Vol. 15 / Issue 2 / 2022 / (No. 52) Print ISSN: 2008-4560 / Online ISSN: 2423-4516 https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1276

Pages: 1-13 / Research Paper / Received: 20 May 2020 / Revised: 20 November 2020 / Accepted: 12 January 2021

Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

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 Research 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's E-mail: azimi.m@ari.ac.ir

Abstract

Archive of SID.ir

ISST

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 nolinear rigidflexible 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

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).

How to cite this article:

M. Azimi and S. Moradi, "Active Vibration Control of a Maneuvering Flexible Spacecraft Using Hybrid Actuators: A Lyapunov-Based Control Approach," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 2, pp. 1-13, 2022 (in Persian), <u>https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1276</u>.



دوره ۱۵ / شماره ۲ / ۱۴۰۱ / (پیاپی ۵۲) شاپای چاپی: ۴۵۶۰– ۲۰۰۸ / شاپای الکترونیکی: ۴۵۱۶–۲۴۲۳

Archive of SID.ir

ISSI

https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1276

ص. ص. ١٣ - ١ / مقاله علمی - پژوهشی / دریافت: ١٣٩٩/٠٢/٣١ / بازنگری: ١٣٩٩/٠٨/٣٠ / پذیرش: ١٣٩٩/١٠/٢٣

Journal Homepage: https://jsst.ias.ir

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

میلاد عظیمی (*و صمد مرادی ۲

۱ - پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری تهران، ایران ۲- دانشکده فنی مهندسی، دانشگاه آزاد اسلامی واحد جنوب، تهران، ایران *ایمیل نویسنده مخاطب: azimi.m@ari.ac.ir

چکيده

این مقاله به طراحی سیستم کنترل ترکیبی مانور و ارتعاشات یک فضاپیمای انعطاف پذیر در مانور وضعیت با استفاده از عملگرهای تراستر-چرخ عکس العملی در ساختار هیبرید و وصلههای پیزوالکتریک پرداخته است. مانور زاویه-بزرگ این فضاپیما در قالب دو مأموریت مجزا با استفاده از مدل توسعه یافته کنترلری مبتنی بر تئوری لیاپانوف و ارتعاشات باقیمانده با به کارگیری تئوری فیدبک نرخ کرنش کنترل شده است. مدل دینامیک وضعیت تک محوره ماهواره با دو پنل انعطاف پذیر متصل به هاب صلب در قالب یک سیستم غیرخطی با دینامیک کوپل صلب-انعطاف پذیر با به کارگیری روش اجزا محدود و معادلات لاگرانژ استخراج شده است. پایداری کلی سیستم شامل دینامیک چرخ عکس العملی و وصلههای حسگر/عملگر پیزوالکتریک با استفاده از ورودی ناپیوسته کنترلی شامل دینامیک چرخ عکس العملی و وصلههای حسگر/عملگر پیزوالکتریک با استفاده از ورودی ناپیوسته کنترلی رسیده است. ویژگی منحصر به فرد روش اجزا محدود و معادلات لاگرانژ استخراج شده است. پایداری کلی سیستم رسیده است. ویژگی منحصر به فرد روش پینهادی در به کارگیری عملگرها، زمان سوئیچ عملکرد تراسترها و چرخ عکس العملی است که مبتنی بر انرژی سیستم تنظیم شده است. شبیه سازی های ایخام شده با به کارگیری تقوری کنترلی پیشنهادی و استفاده از عملگرهای هیرید امکان انجام مانورهای انجام شده با به کارگیری ریکر عکس العملی است که مبتنی بر انرژی سیستم تنظیم شده است. شبیه مازی های استفاده از مدور کو کاهش چشمگیر رابعاشات ناشی از تحریک پنلهای انعطاف پذیر را با معیار چابکی و دقت نمایش می دهد.

واژههای کلیدی: عملگرهای هیبرید، کنترل فعال ارتعاشات، فضاپیمای انعطاف پذیر، کنترلر لیاپانوف، وصلههای پیزوالکتریک

<i>d</i> ₃₁	ثابت پيزوالكتريک		علائم و اختصارات
x	متغير كمكي		
$\theta(t)$	زاويه هاب	D_3	جابجایی عرضی
J_h	ممان اینرسی هاب	E_3	چگالی میدان الکتریکی
$ ho_{\!b}^i$	جرم بر واحد طول <i>أ</i> امين پنل	S_1	كرنش
$^{j} ho_{P}^{i}$	جرم بر واحد طول <i>j</i> امين وصله پيزوالكتريک	$\sigma_{ m l}$	تنش
X_{i}	نقطه شروع مختصات ييزوالكتريكها	E_P	مدول الاستيسيته پيزوالكتريك
$V_n^i \circ V_h^i$	انرژی پتانسیل سازه اصلی و حسگرها و عملگرها	ε_3^T	ثابت دیالکتریک
E_b^i	مدول الاستيسيته	S_{11}^{E}	ثابت الاسيتيك
I_b^i	ممان اینرسی سازه انعطافپذیر		
^{<i>j</i>} <i>y</i> ^{<i>i</i>}	نقطه شروع مختصات پيزوالكتريكها از محور خنثي تير		۲. استادیار
			۲.کارشناسی ارشد

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).

کنترل فعال ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر در مانور وضعیت با استفاه از عملگرهای هیبرید: با رعایت قانون ...

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

 ${}^{j} \varpi_{p}^{i}$ عرض لایه پیزوالکتریک ${}^{j} m_{p}^{i}$ ضخامت هر یک از لایههای پیزوالکتریک بر روی پنل

مقدمه

یکی از چالشهای مطرح در طراحی فضاپیماهای 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 عمدهترین چالش در بحث طراحی سامانه کنترل به شمار رود. ارضای نیازمندیهای طراحی سیستم کنترل وضعیت فضاپیماها در محیطهای عملیاتی، در حضور اغتشاشات محیطی، عدم وجود اطلاعات کافی از پارامترهای سیستم و ارتعاشات سازهای تولید شده در وصلههای انعطاف پذیر فضاپیما به واسطه مانورهای مداری بسیار حساس و مشکل است [۲, ۳].

استفاده از لینکها و وصلههای انعطاف پذیر در مقایسه با سازههای صلب، پیچیدگیهای دینامیکی را تعریف می کند که در نتیجه رویکردهای کنترلی و الگوریتمهای آن می بایست متناسب با این سیستمها دوباره بازنویسی و فرمول بندی شوند. در حقیقت استفاده از سازههای انعطاف پذیر نهتنها باعث تحمیل پارامترهای دینامیکی اضافه (درجات آزادی بیشتر) به سیستم می شوند، بلکه مجموعه را نیازمند پایدارسازی در حضور ارتعاشات تحمیل شده به واسطه این دینامیک و میراکردن آن با سرعت هرچه تمامتر می سازد [۴, ۵]. گام نخست در طراحی سیستم کنترلی، ارائه مدل دینامیکی مناسب برای سازهها و وصلههای انعطاف پذیر است [۶, ۷].

از میان روشهای گسترده کنترلی برای سیستمهای غیرخطی که میتواند مسئله پایداری فضاپیماهای انعطاف پذیر را حل کند، تئوری پایداری لیاپانوف مورد توجه بسیاری از طراحان قرار دارد [۸, ۹]. انتخاب تابع لیاپانوف میتواند به طور همزمان با طراحی کنترلر برای سیستم دینامیکی صورت پذیرد که منجر به پایداری حلقه بسته شود [۱، ۱۰]. این روش کنترلی به دسته کنترلرهای فیدبک تمام حالات سیستم^۳ معلق دارد. در این روش، یک تابع (لیاپانوف) مثبت معین (براساس مشتق مرتبه اول این تابع منفی معین شود. قوانین کنترلی مبتنی بر تابع ایدازه گیری حسگرها، نامعینیهای ماتریس ممان اینرسی، بازشدن اندازه گیری حسگرها، نامعینیهای ماتریس ممان اینرسی، بازشدن انتشاشی محیط، گشتاورهای میکروگرویتی و غیره) مقاوم هستند. یکی از محدودیتها و چالشهای این تکنیک، نبود یک روش یکتا برای انتخاب و فرمولاسیون تابع لیاپانوف میباشد [۲۰–۱۵].

ابدصمد و طیبی^۴ با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف به طراحی مانور آرایشی فضاپیماها پرداختند. در الگوریتم طراحی شده نیازی به سرعتهای زاویه ای مطلق و نسبی فضاپیماها نیست [۱۶]. محرابیان^۵ و همکاران به معرفی قانون کنترلی غیر متمرکزی مبتنی بر روش لیاپانوف برای هدایت وضعیت فضاپیماها در پروازهای آرایشی پرداختند [۱۷]. باید توجه داشت که استفاده از تکنیکهای کنترلی مختلف با توجه به اهداف مأموریتی گوناگون درنظر گرفته می شوند. کنترل ساختار متغیر برای مانور سیستمهای با مختصات صلب انعطاف پذیر کاربرد فراوانی دارد. اگرچه این کنترلر از توابع سوئیچ کننده به منظور سمت سطح پایدار متمایل می سازد، 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 [۱۹, ۱۹].

به تازگی ترکیب عملگرهای مختلف برای مانورهای با زاویه بزرگ و سریع فضاپیماها مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است [۲۰, ٢١]. الگوريتم كنترل تركيبي با استفاده از چرخهاي عكس العملي و گشتاوردهندههای مغناطیسی برای کاهش سرعت چرخهای عکسالعملی در مانورهای زاویه بزرگ توسط سان² و همکاران به کار برده شده است [۲۲]. لاپاس^v از ژایروهای کنترل ممان^h برای کاهش انحراف زاویه</sup></sup> گیمبال برای یک فضاپیمای با مانور سریع در معرض گشتاورهای خارجی استفاده كرد [٢٣]. رايجترين عملكر براي مانورهاي وضعيت فضاپيماها كه قابلیت اعمال گشتاورهای بزرگ نسبت به چرخهای عکس العملی را دارند، تراسترها میباشند [۲۴]. تراسترها به واسطه ساختار ناپیوسته گشتاورهای كنترلى توليدى براى اهداف كنترلى با دقت بالا مناسب نمى باشند [٢٥, ۲۶]. یکی دیگر از معایب تراسترها، مصرف سوخت آنهاست. طراحی سیستم کنترلی با استفاده از عملگرهای تراستر و یک مدولاتور پهنا-باند/ پالس- فرکانس و لحاظ یک تابع علامت در قانون فیدبک کنترلی برای مانور وضعیت فضاپیما توسط مزینان^{۱۰} و همکاران طراحی شد [۲۷]. سانگ و آگراوال^{۱۱} به کنترل ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر با استفاده از عملگرهای تراستر و مدولاتور PWPF و وصلههای پیزوالکتریک به صورت آزمایشگاهی پرداختند [۲۸].

در مقابل، اگرچه گشتاور تولیدی توسط چرخهای عکس العملی یک یا دو مرتبه کمتر از تراسترها و ژایروهای کنترل ممان است

- 6. Sun
- 7. Lappas
 8. Control Moment Gyro (CMG)
- 9. PWPM
- 10. Mazinan

3. Full State Feedback

^{4.} Abdessameud and Tayebi

^{5.} Mehrabian

^{11.} Song and Agrawal

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

[۲۹]، اما قابلیت تأمین فرامین کنترلی با دقت بالا و پیوسته را دارند. همچنین، چرخهای عکسالعملی صرفا انرژی الکتریکی مصرف میکنند. ایده استفاده همزمان از تراسترها و چرخهای عکسالعملی به دنبال بهرهبری از مزایای هریک از عملگرها به طور مجزا برای فضاپیماهای انعطاف پذیر با نیازمندیهای سرعت و دقت در مانور است. در این حالت، تراسترها به عنوان عملگر اولیه در تولید گشتاور برای سمت گیری سریع فضاپیما بوده درحالیکه چرخ عکسالعملی در ادامه با تولید گشتاورهای پیوسته دقت را فراهم میکند.

همان طور که اشاره شد، کاهش ارتعاشات مبحثی چالش برانگیز برای طراحان فضاپیماها می باشد. یک روش مناسب، استفاده از مواد پیزوالکتریک به عنوان حسگر/عملگر می باشد [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 طرفیت کنترلی مواد پیزوالکتریک محدود می باشد، زیرا دارای ثابتهای پیزوالکتریک کوچک و محدودیتهای ولتاژی و ابعادی می باشند [۳۲].

روشهای کنترل فعال متعددی را میتوان برای میراکردن ارتعاشات نامطلوب سازهای بهکار برد. مطالعه جامعی در کنترل فیدبک نرخ کرنش و فیدبک موقعیت مثبت^{۲۲} برای کاهش ارتعاشات فعال سازههای فضایی انعطاف پذیر توسط نیومن^{۳۲} صورت پذیرفته است [۳۳]. در این قانون کنترلی، مختصات سرعت سازه به جبران کننده فیدبک شده و در یک ضریب بهره منفی ضربشده و در نهایت به سازه ارسال میشود. مشکل اصلی در فیدبک مستقیم 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 پهنای باند مشخص ایجاد کند [۳۴].

در این مقاله با به کارگیری قانون کنترلی مبتنی بر تئوری لیاپانوف توسعه یافته^{۱۰} و درنظرگرفتن دینامیک عملگرهای چرخ عکسالعملی، وصلههای پیزوالکتریک و انرژی یک فنر پیچشی (درقالب یک تابع شبه انرژی برای کمینهشدن تابع لیاپانوف پیشنهادی و تولید حالت هدف نهایی) در ساختار این کنترلر نسبت به نمونه رایج آن^{۱۵} و رگولاتور خطی درجه دوم^{۱۰} در قالب یک مطالعه مقایسهای، مزیت کنترلر پیشنهادی نمایش داده شده است.

- 14. Extended Lyapunov Desgin (ELD)
- 15. Conventional Lyapunov Design (CLD) 16. Linear Quadratic Regulator (LQR)

میلاد عظیمی و صمد مرادی

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 (چرخعکس العملی، حسگر/عملگر پیزوالکتریک، فضاپیمای انعطاف پذیر) از جمله نوآوریهای این مقاله به شمار می رود.

ساختار مقاله به این صورت می باشد که در بخش دوم مدل دینامیک فضاپیمای انعطاف پذیر مجهز به چرخ عکس العملی و مواد پیزوالکتریک جانمایی شده به صورت هم مکان 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 شبیه سازی های عددی و مقایسه نتایج می پردازد و در نهایت مقاله با ارائه نتیجه گیری به اتمام رسیده است.

معادلات حركت فضاپيماي انعطاف پذير

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

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

که در آن D_3 جابجایی عرضی، E_3 چگالی میدان الکتریکی، S_1 کرنش، D_3 تنش، D_5 مدول الاستیسیته پیزوالکتریک، σ_1 تش، σ_1 مدول الاستیسیته پیزوالکتریک، σ_1 تش، σ_1 مدول الاستیسیته پیزوالکتریک، σ_1 تش، σ_1 مدول ثابت دی الکتریک، ثابت الاسیتیک و ثابت پیزوالکتریک هستند که سه پارامتر آخر از شرکت سازنده پیزوالکتریک هاب سیخراج خواهند شد. شکل (۱) مدل فیزیکی فضاپیما شامل یک هاب صلب مرکزی به همراه دو پنل انعطاف پذیر حاوی وصلههای حسگر /عملگر پیزوالکتریک را نشان می دهد. مختصات استفاده شده در استخراج معادلات نیز در این شکل نمایان است. هر یک از این پنل ها وصلههای پیزوالکتریک با طول J_4 در نظر گرفته شدهاند. به عنوان تیر یکسرگیردار یکنواخت با طول J_4 درنظر گرفته شدهاند. مختصات J_7 محلی و مختصات محلی و مختصات محلی محلی مختصات اینرسی و مختصات محلی محلی محلی مختصات اینرسی و مختصات محلی محلی محلی محلی این که محلی در مرکز هاب درنظر گرفته شده است.



شکل ۱ – مدل فضاپیمای انعطافپذیر



^{12.} Positive Position Feedback (PPF)

^{13.} Newman

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

$$\begin{split} V_b^i = & \frac{1}{2} \int_a^{a+L_b} E_b^i I_b^i \left(\frac{\partial^2 w(x^i, t)}{\partial x^2} \right)^2 dx \\ {}^j V_P^i = & \frac{1}{2} {}^j E_P^i \left({}^j \overline{\varpi}_p^i {}^j h_p^i \right) \left({}^j y^{i2} + {}^j y^i {}^j h_p^i + \frac{{}^j h_p^i {}^2}{3} \right) \\ & \int_{x_i}^{x_i + L_{P_i}} \left(\frac{\partial^2 w(x^i, t)}{\partial x^2} \right)^2 dx \end{split}$$

که در آن E_b^i مدول الاستیسیته، I_b^i ممان اینرسی سازه انعطاف پذیر، Y^i نقطه شروع مختصات پیزوالکتریکها از محور خنثی تیر، ${}^j \sigma_p^i$ عرض لایه پیزوالکتریک و ${}^i h_p^i$ ضخامت هر یک از لایههای پیزوالکتریک بر روی پنل میباشد. کار مجازی صورت گرفته توسط نیروهای خارجی au و پیزوها به واسطه رابطه زیر بیان می شود: $W_{nc} = \frac{1}{2} \{ \mathbf{\eta} \}^T [\mathfrak{I}] \{ \mathbf{\eta} \} - \{ \mathbf{q} \}^T [\mathbf{R}] \}$ (Y)

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left\{ 1 \, \mathfrak{R}_{p}^{i} \right\} \left\{ 2 \, \mathfrak{R}_{p}^{i} \right\} \dots \left\{ n_{j} \, \mathfrak{R}_{p}^{i} \right\} \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} \mathfrak{I} \end{bmatrix} = diag \begin{pmatrix} j \xi_{p}^{i} \\ \xi_{p}^{j} \end{pmatrix},$$

$$^{j} \, \mathfrak{R}_{p}^{i} = \sum_{i=1}^{2} \sum_{j=1}^{n_{j}} j d_{31}^{i} {}^{j} E_{p}^{i} {}^{j} \sigma_{p}^{i} \left({}^{j} y^{i} + \frac{j h_{p}^{i}}{2} \right)$$

$$\int_{j_{x^{i}}}^{j_{x^{i}} + L_{p}} \left\{ \Psi''(x) \right\}^{T} dx \qquad (A)$$

$$\mathbf{\eta} = \begin{bmatrix} 1 \eta_{p}^{i-2} \eta_{p}^{i} \dots {}^{n_{j}} \eta_{p}^{i} \end{bmatrix}^{T} {}^{j} \eta_{p}^{i} = {}^{j} E_{3}^{i} {}^{j} h_{p}^{i}$$

$$^{j} \xi_{p}^{i} = \sum_{i=1}^{2} \sum_{j=1}^{n_{j}} \frac{j \sigma_{p}^{i} L_{p_{i}}}{j h_{p}^{i}} \left({}^{j} \varepsilon_{3}^{iT} - j d_{31}^{i} {}^{2} j E_{p}^{i} \right)$$

و همچنین η_p^i ولتاژ الکترودها و $\{\Psi(x)\}$ توابع هرمیت میباشند. با به کارگیری روش المان محدود، جابجایی عرضی سازه انعطاف پذیر $w^i(x,t)$ را می توان به صورت زیر درنظر گرفت [۳۷]:

$$w^{i}(x,t) = \sum_{k=1} \psi_{k}(x)q_{k}(t) = \{\Psi\}\{\mathbf{q}\}$$
(9)

برای استخراج معادلات حرکت از اصل همیلتون توسعهیافته بهصورت زیر استفاده شده است:

$$\int_{t}^{t_2} \left[\delta(T - V) + \delta W_{nc} \right] dt = 0 \tag{(1)}$$

$$\begin{cases} @ x = a \to w(a,t) = w'(a,t) = 0, & (Fixed End) \\ @ x = L \to w''(L,t) = w'''(L,t) = 0, & (Moment, Shear) \end{cases}$$
(11)

و میرایی سازهای برای دینامیک وصلههای انعطافپذیر که با بهکارگیری تابع رایلی^{۱۷} به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$T_d = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} \tag{11}$$

17. Rayleigh's dissipation function

كنترل فعال ارتعاشات فضاپیمای انعطافپذیر در مانور وضعیت با استفاه از عملگرهای هیبرید: با رعایت قانون ...

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

$$v(x,t) = \left(-\dot{\theta}(t)w(x,t)\right)\mathbf{X}_{b} + \left(\dot{w}(x,t) + (x+a)\dot{\theta}(t)\right)\mathbf{Y}_{b}$$
(Y)

که در آن x متغیر کمکی است که از محل اتصال پنل به هاب و در امتداد پنل اندازه گیری می شود، (t) زاویه هاب، (x, t) w تغییر مکان عرضی اندازه گرفته شده نسبت به محور x، a فاصله مرکز هاب تا محل اتصال هاب با پنل است. عبارت ضریب \mathbf{X} در تساوی معادله (۲) کوپلینگ بخش انعطاف پذیر و صلب، اولین عبارت ضریب \mathbf{Y} در این تساوی سرعت ارتعاشی بخش الاستیک که ناظر از مختصات ثابت شده بر روی هاب اندازه می گیرد و عبارت دوم ضریب \mathbf{X} ، سرعت جسم صلب المان جرمی در غیاب انعطاف پذیری است [۳۶]. در مدل سازی ها از تغییر شکل های شعاعی صرف نظر شده است. با استفاده از معادله (۲) انرژی جنبشی سیستم شامل وصله های پیزوالکتریک را می توان به صورت زیر بیان کرد:

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

که در آن ${}^{i}T_{p}$, ${}^{i}T_{$

$$T_{h} = \frac{1}{2} (J_{h} - J_{a}) \dot{\theta}^{2} + \frac{1}{2} J_{a} (\dot{\theta} + \omega_{a})^{2} ,$$

$$T_{b}^{i} = \frac{1}{2} \int_{a}^{a+L_{b}} \rho_{b}^{i} v^{2} dx , T_{P}^{i} = \frac{1}{2} \int_{x_{i}}^{x_{i}+L_{P}} j \rho_{P}^{i} v^{2} dx$$
(f)

که J_h ممان اینرس هاب، $\dot{\rho}_b^i$ جرم بر واحد طول *i*امین پنل، $\dot{\rho}_p^i$ جرم بر واحد طول *i*امین وصله پیزوالکتریک، x_i نقطه شروع مختصات پیزوالکتریکهاست. انرژی پتانسیل سازه انعطاف پذیر شامل جفت حسگر/عملگرها نیز به صورت زیر درنظر گرفته شده است:

$$V = \sum_{i=1}^{2} V_{b}^{i} + \sum_{i=1}^{2} \sum_{j=1}^{n_{j}} {}^{j} V_{p}^{i}$$
 (Δ)

که در آن ⁱ V_b و ^jV_p انرژی پتانسیل سازه اصلی و حسگرها و عملگرها بوده و بهصورت زیر تعریف می شوند:

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

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

$$\mathbf{C} = \alpha \mathbf{M} + \beta \mathbf{K} \tag{17}$$

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:

$$\frac{M_{RR}}{\underline{M}_{RF}} = \frac{M_{RF}}{\underline{M}_{FF}} \cdot \left[\begin{array}{c} \ddot{\theta} \\ \ddot{q} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} C_{RR} & \underline{0} \\ \underline{0} & \underline{C}_{FF} \end{array} \right] \cdot \left[\begin{array}{c} \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} 0 & \underline{0} \\ \underline{0} & \underline{K}_{FF} \end{array} \right] \cdot \left[\begin{array}{c} \theta \\ \underline{q} \end{array} \right] \\
= \left\{ \begin{array}{c} \tau + \tau_a \\ -[\underline{R}][\underline{g}_a] \{\underline{\eta}_a\} \end{array} \right\} \\
K_I \dot{I}(t) + K_R I(t) - K_B \omega_a = V_{RW}$$
(14)

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

که در آن:

$$M_{RR} = J_{h} - J_{a} + \mathbf{q}^{t} \mathbf{M}_{FF} \mathbf{q}$$

$$C_{RR} = 2\mathbf{q}^{T} \mathbf{M}_{FF} \mathbf{q} + J_{a} \omega_{a} \qquad (1-1\Delta)$$

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

$$M_{RR} = J_{h} - J_{a}$$

$$C_{RR} = J_{a} \omega_{a} \qquad (\Upsilon - 1\Delta)$$

$$\mathbf{K}_{FF} = \mathbf{K}_{FF}$$

و همچنین [\mathbf{g}_{s}] و [\mathbf{g}_{s}] و [\mathbf{g}_{s}] و همچنین [\mathbf{g}_{s}] و [\mathbf{g}_{s}] و همچنین [\mathbf{g}_{s}] و [\mathbf{g}_{s}] و \mathbf{K}_{n} , K_{n} , K_{I} به ترتیب بیانگر ضریب بهرههای تقویت کننده حسگر و عملگر، گشتاور کنترلی تولید شده توسط چرخ عکس العملی، ثابت گشتاور موتور، جریان آرمیچر موتور، ظرفیت آرمیچر می باشند [\mathbf{x}^{N}]. باید به این نکته توجه داشت که مولفههای آرمیچر می باشند [\mathbf{x}^{N}]. باید به این نکته توجه داشت که مولفههای آرمیچر می باشند (\mathbf{x}^{N}). بای که معادله حرک (\mathbf{x}^{N}) و ولتاژ سیستم با دینامیک غیرخطی (درنظر گرفتن ترمهای مرتبه بالا) در معادله (\mathbf{x}^{N}) و برای فرم خطی معادلات حرکت (\mathbf{x}^{N}) و محاذلر از ترمهای مرتبه بالا) در ترمهای مرتبه بالا) در معادله (\mathbf{x}^{N}) ارائه شده است.

طراحي كنترلر

در این بخش روشی برای طراحی قانون کنترل فیدبک با پایداری کلی برای معادله غیرخطی سیستم (معادله (۱۴)) ارائه شده است. ارتباط تابع لیاپانوف پیشنهادی و گشتاور کنترلی تا حدی وابسته به معادله حرکت می باشد [۳۹]. برای طراحی قانون کنترل مبتنی بر روش لیاپانوف، تابع کاندید لیاپانوف به عنوان ترکیبی از انرژی های

18. Electromotive Force (EMF)

میلاد عظیمی و صمد مرادی

کل زیر ساختارهای سیستم شامل، انرژی هاب، انرژیهای پنلهای انعطاف پذیر، 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:

$$E = \frac{1}{2} K_{I} \left(I_{e} \left(t \right) \right)^{2} + \frac{1}{2} \left\{ g_{1} \left(\left(J - J_{a} \right) \dot{\theta}^{2} + J_{a} \left(\dot{\theta} + \omega_{a} \right)^{2} \right) \right. \\ \left. + g_{2} \left(\theta - \theta_{f} \right) + 2 g_{3} \left[\int_{a}^{L} \rho_{b} \left(\left(x \dot{\theta} + \dot{w} \right)^{2} + w^{2} \dot{\theta}^{2} \right) dx \right. \\ \left. + \sum_{j=1}^{n_{j}} \int_{x_{i}}^{x_{i} + L_{p}} \rho_{p} \left(\left(x \dot{\theta} + \dot{w} \right)^{2} + w^{2} \dot{\theta}^{2} \right) dx \right. \\ \left. + \left(\mathbf{q}^{T} \mathbf{K}_{qq} \mathbf{q} \right) + \left(\mathbf{q}^{T} \mathbf{R} \mathbf{R}^{T} \mathbf{q} \right) \right] \right\}$$

که در آن θ_f زاویه مطلوب پایانی و $I_a(t) - I_d(t) = I(t) - I_d$ به عنوان سطح اغتشاشات جریان الکتریکی وارد شده به فضاپیما می-باشد. 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. همان طورکه از این تابع میتوان مشاهده کرد، دینامیک عملگر و حسگر پیزوالکتریک و چرخ عکس العملی بطور مستقل در این رابطه درنظر گرفته شده است. همچنین، برای تضمین شرایط مطلوب و کمینه کلی شدن H این تابع اضافه شده است. واضح است که $0 < g_i$ $g_i > 0$ در معادله (۱۶) شرایط کلی الم معاد و این رابطه در معادله (۱۶) شرایط $0 \le T$ را تضمین کرده، بنابراین کمینه کلی در معادله (۱۶) شرایط مطلوب (نقطه پایانی) اتفاق می افتد. در E = T و فقط در شرایط مطلوب (نقطه پایانی) اتفاق می افتد.

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

$$\begin{split} \dot{E} &= K_{I}I(t)\dot{I}(t) + \\ \left\{ g_{1}K_{m}\left(I_{e}+I_{d}\right) + g_{2}\left(\theta-\theta_{f}\right) + 2(g_{3}-g_{1}) \\ \left[\int_{a}^{L}\rho_{b}\left\{ x\left(x\ddot{\theta}+w\dot{v}\right) + \frac{1}{2}w^{2}\left(\ddot{\theta}+\frac{w}{w}\dot{\theta}\right)\right\} dx + \\ \sum_{j=1}^{n_{j}}\int_{x_{i}}^{x_{i}+L_{p_{i}}}{}^{j}\rho_{p}\left\{ x\left(x\ddot{\theta}+w\dot{v}\right) + \frac{1}{2}w^{2}\left(\ddot{\theta}+\frac{w}{w}\dot{\theta}\right)\right\} dx \right] \right\}\dot{\theta} \end{split}$$
(1V)

با استفاده از قانون ولتاژ کیرشهف برای آرمیچر، بخش دوم معادله حرکت سیستم (۱۴) را می توان بازنویسی کرد و داریم:

$$K_{I}(\dot{I}(t) - \dot{I}_{d}(t)) = -K_{R}(I(t) - I_{d}(t)) - K_{R}I_{d} - K_{I}\dot{I}_{d}(t) + K_{B}\omega_{a} + V_{RW}$$
(1A)

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

کنترل فعال ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر در مانور وضعیت با استفاه از عملگرهای هیبرید: با رعایت قانون ...

$$K_{I}I(t)\dot{I}(t) = I_{e}(t) \{ -K_{R}I_{e}(t) - K_{R}I_{d} \\ -K_{I}\dot{I}_{d}(t) + K_{B}\omega_{a} + V_{RW} \}$$
(19)

از آنجاکه برای پایداری باید شرط b≥ Ė برقرار باشد، از این رو برای انتخاب ولتاژ کنترلی داریم:

$$\begin{aligned} V_{RW} = K_I \dot{I}_d(t) + K_R I_e(t) + K_R I_d - K_B \omega_a \\ -\gamma K_I I_e(t) \end{aligned} \tag{7.}$$

که در آن ۲ 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 β∂– قرار میدهیم، بنابراین داریم:

$$I_{d} = -\frac{1}{K_{m} g_{1}} \left\{ g_{2} \left(\theta - \theta_{f} \right) + K_{m} J_{R} \dot{\omega}_{a} + \beta \dot{\theta} + 2(g_{3} - g_{1}) \right. \\ \left. \left(\int_{a}^{L} \rho_{b} \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^{2} (\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta}) \right\} dx + \right. \\ \left. \sum_{j=1}^{n_{j}} \int_{x_{i}}^{x_{i} + L_{m}} j \rho_{P} \left\{ x \left(x \ddot{\theta} + \ddot{w} \right) + \frac{1}{2} w^{2} (\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w} \dot{\theta}) \right\} dx \right\} \right\}$$
(Y1)

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

$$I_{d} = -G_{1}(\theta - \theta_{f}) - G_{2}\dot{\theta} - g_{1}^{-1}J_{R}\dot{\omega}_{a}$$

$$-G_{3}\left(\int_{a}^{L}\rho_{b}\left\{x\left(x\ddot{\theta} + \ddot{w}\right) + \frac{1}{2}w^{2}(\ddot{\theta} + \frac{\ddot{w}}{w}\dot{\theta})\right\}dx$$

$$+\sum_{j=1}^{n_{j}}\int_{x_{i}}^{x_{i}+L_{p_{i}}}j\rho_{P}\left\{x\left(x\ddot{\theta} + \ddot{w}\right) + \frac{1}{2}w^{2}(\ddot{\theta} + \frac{\dot{w}}{w}\dot{\theta})\right\}dx\right)$$
(YY)

که در آن پارامترهای G_i و g_i باید $0 \le (K_m g_1) \le 0$, $G_3 = (g_3 - g_1/g_1) > -2K_m$, $G_2 = (\beta/K_m g_1) \ge 0$ (۱۷) $G_2 = (\beta/K_m g_1) \ge 0$ (۱۷) g_i (i = 3,4,5) > -2داریم $0 > \dot{S}$. بنابراین، این قانون کنترلی پایداری کلی سیستم با پارامترهای توزیعی را تضمین میکند. از طرف دیگر همان طورکه 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 نعطاف پذیر را اندازه گیری میکند. این جریان با استفاده از تجهیزات تنظیم کننده سیگنال و با درنظر گرفتن ضریب بهره مناسب G_2 و اعمال آن بر عملگر، تبدیل به ولتاژ حسگر V_S میشود. بنابراین، برای ولتاژ خروجی حسگر میتوان نوشت:

$$V_{S}(t) = G_{C} i(t)$$

= $G_{C} e_{31} \left(\frac{h_{b}}{2} + h_{p} \right) \overline{\omega}_{P} \int_{0}^{L_{p}} \frac{\partial^{2}}{\partial x^{2}} \psi_{k}(x) \dot{q}_{k}(t) dx$ (YY)

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی /
دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

که در آن *i(t)* جریان مدار است. ولتاژ حسگر به عنوان ورودی کنترلر بوده و خروجی کنترلر حاصلضرب ضریب بهرهای در ولتاژ حسگر است. بنابراین ورودی کنترلر **u**(t) توسط رابطه (۲۴) تعریف می شود.

$$\mathbf{V}_{a}(t) = \mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_{p} \times V_{S}(t) \tag{14}$$

به طوری 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 خمشی به صورت زیر استخراج می شود:

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

همان طور که پیشتر اشاره شد، در این مقاله از رویکرد عملگرهای هیبرید برای کنترل وضعیت و ارتعاشات استفاده شده است. در ابتدا، برای آنکه فضاپیما را بتوان به منطقه هدف نزدیک 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 می کند. باید به این نکته دقت داشت که یکی از پارامترهای مهم و اساسی برای این نکته دقت داشت که یکی از پارامترهای مهم و اساسی برای تراستر و چرخ عکسالعملی است. به این ترتیب، با تعریف پارامترهایی مبین انرژیهای کل سیستم به عنوان معیار مناسبی برای تعیین زمان سوئیچ به صورت رابطۀ (۲۶) استفاده می شود:

 $U = a_1 \theta_e^2 + a_2 \dot{\theta}_e^2 + a_3 \omega_a^2 + a_4 w''^2(x,t) + a_5 \dot{w}^2(x,t)$ (Y8)

که در آن a_i ها ثابتهای وزنی برای مولفههای انرژی بوده که با سعی و خطا تعیین می شود. واضح است که نقطه با انرژی کم را می توان نزدیک به هدف متصور شد. با تعریف یک آستانه مشخص از انرژی سیستم، سامانه کنترلی می تواند میان دو عملگر سوئیچ انجام دهد.

بحث و شبیهسازیهای عددی

در این بخش، شبیه سازی های عددی به منظور صحت سنجی عملکرد فضاپیمای انعطاف پذیر و کارایی کنترلر هیبرید پیشنهاد شده ارائه شده است. شبیه سازی فضاپیما شامل مانور تک محوره سکون به سکون^{۱۹} به گونه ای است که فضاپیما 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 درنظر گرفته شده برای عملگرهای وضعیت در جدول (۱) و فضاپیمای انعطاف پذیر در جدول (۲) ارائه شده است [۱۴]. کلیه شبیه سازی ها انجام شده در

19. Rest-To-Rest

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

مقاله با استفاده از نرمافزار متلب^{۲۰} صورت گرفته است. شرایط اولیه مقاله با استفاده از نرمافزار متلب^{۲۰} صورت گرفته است. $\dot{\theta}_d = \ddot{\theta}_d = 0$ رای انجام مانور با $\dot{\theta}_d = \ddot{\theta}_d = 0$ زاویه بزرگ در نظر گرفته شده است.

برای تبدیل فرامین کنترلی به خروجیهای تولید شده توسط تراستر، رایجترین روش استفاده از مدولاتور PWPF است [۴۲]. این مدولاتور شامل یک فیلتر با تأخیر مرتبه اول و اشمیت تریگر^{۲۱} در حلقه فیدبک منفی است. پارامترهای مدولاتور درنظر گرفته شده عبارتند از 195 $m_{pw} = 0.9$ (ضریب بهره کنترلی)، 9.09 $m_{off} = 0.25$ (گام زمانی)، 80.05 $u_{off} = 0.25$ (گام زمانی خاموش شدن تراستر).

شبیه سازی ها، با پیاده سازی کنترلر هیبرید و با استفاده از معادلات حرکت فضاپیمای انعطاف پذیر و به کارگیری تئوری لیاپانوف و کنترلر فیدبک نرخ کرنش و استفاده از ضرایب بهره کنترلی $G_1 = -0.1$ ، فیدبک نرخ کرنش و استفاده از ضرایب بهره کنترلی (۲) و (۳) به $G_2 = 40$ تکمیل شده است. شکلهای (۲) و (۳) به ترتیب بیانگر زاویه و سرعت زاویه ای مانور برای کنترلرهای توسعه یافته و رایج لیاپانوف و LQR جهت مقایسه می باشد.

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

جدول ۲- پارامترهای فیزیکی فضاپیما

پنل انعطافپذير	وصله پيزوالکتريک	پارامترها
$E_{b} = 193.06$	$E_{p} = 68$	مدول الاستيسيته (GPa)
$\rho_b = 8030$	$ \rho_{p} = 7700 $	چگالی (kg/m ³)
$h_{b} = 0.01$	$h_p = 0.003$	ضخامت (m)
$\varpi_b = 0.5$	$\varpi_P = 0.08$	عرض (m)
$L_{b} = 1.5$	$L_{p} = 0.08$	طول (m)
-	$d_{31} = 125 \times 10^{-12}$	ثابت کرنش (m/V)
-	$e_{31} = 10.5 \times 10^{-3}$	ثابت تنش (Vm/N)
a = 0.5		اندازه هاب(m)
$J_h = 32.1$	ممان اینرسی هاب (kg.m ²)	

مآموریت در نظرگرفته شده برای فضاپیمای انعطاف پذیر از دو مانور با زاویه بزرگ تشکیل شده است. انتظار مانور اول تا ۱۰ ثانیه

20. MATLAB 21. Schmitt Trigger

میلاد عظیمی و صمد مرادی

بهطوری که فضاپیما از زاویه اولیه ۹۰ درجه آغاز به دوران کرده و مانور اولیه خود را تا زاویه صفر درجه انجام می دهد. مانور دوم بلافاصله پس از گذشت ۱۰ ثانیه و به واسطه پایدارسازی اولیه فضاپیما (پس از مانور اول) به منظور هدف گیری زاویه ۱۲۰ درجه آغاز می شود. برای انجام هر دو مانور از عملگرهای چرخ عکس العملی و تراستر به صورت ترکیبی استفاده شده است، به طوری که در ابتدای هر دو مانور تراستر وظیفه اعمال گشتاورهای کنترلی را دارد و در انتهای هر مانور چرخ عکس العملی گشتاور را به سیستم جهت انجام هرچه دقیقتر مانور اعمال و سرعت زاویه ای هاب به ترتیب به سمت زاویه مطلوب صفر (مانور ولی) تا زمان ۱۰ ثانیه و سپس سمت گیری برای زاویه مطلوب صفر (مانور دوم) و سرعتهای زاویه ای 8 / °0 در زمان ۲۵ ثانیه و در مجموع (برای هر دو مانور) ۳۵ ثانیه می کند.

از آنجاکه قابلیت تولید گشتاور تراسترها 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 حالتیکه فقط از چرخ عکسالعملی استفاده شود، به بیش از ۳۵ ثانیه حتی برای یک مانور منجر میشود. از طرف دیگر، به واسطه ماهیت ناپیوسته (خاموش– روشن) فرامین تراسترها، امکان تأمین دقتهای بالا در مانور وجود ندارد که این خصوصیت به عنوان یک چالش اصلی برای مأموریتهای فضایی مانند تصویربرداری یا ردگیری محسوب میشود. شایان ذکر است که دقت مانور به واسطه استفاده از تراستر حدود ۵/۰ درجه و برای چرخهای عکسالعملی بهتر از ۰/۰۱ درجه است.



شکل ۲- دینامیک وضعیت (زاویه دوران)

کنترل فعال ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر در مانور وضعیت با استفاه از عملگرهای هیبرید: با رعایت قانون ...

عملکرد کنترلر لیاپانوف که در ساختار آن دینامیک سیستم و عملگرهای هوشمند پیزوالکتریک لحاظ شده است، نسبت به کنترلر LQR و مدل قدیمی کنترلر 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 کنترلر وضعیت مورد استفاده قرار خواهد گرفت. اثرات انعطاف پذیری حین انجام مانور و پس از آن به وضوح در نمودارهای شکل (۳) برای هر سه کنترلر قابل مشاهده است. وجود اثرات انعطاف پذیری و همچنین ضعفهای کنترلرهای 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.



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 درنظرگرفتن کنترل فعال ارتعاشات نشان میدهد. همان طور که مشاهده می شود، همزمانی به-کارگیری کنترل فعال ارتعاشات و کنترل وضعیت باعث کاهش تلاش کنترلی عملگرهای وضعیت می شود. به عبارت دیگر، اثر استفاده از کنترل فعال ارتعاشات رابطه مستقیم با میزان عملکرد (زمان روشن بودن) عملگرهای وضعیت دارد. برای مانور اول (با شرایط اولیه ۹۰ درجه و زاویه هدف صفر) محدودیت تراستر ۰/۵ نیوتن متر و برای مانور دوم (با شرایط اولیه صفر و زاویه هدف ۱۲۰ درجه) محدودیت تراستر تا ۱ نیوتن متر درنظر گرفته شده است. برای مقایسه، سیستم در نظر گرفته شده با استفاده از کنترل LQR و فرم مایج کنترلر لیاپانوف با و بدون کنترل فعال ارتعاشات کنترل شده

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۹ دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

است. همان طور که از نمودارها می توان مشاهده کرد، به جز زمان نشست طولانی تر و خطای سیستم، میزان عملکرد تراسترها برای هر دو نوع کنترلر CLD و LQR نسبت به کنترلر توسعه یافته پیشنهادی قابل ملاحظه می باشد. از طرف دیگر، تلاش کنترلی برای کنترلرهای رایج (CLD) و توسعه یافته لیا پانوف (ELD) به مراتب کمتر از کنترلر RQ است.





شبکل ٤- پاسخ زمانی خروجی عملگرهای وضعیت متأثر از کنترل فعال ارتعاشات

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

ب افسلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی
 دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

اثرات روشن و خاموش شدن تراسترها، مودهای فرکانس بالای ارتعاشی سیستم ناشی از انعطاف پذیری سازهای را تحریک کرده و منجر به ارتعاشات اضافی در پنلها می شود. نحوه عملکرد و مکانیزم خاموش و روشن شدن تراسترها و عملگرهای دیگر فضاپیما 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 کرد و مانور به انتهای مقادیر شده رسیده باشد، عملگرهای تراستر به عهده چرخ مطلوب خود نزدیک می شود (زمانی که انرژی سیستم به آستانه تعریف شده رسیده باشد، با انتخاب این مکانیزم، از مزیت واکنش سریع عکس العملی می باشد. با انتخاب این مکانیزم، از مزیت واکنش سریع کرده و در انتهای مسیر برای مأموریتهای با دقت بالا نمی باشد، استفاده تصویربرداری و غیره) از قابلیت دقت عملگرهایی چون چرخ عکس العملی یا ژایروهای کنترل ممان استفاده می شود.



شکل ٦- پاسخ زمانی جابجایی پنل بدون کنترل فعال ارتعاشات

در مانور اول تراسترها تا ۴ ثانیه اول فعال میباشند و از ثانیه ۱۹ تا ثانیه ۱۱۰م چرخ عکس العملی فعال میباشد. در مانور دوم برای قانون کنترلی توسعه یافته مبتنی بر روش لیاپانوف فرصت چندانی برای تراسترها جهت اعمال فرامین ناپیوسته کنترلی وجود نداشته است (انرژی سیستم به واسطه به کارگیری این الگوریتم درمحدوده پایینی حفظ شده که منجر به سوئیچ زود هنگام از تراسترها به چرخ عکس العملی شده است)، به طوری که از ثانیه ۱۱ ام

میلاد عظیمی و صمد مرادی

بر روی عملگر چرخ عکس العملی سوئیچ شده است. این پدیده باعث منحنی مسطحتر وضعیت و عدم تحریک ارتعاشات سازهای شده است. درحالیکه برای قانون CLD در مانور دوم تراسترها تا ثانیه ۱۵ فعال بوده و برای قانون LQR تا ثانیه ۱۹ ام اعمال گشتاور کردهاند. بنابراین، آنچه از ساختار الگوریتمهای کنترلی CLD و LQR نسبت به ELD مشهود است، زمان سوئیچ بر روی عملگر چرخ عکس العملی دیرتر و پس از اعمال گشتاورهای متعدد تراسترها صورت پذیرفته است که انتظار تحریک بیش از حد مودهای انعطاف پذیر نیز دور از ذهن نیست.

بهمنظور کاهش ارتعاشات قبل و بعد از مانور، تکنیک کنترل فعال 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 شرایطی که کنترلر وضعیت و ولتاژ پیزوالکتریکها 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 عملگرها و حسگرهای هوشمند پیزوالکتریک با چیدمانی منظم بر روی هر پنل نقش یک سیستم چند ورودی-چند خروجی^{۲۲} را برای سیستم کنترلی بازی میکنند. شکلهای (۶) و (۲) جابجایی انتهایی پنلهای انعطاف پذیر را برای کنترلرهای وضعیت به ترتیب با



^{22.} Multi Input-Multi Output (MIMO)

کنترل فعال ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر در مانور وضعیت با استفاه از عملگرهای هیبرید: با رعایت قانون ...

همان طور که پیشتر اشاره شد، استفاده از عملگرهای تراستر می تواند مودهای فرکانس بالای سیستم را تحریک کرده و به سیستم ارتعاشات ناخواسته تحمیل کند. به طوری که در شکلهای (۶) و (۷) درست زمانیکه تراسترها فرامین ناپیوسته را تولید کردهاند، ارتعاشات به بیشترین مقدار خود رسیده است (افزایش دامنه نوسانات ثانیه ۱۰ تا ۱۵ کنترلر CLD و ثانیه ۱۰ تا ۱۹ کنترلر LQR). در این بازه زمانی، وصلههای پیزوالکتریک 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 تراسترها، وصلههای پیزوالکتریک به خوبی از پس ارتعاشات باقیمانده در سیستم برآمدهاند.



CLD ،ELD ولتاژ خروجی حسگرهای پیزوالکتریک به ترتیب برای ELD ،ELD و LQR

ولتاژ تولید شده توسط عملگرهای پیزوالکتریک 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

Archive of SID.ir

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

شکلها قابل ملاحظه است. همان طور که می توان در این نمودارها مشاهده کرد، زمانی که تراسترها گشتاورهای ناپیوسته کنترلی را به سیستم وارد می کنند، حسگرهای پیزوالکتریک مقدار کرنشهای بیشتری را اندازه گیری کرده و به تبع آن نیازمند ولتاژ بیشتری برای کاهش ارتعاشات حین عملکرد تراسترها هستند. در حالی که از ثانیه ۲۰ام به بعد (ایجاد شرایط مانور مطلوب)، نرخ کرنش اندازه گیری شده به طور چشمگیری کاهش یافته است. استفاده از رویکرد کنترل همزمان ارتعاشات و مانور برای کنترلرهایی که ساختار آنها به واسطه مدل سازی دقیق دینامیک اصلاح شده است، می تواند طراحان را برای تولید سیستمهای پیشرفته با مأموریتهای دقیق یاری نماید.

نتيجه گيري

این مقاله به توصیف و طراحی کنترل هیبرید برای مسئله کنترل همزمان وضعیت و ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر پرداخته است. خروجی کنترل فیدبک حالت برای مانور فضاییمای انعطافیذیر با استفاده از تئوری پایداری لیاپانوف با لحاظ تمام انرژیهای سیستم (شامل دینامیک وصلههای پیزوالکتریک، چرخ عکس العملی و اثر انرژی یک فنر پیچشی) و الگوریتم فیدبک نرخ کرنش به کار گرفته شد. نشان داده شده است که با استفاده از الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات با بکارگیری وصلههای حسگر /عملگر پیزوالکتریک، اثرات ارتعاشات باقیمانده پس از انجام مانور و ضربات ناييوسته تراسترها از بين مي رود. همچنين، خروجي كنترلر با درنظرگرفتن محدودیتهای عملگرهای کنترلی (تراسترهای یک و نیم نیوتونی) با ساختار هیبرید 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 انعطاف پذیری سازهای و سوئیچینگ عملگرها با هدف کاهش اثرات انعطاف یذیری در فازهای نهایی و افزایش دقت مانور نشان دهندهٔ مزیت رويكرد پيشنهادى و كنترلر طراحى شده نسبت به نمونه الگوريتمهاى پیشین و کنترلرهای مستقل از مدل دینامیکی میباشد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- 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.

میلاد عظیمی و صمد مرادی

- [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.
- [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. (ICMSC), 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.
- [33] S. M. Newman, "Active damping control of a flexible space structure using piezoelectric sensors and actuators," Naval Postgraduate School Montrey CA1992.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲ / تابستان ۱۴۰۱ (پیاپی ۵۲)

- [3] C. Wei, Y. Liao, W. Xi, Z. Yin, and J. Luo, "Eventdriven 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 antidisturbance 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 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. Bujarbaruah 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 Giamberardino, 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.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۲ (دورهٔ ۱۵ / شمارهٔ ۲/ تابستان ۱۴۰۱ (پیایی ۵۲)

کنترل فعال ارتعاشات فضاپیمای انعطاف پذیر در مانور وضعیت با استفاه از عملگرهای هیبرید: با رعایت قانون ...

- [39] J. L. Junkins, Z. Rahman, and H. Bang" ,Nearminimum-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.

- [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. Couqin, 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.