shaped Vibration Control of Flexible Spacecraft", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, pp. 804-815, 2007.
- [18] Ye, D. and Sun, Z., "Variable Structure Tracking Control for Flexible Spacecraft", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, Vol. 88, pp. 508-514, 2016.
- [19] Mazinan, A., Pasand, M., and Soltani, B., "Full Quaternion Based Finite-time Cascade Attitude Control Approach Via Pulse Modulation Synthesis for a Spacecraft", *ISA tran.*, Vol. 58, pp. 567-585, 2015.
- [20] Song, G. and Agrawal, B.N., "Vibration Suppression of Flexible Spacecraft During Attitude Control", *Acta Astronautica*, Vol. 49, pp. 73-83, 2001.
- [21] Chakrabarti, D., and Selvagesan, N., "PD and PD $\beta$  Based Sliding Mode Control Algorithms with Modified Reaching Law for Satellite Attitude Maneuver", *Advances in Space Research*, Vol. 65, pp. 1279-1295, 2020.
- [22] Ran, D., Chen, X., de Ruitter, A., and Xiao, B., "Adaptive Extended-state Observer-based Fault Tolerant Attitude Control for Spacecraft with Reaction Wheels", *Acta Astr.*, Vol. 145, pp. 501-514, 2018.
- [23] Wang, J., Wu, J., Liu, W., and Ji, H., "Coupling Attitude Control for Flexible Spacecraft with Rotating Structure", in *4th International Conference on Robotics and Automation Sciences (ICRAS)*, Wuhan, China, 2020.
- [24] Newman, S.M., *Active Damping Control of a Flexible Space Structure Using Piezoelectric Sensors and Actuators*, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, USA, 1992.
- [25] Weldegiorgis, R., Krishna, P., and Gangadharan, K., "Vibration Control of Smart Cantilever Beam Using Strain Rate Feedback", *Procedia Materials Science*, Vol. 5, pp. 113-122, 2014.
- [26] Hall, J.F., "Problems Encountered from the Use (or Misuse) of Rayleigh Damping", *Earthquake eng. & struc. dyn.*, Vol. 35, pp. 525-545, 2006.