

# کنترل فعال ارتعاشات و پایش سلامت به‌هنگام پندل ترک‌دار فضاپیمای انعطاف‌پذیر مجهز به وصله‌های پیزوالکتریک در مانور وضعیت

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۹/۱۸

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۱۱/۱۴

میلاد عظیمی<sup>۱</sup>، محمدجواد چیتگری<sup>۲</sup>، سید حامد هاشمی مهینه<sup>۳</sup>

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

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، پژوهشگاه هوافضا (وزارت علوم، تحقیقات و فناوری)، تهران

۳- دانشیار، پژوهشگاه هوافضا (وزارت علوم، تحقیقات و فناوری)، تهران

## چکیده

این مقاله به کنترل فعال ارتعاشات و پایش سلامت پندل ترک‌دار فضاپیمای انعطاف‌پذیر در مانور وضعیت با استفاده از وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک و روش فیدبک نرخ کرنش<sup>۱</sup> پرداخته است. پندل انعطاف‌پذیر ترک‌دار با رویکرد تئوری تیر اویلر-برنولی<sup>۲</sup> و روش المان محدود مدل‌سازی شده و معادله‌های غیرخطی حرکت سامانه کاملاً کوپل صلب-انعطاف‌پذیر با استفاده از روش لاگرانژ استخراج و با روش عددی نیومارک-بتا<sup>۳</sup> حل شده است. دو رویکرد پایش سلامت، به‌صورت آزمون‌وخطا و بیشینه نرخ کرنش‌های هر المان حین مانور (به‌صورت به‌هنگام<sup>۴</sup>) در کنار کنترل ارتعاشات (با اعمال نیروی کنترلی مبتنی بر بیشترین مقادیر نرخ کرنش با تعداد معین و از پیش تعریف‌شده عملگرهای پیزوالکتریک)، در نظر گرفته شده است. بیشینه نرخ‌های کرنش با تغییر در شرایط مأموریت و جابه‌جایی ترک در لحظه تغییر کرده و به‌طور هم‌زمان عملگرهای متناظر فعال می‌شوند (رویکرد دوم). همچنین به‌منظور شناسایی رفتار کل سیستم ترک‌دار، تابع انرژی متشکل از انرژی‌های جنبشی و پتانسیل پندل‌های انعطاف‌پذیر و پارامترهای وضعیت بدنه صلب با لحاظ ضرایب وزنی مختلف ارزش‌دهی شده است که معیار مناسبی از عملکرد رویکرد دوم (الگوریتم هوشمند پیشنهادی) است. شبیه‌سازی‌ها برای مکان‌های مختلف ترک و ورودی‌های گشتاورهای خارجی وارد بر بدنه صلب فضاپیما در قالب یک مطالعه مقایسه‌ای در محیط متلب/سیمولینک<sup>۵</sup>، معیاری مناسب در تعیین تعداد، مکان عملگرها و کاهش هزینه‌های توان مصرفی در فضاپیماهای مدرن امروزی در مأموریت‌های با دقت زیاد است.

واژه‌های کلیدی: ارتعاشات - پایه، پایش سلامت، کنترل فعال ارتعاشات، فضاپیمای انعطاف‌پذیر، فیدبک نرخ کرنش

## Online Active Vibration Control and Health Monitoring of a Cracked Flexible Spacecraft Panels Equipped with Piezoelectric Patches During Attitude Maneuver

Milad Azimi<sup>1</sup>, Mohammad Javad Chitgari<sup>2</sup>, Hamed Hashemi Mehneh<sup>3</sup>

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

2- MSc student, Aerospace Research Institute (Ministry of science, research and technology), Tehran, Iran.

3- Associate Professor, Aerospace Research Institute (Ministry of science, research and technology), Tehran, Iran.

### Abstract

This paper deals with active vibration control (AVC) and structural health monitoring of a maneuvering flexible spacecraft with a cracked panel using piezoelectric (PZT) sensor/actuator patches and strain rate feedback (SRF) method. The cracked panel is modeled using the Euler-Bernoulli beam theory and the finite element method (FEM). The nonlinear equations of motion of the fully coupled rigid-flexible system are extracted using the Lagrangian formulation and solved with Newmark- $\beta$  algorithm. Two approaches of structural health monitoring; first, trial and error, and second, maximum strain rates (online measurement) along with AVC (applying control signals based on the maximum values of strain rates to the predefined number, but unknown locations of PZT actuators), are performed. The strain rates change directly with mission conditions and crack locations, and the corresponding actuators are activated simultaneously. Moreover, to identify the dynamic behavior of the whole, cracked system, an energy function with different weighting coefficients is introduced to propose a suitable criterion for the performance evaluation of the second approach. Simulations for different crack numbers and locations and external disturbances as a comparative study (in MATLAB/Simulink) demonstrate suitable criteria to determine the number and locations of actuators and reduce the power costs in modern spacecraft in high-precision missions.

**Keywords:** vibrations-based, structural health monitoring, active vibration control, flexible spacecraft, strain rate feedback.

۳۷

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



سرنشین، فضاپیما و مأموریت کمک می‌کند. بنابراین یکی از نیازمندی‌های پایش سلامت بخش‌های انعطاف‌پذیر فضاپیماها، استفاده از روش‌هایی حین عملکرد سامانه است. یک سامانه پایش سلامت سازه ایده‌آل باید قابلیت ارزیابی و شناسایی پیوسته سامانه، حساسیت به آسیب‌های جزئی، حساسیت به انواع آسیب‌ها، مقاوم در برابر انواع بارگذاری‌ها، نویزها و تغییر شرایط محیطی و هزینه کم را داشته باشد. محققان فن‌های متعددی را برای پایش سلامت سازه توسعه داده‌اند که بخشی از نیازمندی‌های این روش‌ها را پوشش می‌دهد [۶-۱۲].

یکی از روش‌های پرکاربرد و به‌روز در پایش سلامت سازه‌ها استفاده از رویکردهای ارتعاشات- پایه<sup>۴</sup> است [۱۳-۱۷]. این روش مبتنی بر رصد تغییرات در مشخصه‌های مکانیکی سازه به‌واسطه تغییر در مشخصه‌های دینامیکی سامانه است. کمیت‌های قابل‌اندازه‌گیری در این روش شامل فرکانس‌های طبیعی، شکل مودها<sup>۱۵</sup>، مشتقات آن‌ها، مشخصه‌های میرایی و ... است. از جمله معیارهای ارزیابی عملکرد این تکنیک، قابلیت آن در اندازه‌گیری فرکانس‌های طبیعی، شکل مودها و کمینه‌سازی اختلاف فرکانس‌های نمونه‌برداری است.

امروزه استفاده از وصله‌های پیزوالکتریک<sup>۱۶</sup> در قالب حسگر/عملگرهای هوشمند، در صنایع فضایی کاربردهای گسترده‌ای دارد. عمده کاربرد آن‌ها افزایش سفتی موضعی در سامانه‌های حلقه بسته و کنترل ارتعاشات سازه است [۱۸-۲۰]. کاربرد این وصله‌ها در پایش سلامت سازه نیز مزایای فراوانی از جمله سبکی، مصرف پایین توان و حساسیت به کمترین مقادیر کرنش‌ها و شتاب‌ها دارند. استفاده از این سازه‌های هوشمند می‌تواند رفتار سامانه را پس از شناسایی خرابی با

سازه‌های بزرگ فضایی که برای عملیات طولانی‌مدت طراحی شده‌اند، ممکن است در اثر ضربه‌های ریز شهاب‌سنگ و زباله‌های مداری، قرار گرفتن طولانی‌مدت در محیط فضا، خستگی، تصادفات و نوع مأموریت آسیب ببینند. شناسایی دقیق محل و میزان آسیب سازه برای انجام هر نوع عملیات اصلاحی ضروری است. متداول‌ترین روش برای تشخیص آسیب سازه‌های بازرسی‌های بصری<sup>۶</sup> است. این روش مستلزم بررسی طولانی‌مدت برای آسیب است که به‌واسطه غیرقابل‌دسترس بودن بخش‌های عمده سازه دشوار بوده و اغلب اطلاعات مناسبی از میزان مقاومت باقی‌مانده سازه ارائه نمی‌دهد. همچنین اجرای این روش برای وسایل نقلیه فضایی بازگشت‌ناپذیر یا وسایل فضایی که در حین مأموریت بوده یا به هر نوعی در دسترس کارشناسان نیستند، میسر نیست. سایر روش‌های ارزیابی غیرمخرب<sup>۷</sup> از جمله فنون رادیوگرافی<sup>۸</sup>، اشعه ایکس<sup>۹</sup>، انتشار آکوستیک<sup>۱۰</sup>، جریان گردابی<sup>۱۱</sup>، تست مایعات نافذ<sup>۱۲</sup> و تکنیک‌های اولتراسونیک<sup>۱۳</sup> برای ارزیابی یکپارچگی سازه نیز به کار گرفته شده‌اند [۱-۴].

پایش سلامت سازه‌های انعطاف‌پذیر فضاپیماهای مدرن امروزی در طراحی مأموریت‌هایی که نیازمند مانورهای سریع و با دقت زیاد می‌باشند امری ضروری است. اطلاع از وضعیت بخش‌های انعطاف‌پذیر حین انجام مأموریت‌های مختلف می‌تواند در بهبود قابلیت اطمینان سیستم و دقت هدف‌گیری محموله‌های تصویربرداری و مخابراتی مؤثر باشد [۵].

توسعه روش‌های تشخیص آسیب از راه دور (در مدار)، تشخیص زودهنگام برای تعمیر آسیب‌های سازه‌ای یا راهکارهای سیستمی جایگزین ارائه کرده و به حصول اطمینان از ایمنی



استفاده از الگوریتم‌های رایج کنترلی اصلاح کند [۲۱-۲۵].

الهی<sup>۱۷</sup> و همکاران از وصله‌های پیزوالکتریک در پایش سلامت سازه هواپیما استفاده کردند [۲۶]. وانگ<sup>۱۸</sup> و همکاران به کمک روش المان محدود به تحلیل و مقایسه میزان انرژی جذب‌شده به‌وسیله پیزوالکتریک‌ها با استفاده از تئوری تیر اوپلر-برنولی و تیموشنکو<sup>۱۹</sup> پرداختند [۲۷]. پزو<sup>۲۰</sup> و آجیس<sup>۲۱</sup> برای یک صفحه آلومینیومی و با استفاده از چهار وصله پیزوالکتریک به ارزیابی، شناسایی و طبقه‌بندی اطلاعات سازه‌ای برای پایش سلامت سازه پرداختند [۲۸].

مسئله تحلیل سازه‌های ترک‌دار و شناسایی این آسیب در سال‌های اخیر مورد توجه بسیاری از محققان قرار گرفته است [۲۹-۳۱]. ژانگ<sup>۲۲</sup> و همکاران یک سیستم جدید برای تشخیص ترک در دمای بالا (تا ۱۵۰ درجه سانتی‌گراد) به‌صورت تجربی ارائه کردند. سامانه پیشنهادی آن‌ها مبتنی بر اثر پیزوالکتریک و مکانیزم‌های حسگر لیزری است که در محیط‌های دمابالا مؤثر است. صرف‌نظر از سایر رویکردهای پایش سلامت دمابالا، سیستم سنجش پیشنهادی آن‌ها از یک دیسک پیزوالکتریک به‌عنوان عملگر و یک ارتعاش‌سنج لیزری<sup>۲۳</sup> به‌عنوان حسگر برای تشخیص آسیب از راه دور استفاده می‌کند [۳۲].

گانوان<sup>۲۴</sup> و همکاران شاخصی برای شناسایی آسیب ناشی از دینامیک سازه در حوزه فرکانس پیشنهاد دادند. این پیشنهاد به‌طور تجربی برای تحلیل تیر یکسرگردار ترک‌دار تحت نیروی هارمونیک اعتبارسنجی شد [۳۳].

همراه با فنون بهینه‌سازی ارائه دادند. آن‌ها از الگوریتم ژنتیک<sup>۲۶</sup> و الگوریتم خفاش<sup>۲۷</sup> برای تخمین مکان و شدت آسیب استفاده کردند. نتایج نشان داد که استفاده از روش خفاش دقت بهتر و زمان محاسباتی کمتری نسبت به الگوریتم ژنتیک دارد [۳۴].

یکی از مسائل و چالش‌های بسیار مهم در فرایند طراحی و ساخت فضاپیماها مسئله کنترل ارتعاشات ناخواسته وصله‌های انعطاف‌پذیر آن‌هاست. از جمله ابزارهای مفید و کارا برای این مهم وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک است. روش‌های کنترل فعال متعددی برای از بین بردن ارتعاشات نامطلوب سازه‌ای را می‌توان به کار برد. مطالعه جامعی در استفاده از روش‌های فیدبک موقعیت مثبت<sup>۲۸</sup> و فیدبک نرخ کرنش برای کنترل ارتعاشات فعال سازه‌های فضایی انعطاف‌پذیر توسط نیومن<sup>۲۹</sup> صورت پذیرفته است [۳۵]. استفاده از تکنیک کنترلی فیدبک موقعیت مثبت، نسبت به الگوریتم فیدبک نرخ کرنش دارای محدودیتهایی برای فعال‌سازی بوده و نمی‌تواند شرایط پایداری را برای تعداد مودهای بیشتر از یک مود، در یک پهنای باند مشخص ایجاد کند [۳۶].

در این مقاله با انتخاب دو رویکرد (آزمون و خطا و الگوریتم انتخاب بیشینه نرخ کرنش‌های اندازه‌گیری شده) پایش سلامت ارتعاشات-پایه، به‌جانمایی مناسب وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک با هدف شناسایی خرابی و کنترل فعال ارتعاشات با روش فیدبک نرخ کرنش برای یک سازه ترک‌دار فضایی متصل به پایه دوار پرداخته شده است. از جمله نکته‌های بدیع، بررسی اثر ترک جسم انعطاف‌پذیر بر رفتار دینامیک جسم صلب، پایش به‌هنگام سلامت با استفاده از داده‌های نرخ کرنش اندازه‌گیری شده به‌وسیله حسگرهای پیزوالکتریک و فعال‌سازی





عملگرهای متناظر با بیشترین نرخ کرنش‌های اندازه‌گیری شده به‌صورت هم‌زمان که به کاهش هزینه توان موردنیاز در کنترل ارتعاشات منجر می‌شود، در نظر گرفته شده است. دینامیک ناشی از کوپلینگ بخش‌های صلب-انعطاف‌پذیر به تحریک مودهای ارتعاشی بخش‌های انعطاف‌پذیر و تغییر در رفتار سازه ترک‌دار منجر خواهد شد. از وصله‌های پیزوالکتریک نیز هم‌زمان برای اندازه‌گیری نرخ کرنش و تغییر در سفتی موضعی (افزایش سفتی) استفاده شده است.

قابل ذکر است رویکرد دوم امکان شناسایی آسیب به‌صورت به‌هنگام و کنترل ارتعاشات متناسب با مکان شناسایی شده در لحظه را فراهم می‌سازد. از جمله مزایای رویکرد دوم استفاده بهینه از وصله‌های پیزوالکتریک (در مأموریت‌هایی که تأمین توان الکتریکی یک چالش باشد) است.

## ۲. مدل‌سازی ریاضی

در این بخش معادله‌های حرکت فضایی انعطاف‌پذیر مجهز به وصله‌های پیزوالکتریک استخراج شده است. در بخش اول معادله‌های حرکت برای پیل‌های سالم و در بخش دوم سفتی المان ترک‌دار ارائه شده است.

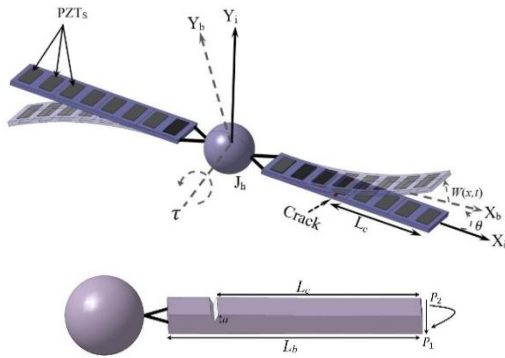
### ۲-۱. معادله‌های حرکت

معادله بقای یک‌بعدی المان پیزوالکتریک (قطبش در یک راستا) به‌صورت زیر ارائه می‌شود:

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

که در آن  $D_3$  جابه‌جایی عرضی،  $S_1$  کرنش،  $E_3$  چگالی میدان الکتریکی،  $E_P$  مدول الاستیسیته،  $\sigma_1$  تنش،  $\varepsilon_3^T$  ثابت دی‌الکتریک و  $d_{31}$  ثابت کرنش پیزوالکتریک هستند. مدل فیزیکی فضایی شامل یک هاب صلب مرکزی با دو پیل انعطاف‌پذیر ترک‌دار حاوی وصله‌های

حسگر/عملگر پیزوالکتریک در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱- مدل فضایی انعطاف‌پذیر با پیل ترک‌دار

مختصات استفاده‌شده در استخراج معادله‌ها نیز در این شکل نمایان است. هر یک از این پیل‌ها به‌عنوان تیر یکسرگردار یکنواخت با طول  $L_b$  در نظر گرفته شده‌اند. وصله‌های پیزوالکتریک با طول  $L_p$  در دو طرف هر پیل نصب شده‌اند. ترک در نظر گرفته شده روی پیل دارای عمق  $a$  و فاصله تا انتهای آزاد  $L_c$  از پیل است. مختصات اینرسی و مختصات محلی در مرکز هاب در نظر گرفته شده است. سرعت عرضی یک المان جرمی بر روی پیل عبارت است از [۳۸]:

$$\dot{W}(x, t) = \dot{y}(x, t) + (x + r)\dot{\theta}(t) \quad (2)$$

که در آن  $x$  فاصله از محل اتصال پیل به هاب،  $\theta(t)$ ، زاویه دوران هاب،  $w(x, t)$  تغییر مکان انعطاف‌پذیر و  $r$  شعاع هاب است. با استفاده از معادله (۲)، انرژی جنبشی سیستم به‌صورت زیر استخراج می‌شود:

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

که در آن  $T_b^i$ ،  $T_p^i$ ،  $T_h$  و  $n_j$  به ترتیب بیانگر انرژی جنبشی  $i$ امین سازه انعطاف‌پذیر، انرژی جنبشی  $j$ امین جفت حسگر/عملگر، انرژی جنبشی هاب و تعداد وصله‌های پیزوالکتریک هستند به‌طوری‌که:

$$R = [\{^1\mathfrak{R}_p^i\} \{^2\mathfrak{R}_p^i\} \dots \{^n\mathfrak{R}_p^i\}]$$

$$^j\mathfrak{R}_p^i = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} {}^j d_{31}^i {}^j E_p^i {}^j \omega_p^i \left( {}^j y^i + \frac{{}^j h_p^i}{2} \right) \int_{j_x^i}^{j_x^i + L_p} \{\psi''(x)\}^T dx \quad (8)$$

$$\mathfrak{S} = \text{diag}({}^j \xi_p^i)$$

$${}^j \xi_p^i = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} \frac{{}^j \omega_p^i {}^j L_p^i}{{}^j h_p^i} ({}^j \varepsilon_p^i - {}^j d_{31}^i {}^2 j E_p^i) \quad (9)$$

$$\eta = [{}^1 \eta_p^i \dots {}^n \eta_p^i]$$

$${}^1 \eta_p^i = \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^{n_j} {}^j E_3^i {}^j h_p^i \quad (10)$$

همچنین  $\eta_p^i$  ولتاژ الکترودها و  $\psi(x)$  توابع هرمیت هستند. با استفاده از روش المان محدود، جابه‌جایی عرضی بخش انعطاف‌پذیر به صورت زیر نمایش داده می‌شود:

$$w^i(x, t) = \sum_{k=1} \psi_k(x) q_k(t) = \{\Psi\}\{q\} \quad (11)$$

با به کارگیری اصل همیلتون:

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(T - V) + \delta W_{nc}] dt = 0 \quad (12)$$

و استفاده از شرایط مرزی:

$$\begin{cases} @x = r \rightarrow w(r, t) = w'(r, t) = 0 \\ @x = L \rightarrow w''(L, t) = w'''(L, t) = 0 \end{cases} \quad (13)$$

و در نظر گرفتن میرایی سازه‌ای تابع رایلی<sup>۳۰</sup>:

$$T_d = \frac{1}{2} \dot{q}^T C_F \dot{q} \quad (14)$$

که در آن  $C_F$  ماتریس میرایی تناسبی است، به طوری که:

$$C_F = \alpha M + \beta k \quad (15)$$

و  $\alpha$  و  $\beta$  ضرایب مثبت معین هستند؛ و جایگذاری روابط انرژی جنبشی، انرژی پتانسیل، میرایی سازه‌ای و کار نیروهای خارجی در اصل همیلتون، معادله حرکت سامانه به صورت زیر استخراج خواهد شد:

$$T_h = \frac{1}{2} (J_h) \dot{\theta}^2$$

$$T_b^i = \frac{1}{2} \int_{r_{x_i+L_p}}^{r+L_b} \rho_b^i v^2 dx \quad (4)$$

$${}^j T_p^i = \frac{1}{2} \int_{x_i} {}^j \rho_p^i v^2 dx$$

که در آن  $J_h$  ممان اینرسی هاب،  $\rho_b^i$  جرم بر واحد طول پنبه،  ${}^j \rho_p^i$  جرم بر واحد طول وصله پیزوالکتریک و  $x_i$  نقطه شروع مختصات پیزوالکتریک‌هاست. انرژی پتانسیل سازه انعطاف‌پذیر نیز به صورت زیر ارائه 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  ${}^j V_p^i$  به ترتیب انرژی پتانسیل سازه اصلی و حسگر/عملگرها بوده و به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$V_b^i = \frac{1}{2} \int_{x_i}^{a+L_b} E_b^i I_b^i \left( \frac{\partial^2 w(x^i, t)}{\partial x^2} \right) dx$$

$${}^j V_p^i = \frac{1}{2} {}^j E_p^i ({}^j \omega_p^i {}^j h_p^i) \left( {}^j y^{i^2} + {}^j y^i {}^j h_p^i + \frac{{}^j h_p^{i^2}}{3} \int_{x_i}^{x_i+L_{pi}} \left( \frac{\partial^2 w(x^i, t)}{\partial x^2} \right)^2 dx \right) \quad (6)$$

که در آن  $E_b^i$  مدول الاستیسیته،  $I_b^i$  ممان اینرسی بخش انعطاف‌پذیر،  ${}^j y^i$  نقطه شروع مختصات پیزوالکتریک‌ها از محور خنثی تیر،  ${}^j \omega_p^i$  عرض و  ${}^j h_p^i$  ضخامت هر یک از لایه‌های پیزوالکتریک هستند. کار نیروهای خارجی صورت گرفته توسط گشتاورهای خارجی  $\tau$  و نیروی عملگرهای پیزوالکتریک به صورت زیر تعریف شده است:

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

که در آن:



$A_c$  سطح ناحیه ترک خورده است، تابع سرعت آزادسازی انرژی کرنشی به صورت زیر تعریف می شود:

$$\mathcal{H} = \frac{1}{E_b} [(Z_1 + Z_2)^2 + Z_3] \quad (26)$$

که در آن برای تنش های داخل صفحه  $E_b = \bar{E}_b$  و برای کرنش های داخل صفحه  $E_b = \bar{E}_b / (1 - \nu^2)$  (ضریب پواسون) در نظر گرفته می شود، همچنین [۳۹]:

$$Z_1 = \frac{6P_1 L_c}{bh_b^2} \sqrt{\pi} \vartheta Y_1(\hbar) \quad (27)$$

$$Z_2 = \frac{6P_2}{bh_b^2} \sqrt{\pi} \vartheta Y_1(\hbar) \quad (28)$$

$$Z_3 = \frac{P_1}{bh_b^2} \sqrt{\pi} \vartheta Y_2(\hbar) \quad (29)$$

$$Y_1(\hbar) = \frac{\sqrt{\left(\frac{\pi\hbar}{2}\right)^{-1} \tan\left(\frac{\pi\hbar}{2}\right)}}{0.923 + 0.199(1 - \sin\left(\frac{\pi\hbar}{2}\right)) \cos\left(\frac{\pi\hbar}{2}\right)} \quad (30)$$

$$Y_2(\hbar) = \frac{\sqrt{\left(\frac{\pi\hbar}{2}\right)^{-1} \tan\left(\frac{\pi\hbar}{2}\right)}}{1.12 + 0.56\hbar + 0.85\hbar^2 + 0} \sqrt{1 - \hbar} \quad (31)$$

که در آن  $\hbar = \vartheta/h_b$  نیروی برشی،  $P_2$  گشتاور خمشی و  $Y_1$  و  $Y_2$  ضرایب تصحیح فاکتورهای شدت تنش و  $Z_1$  تا  $Z_3$  فاکتورهای شدت تنش ناشی از بارهای  $P_1$  و  $P_2$  هستند. همچنین  $\vartheta$  عمق ترک در طول نفوذ از صفر به عمق نهایی  $a$  است. با استفاده از تعریف معادله پاریس:

$$J_i = \frac{\partial V_{cr}}{\partial P_i} \quad (i = 1, 2) \quad (32)$$

المان های ماتریس  $C_{cr}$  به صورت زیر استخراج می شوند:

$$k_{ij} = \frac{\partial J_i}{\partial P_j} = \frac{\partial^2 V_{cr}}{\partial P_i \partial P_j} \quad (i = 1, 2) \quad (33)$$

با جایگذاری معادله (۲۷) تا (۲۹) در معادله (۲۶) و بعد در معادله (۳۳) داریم:

$$\begin{bmatrix} M_R & M_{RF} \\ M_{FR} & M_F \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} C_R & 0 \\ 0 & C_F \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \theta \\ q \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & K_{FF} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \theta \\ q \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \tau \\ -Rg_a \eta_a \end{Bmatrix} \quad (16)$$

$$\eta_S = g_S \mathfrak{S}^{-1} R^T q \quad (17)$$

که در آن:

$$M_R = J_h - q^T M_F q \quad (18)$$

$$C_R = 2q^T M_F q \quad (19)$$

$$K_F = K_H - \dot{\theta}^2 M_F \quad (20)$$

و  $K_H$  ماتریس سفتی تیر سالم، همچنین  $g_S$  و  $g_a$  به ترتیب بیانگر ضریب بهره های حسگر و عملگر هستند.

## ۲-۲. ماتریس سفتی سازه ترک دار

برای محاسبه عناصر ماتریس سفتی یک المان از تیر ترک دار داریم:

$$K_c = \Gamma \bar{K}_{tot}^{-1} \Gamma^T \quad (21)$$

و:

$$\Gamma = \begin{bmatrix} -1 & -L_b & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \quad (22)$$

$$\bar{K}_{tot} = \bar{K}_{cr} + \bar{K}_H$$

$$\begin{bmatrix} \frac{L_b^3}{3E_b I_b} + k_{11} & \frac{L_b^2}{2E_b I_b} + k_{12} \\ \frac{L_b^2}{2E_b I_b} + k_{21} & \frac{L_b}{E_b I_b} + k_{22} \end{bmatrix} \quad (23)$$

که در آن  $\bar{K}_H$  و  $\bar{K}_{cr}$  به ترتیب مبین ماتریس حاوی المان های سفتی تیر سالم و ترک دار هستند، به طوری که:

$$\bar{K}_{cr} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix}, \bar{K}_H = \begin{bmatrix} \frac{L_b^2}{3} & \frac{L_b}{2} \\ \frac{L_b}{2} & 1 \end{bmatrix} \quad (24)$$

برای محاسبه  $\bar{K}_{cr}$ ، انرژی پتانسیل ناشی از وجود ترک به صورت زیر ارائه شده است [۳۹]:

$$V_{cr} = \int_{A_c} \mathcal{H} dA \quad (25)$$

که در آن  $\mathcal{H}$  تابع نرخ انتشار انرژی کرنشی و





$$k_{ij} = \frac{b}{\bar{E}_b} \frac{\partial^2}{\partial P_i \partial P_j} \int_0^a \left[ \frac{6P_1 L_c}{bh_b^2} \sqrt{\pi} \vartheta Y_1(\hbar) + \frac{6P_2}{bh_b^2} \sqrt{\pi} \vartheta Y_1(\hbar) \right]^2 + \frac{P_1^2}{b^2 h_b^2} \pi \vartheta Y_2^2(\hbar) d\vartheta \quad (34)$$

که در آن تمام عناصر  $k_{ij}$ ,  $(i, j = 1, 2)$  به صورت بدون بعد بیان می‌شوند (با جایگزینی  $x = \vartheta/h_b$ )

$$k_{11} = 2\pi(\bar{E}_b b)^{-1} \left[ \frac{36L_c^2}{h_b^2} \int_a^{\frac{a}{h_b}} x Y_1^2(x) + \int_a^{\frac{a}{h_b}} x Y_2^2(x) dx \right] \quad (35)$$

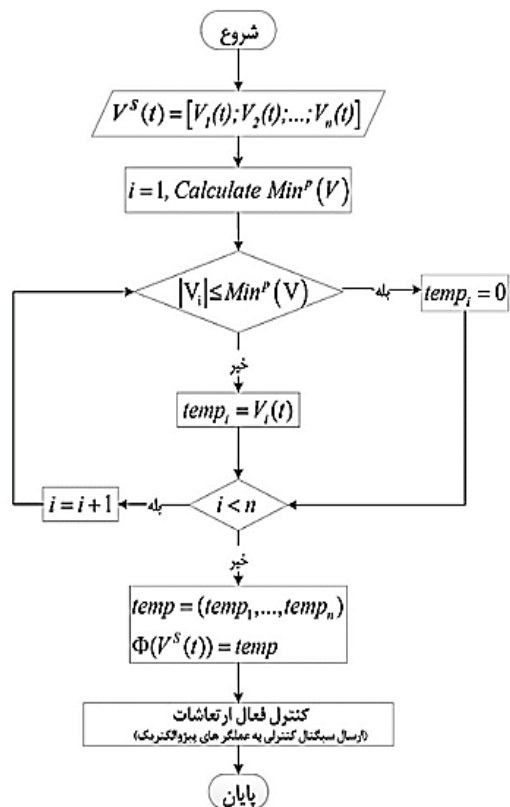
$$k_{12} = k_{21} = 72\pi(\bar{E}_b b h_b^2)^{-1} L_c \int_0^{\frac{a}{h_b}} x Y_1^2(x) dx \quad (36)$$

$$k_{22} = 72\pi(\bar{E}_b b h_b^2)^{-1} \int_0^{\frac{a}{h_b}} x Y_1^2(x) dx \quad (37)$$

### ۳. پایش سلامت

در این بخش مسئله پایش سلامت با جانمایی و تعیین تعداد بهینه وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک برای کنترل فعال ارتعاشات به‌هنگام بررسی شده است. رویکردهای جانمایی و تعیین تعداد بهینه حسگر/عملگرها شامل دو رویکرد آزمون و خطا و رویکرد انتخاب بزرگ‌ترین نرخ‌های کرنش است (شکل (۲)).

در رویکرد اول با روش آزمون و خطا و با انتخاب یک یا چند ترک فرضی برای تعداد محدودی از وصله‌های عملگر پیزوالکتریک برای کنترل ارتعاشات جانمایی شده است. در رویکرد دوم با استفاده از نتایج رویکرد اول در تعیین تعداد وصله‌های مؤثر، بیشترین نرخ‌های کرنش اندازه‌گیری شده  $V^s(t)$  در لحظه، انتخاب شده است؛ بدین ترتیب فرمان کنترلی به سایر عملگرها ارسال نخواهد شد. در این رویکرد



شکل ۲- الگوریتم تعیین مکان بهینه عملگرهای پیزوالکتریک

همچنین تابعی از جنس انرژی سامانه متشکل از پارامترهای اصلی مؤثر در دینامیک که با استفاده از ضرایب وزنی مختلف ارزش‌دهی شده، کمینه شده است:

$$E_S = \left( g_1 \theta^2 + g_2 \sum_{i=1}^N U_i^* \right) + \left( g_3 \sum_{i=1}^N T_i^* + g_4 \dot{\theta}^2 \right) \quad (38)$$

که در آن ثابت‌های  $g_i$  ( $i = 1:4$ ) برای وزن‌دهی مناسب تابع انرژی و  $N$  تعداد المان‌های سازه‌ای هستند، همچنین:

$$U_i^* = (U_{i,c,el} - U_{i,h,el}) = \frac{1}{2} (\varphi_{i,c}^T K_{c,el} \varphi_{i,c} - \varphi_{i,c}^T K_{h,el} \varphi_{i,c}) + \frac{1}{2} \varphi_{i,c}^T \Delta K_{el} \varphi_{i,c} \quad (39)$$



(۴۳)

$$f_{ctrl} = V_a(t) E_P d_{31} \omega \left( \frac{h_P + h_b}{2} \right) \int_0^{L_P} \frac{\partial}{\partial x} \psi_k(x) dx$$

### ۶. شبیه‌سازی‌های عددی

در این بخش شبیه‌سازی‌های عددی به منظور بررسی عملکرد رویکردهای پایش سلامت در کنترل ارتعاشات فضاپیماي انعطاف‌پذیر ترک‌دار صورت پذیرفته است. شبیه‌سازی‌ها در محیط متلب/سیمولینک و پاسخ معادله‌های حرکت با استفاده از روش نیومارک-بتا استخراج شده است. پارامترهای عددی برای فضاپیماي انعطاف‌پذیر در جدول (۱) ارائه شده است. شبیه‌سازی‌ها برای عمق ترک یکسان  $a = 0.3h_b$ ، ضرایب وزنی تابع انرژی  $g_i = (0.05, 0.55, 0.36, 0.04)$ ، تعداد المان‌ها  $N = 8$  و وصله‌های حسگر/عملگر به صورت هم‌مکان روی پنل در نظر گرفته شده است.

جدول ۱- پارامترهای فیزیکی فضاپیما

پنل انعطاف‌پذیر	وصله پیزوالکتریک	پارامترها
$E_b = 193.6$	$E_b = 98$	مدول الاستیسیته
$\rho_b = 8030$	$\rho_p = 7700$	چگالی ( $\text{kg/m}^3$ )
$h_b = 0.01$	$h_p = 0.0003$	ضخامت (m)
$\omega_b = 0.5$	$\omega_p = 0.1$	عرض (m)
$L_b = 2$	$L_p = 0.1$	طول (m)
-	$d_{31} = 125 \times 10^{-12}$	ثابت کرنش (m/V)
-	$e_{31} = 10.5 \times 10^{-3}$	ثابت تنش (Vm/N)
	$r = 0.5$	اندازه هاب (m)
	$J_h = 97.6$	ممان هاب ( $\text{kg.m}^2$ )

در ابتدا بررسی میزان اثر ترک بر زاویه مانور و جابه‌جایی‌های پنل انعطاف‌پذیر (ترک‌دار و سالم) به‌ازای تعداد و مکان‌های مختلف ترک و اغتشاشات خارجی که به صورت  $\tau =$

$$T_i^* = (T_{i,C,el} - T_{i,H,el}) =$$

$$\frac{1}{2} (\omega_{i,C}^2 \Phi_{i,C}^T M_{H,el} \Phi_{i,C} - \omega_{i,H}^2 \Phi_{i,H}^T M_{H,el} \Phi_{i,H}) \quad (۴۰)$$

که در آن  $\omega_i$  و  $\Phi_i$  به ترتیب شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی سیستم و اندیس‌های  $C$  و  $H$  به ترتیب بیانگر دو حالت سالم و ترک‌دار و  $\Delta K$  اختلاف دو ماتریس سفتی سازه سالم و ترک‌دار هستند.

### ۴. کنترل ارتعاشات

در این بخش طراحی الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات مبتنی بر فیدبک نرخ‌های کرنش اندازه‌گیری شده به وسیله حسگرهای پیزوالکتریک بررسی شده است. جریان خروجی از حسگر پیزوالکتریک (به واسطه تنش/کرنش‌ها) نرخ کرنش‌های المان‌های پنل انعطاف‌پذیر را اندازه‌گیری می‌کند. این جریان با استفاده از تجهیزات تنظیم‌کننده سیگنال و با در نظر گرفتن ضریب بهره مناسب  $G_C$ ، تبدیل به ولتاژ حسگر  $V_S$  می‌شود:

$$V_S(t) = G_C e_{31} \left( \frac{h_b}{2} \right) \int_0^{L_P} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \psi_k(x) \dot{q}_k(t) dx \quad (۴۱)$$

ولتاژ حسگر به عنوان ورودی کنترلر بوده و خروجی کنترلر حاصل ضرب ضریب بهره‌ای در ولتاژ حسگر است. بنابراین ورودی کنترلر  $\eta_a$  با رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$V_a(t) = \eta_a = K_P \times V_S(t) \quad (۴۲)$$

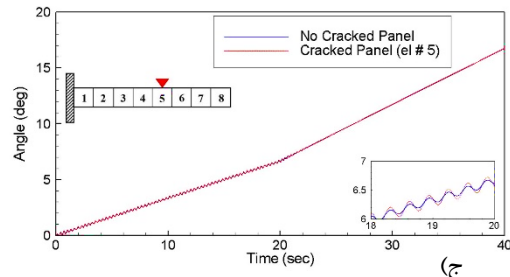
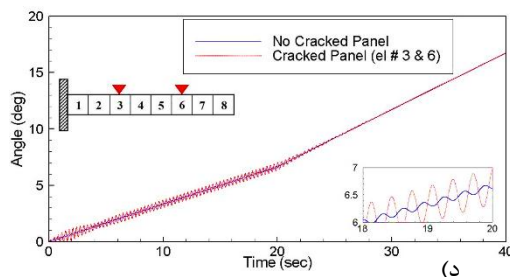
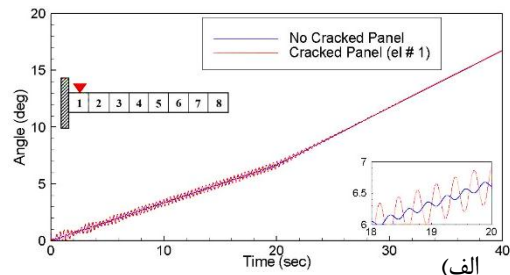
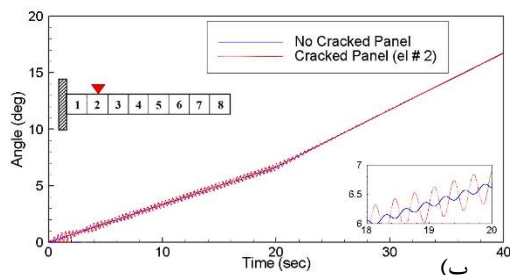
به طوری که در آن  $K_P$  ماتریس ضرایب بهره کنترلر است. معادله عملگر از رابطه معکوس پیزوالکتریک استخراج شده است و نیروی کنترلی متناسب با آن به صورت زیر نمایش داده می‌شود:





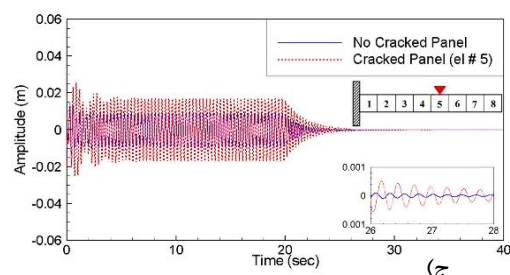
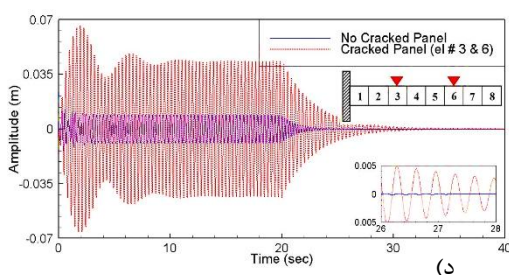
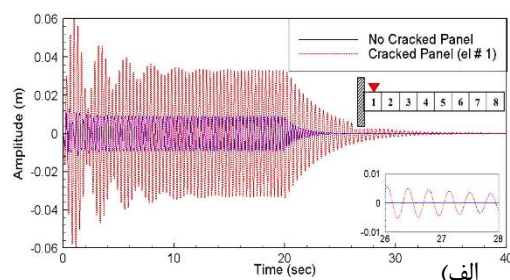
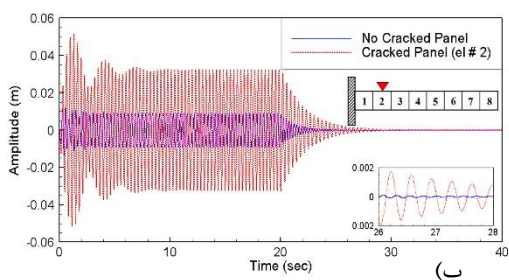
میزان اثر ترک بر زاویه مانور با جابه‌جایی آن به سمت انتهای پنل کمتر می‌شود.

در شکل‌های (۳) و (۴) صورت پذیرفته است. همان‌طور که در شکل (۳) مشاهده می‌شود،



شکل ۳- تاریخچه زمانی زاویه هاب با جانمایی ترک بر روی الف) المان ۱، ب) المان ۲، ج) المان ۵ و د) المان ۳

و ۶



شکل ۴- جابه‌جایی انتهای پنل انعطاف‌پذیر با جانمایی ترک بر روی الف) المان ۱، ب) المان ۲، ج) المان ۵ و د) المان ۳

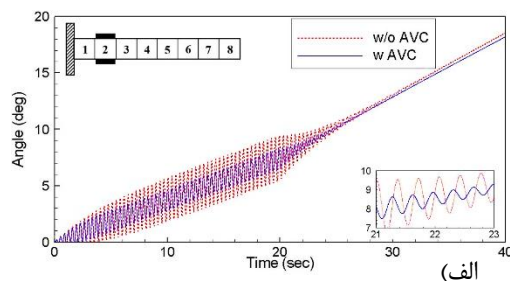
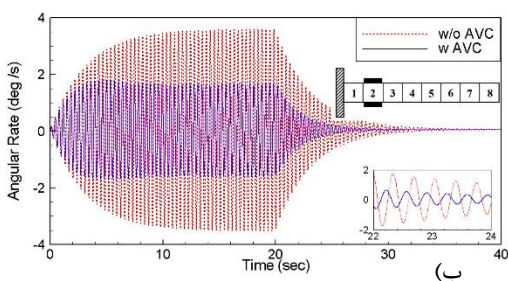
و ۶

به‌واسطه دینامیک کوپل بخش انعطاف‌پذیر با بدنه صلب، اثرات انعطاف‌پذیری بر زاویه مانور مشهود است. همچنین همان‌طور که انتظار می‌رفت کاهش سفتی موضعی در پنل به‌واسطه ایجاد

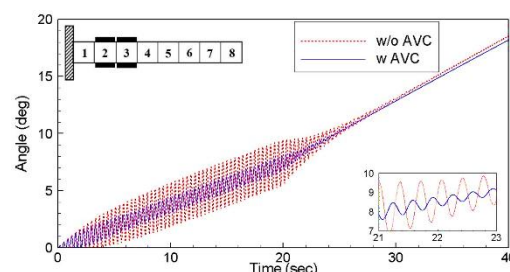
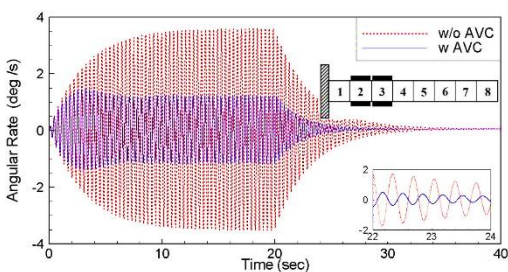
این مسئله برای افزایش تعداد ترک و اثر آن بر سرعت زاویه‌ای نیز قابل‌مشاهده است. مرتعاشات انتهای پنل نیز با حرکت ترک به سمت ریشه سازه افزایش یافته است (شکل (۴)) که

بر عملگرهای المان ۲ و ۳ و درنهایت بر عملگرهای ۲ تا ۴ اعمال شده است. اغتشاشات خارجی به صورت هارمونیک  $\tau = 92 \sin(17.803 t)$  بر بدنه صلب اعمال شده است. قابل ذکر است فرکانس تحریک مبتنی بر فرکانس پایه سازه ترک‌دار (ترک بر روی المان ۲) انتخاب شده است. گشتاور خارجی تا ثانیه ۲۰ بر روی سیستم اعمال شده و سپس حذف می‌شود. میزان اثر افزایش تعداد وصله‌های پیزوالکتریک در کنترل فعال ارتعاشات بر زاویه و سرعت زاویه‌ای مشهود است (شکل (۵)).

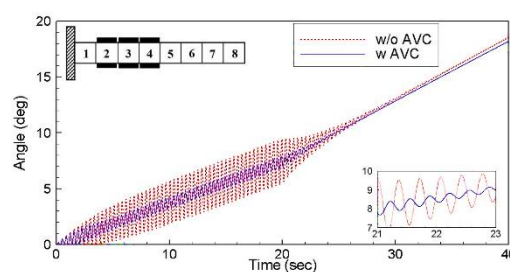
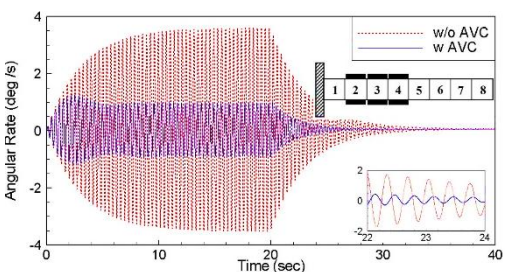
ترک باعث افزایش دامنه ارتعاشات و افزایش انرژی سامانه نسبت به پنل سالم می‌شود. همان‌طور که پیشتر اشاره شد، رویکرد جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک برای کنترل ارتعاشات به دو صورت انجام پذیرفته است. در رویکرد اول جانمایی به صورت آزمون و خطا به منظور تعیین تعداد بهینه وصله‌های حسگر/عملگر صورت پذیرفته است. نتایج حاصل از این رویکرد در شکل‌های (۵) و (۶) نمایش داده شده است. ترک روی المان ۲ قرار گرفته و سیگنال کنترلی در ابتدا بر عملگر المان ۲، سپس



جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک بر المان ۲

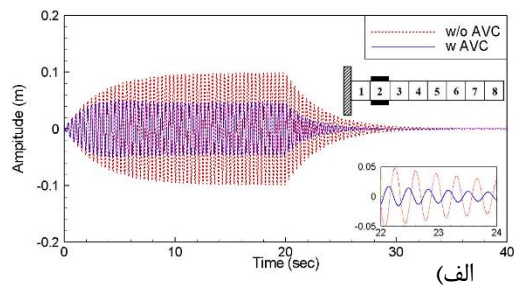
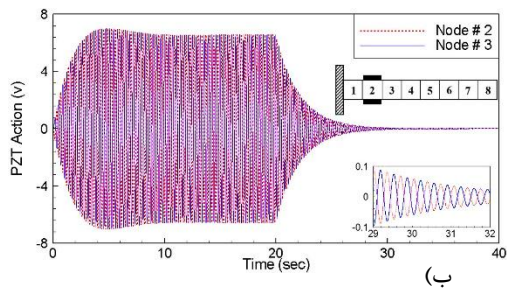


جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک بر المان‌های ۲ و ۳

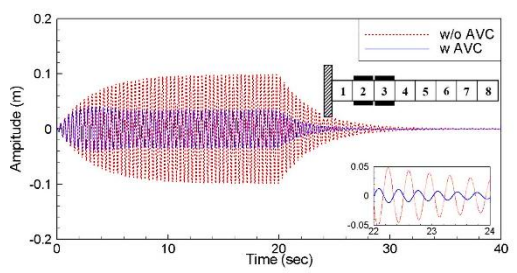
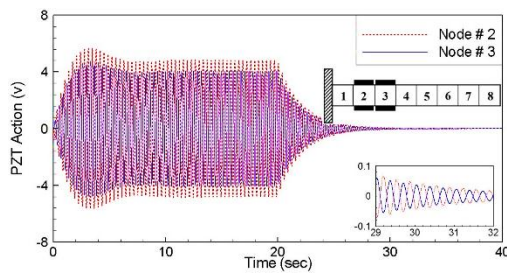


جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک بر المان‌های ۲ تا ۴

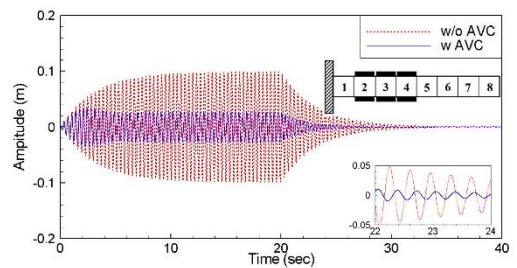
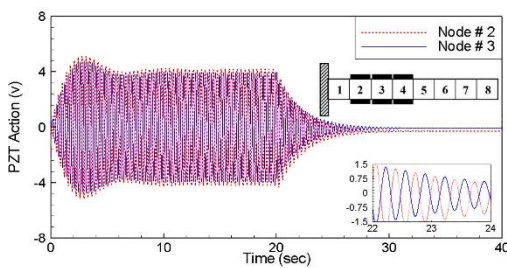
شکل ۵- تاریخچه زمانی الف) زاویه ب) سرعت زاویه‌ای پنل انعطاف‌پذیر



جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک بر المان ۲



جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک بر المان‌های ۲ و ۳



جانمایی وصله‌های پیزوالکتریک بر المان‌های ۲ تا ۴

شکل ۶- تاریخچه زمانی الف) ارتعاشات انتهایی آزاد ب) ولتاژ خروجی عملگرهای پیزوالکتریک

المان ترک‌دار) و در حالت چند عملگر روی المان‌های ۲ و ۳ و المان‌های ۲ تا ۴ در نظر گرفته شده است. استفاده از یک عملگر و جانمایی آن بر روی المان ترک‌دار تا حد قابل ملاحظه‌ای اثرات ناشی از انرژی ارتعاشات سیستم را کاهش داده است.

همچنین میزان اثر تعداد عملگرهای پیزوالکتریک و ولتاژ موردنیاز جهت تولید تنش بر روی المان دوم پنل در شکل‌های (۶-ب) نمایش داده شده است. قطعاً توانایی کاهش ارتعاشات توسط سه عملگر پیزوالکتریک بیشتر از یک عملگر است، اما نکته قابل توجه تغییر رفتار پنل

باید به این نکته توجه داشت که افزایش تعداد وصله‌ها از منظر افزایش توان الکتریکی موردنیاز می‌تواند هزینه‌های سامانه را افزایش دهد. استفاده از الگوریتم فیدبک نرخ کرنش و میزان اثر تعداد وصله‌های پیزوالکتریک (اعمال ولتاژ روی یک، دو و سه عملگر پیزوالکتریک) در کاهش اثرات نامطلوب ارتعاشات مهم است. این اثر را می‌توان از نمودارهای زاویه، سرعت زاویه‌ای مانور (شکل ۵) و جابه‌جایی انتهایی آزاد پنل (برای حالت با و بدون کنترل فعال ارتعاشات) در شکل (۶-الف) مشاهده کرد. جانمایی عملگرهای پیزوالکتریک در حالت یک عملگر روی المان ۲



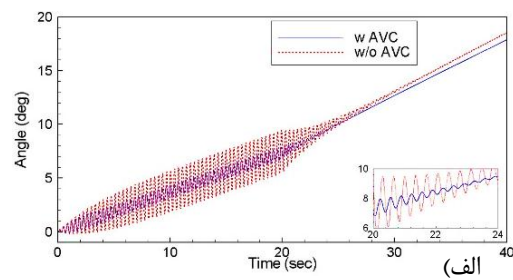
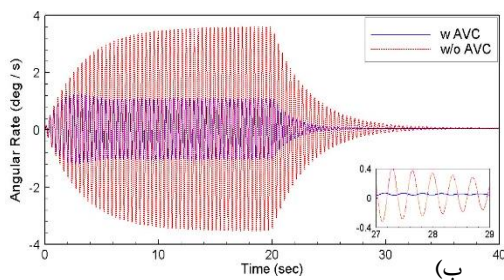




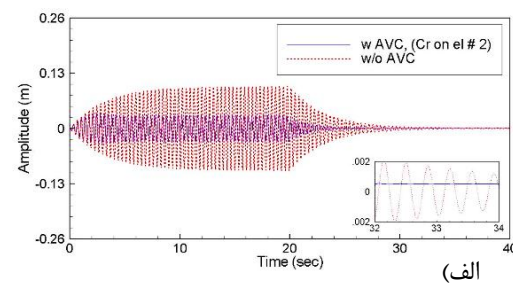
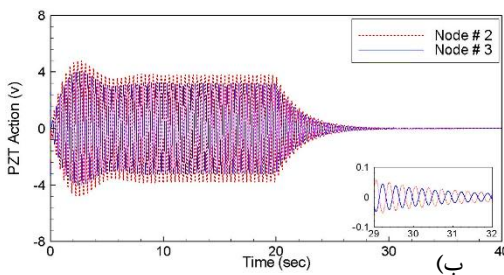
کنترل‌شده با سه عملگر نسبت به یک عملگر است. این رفتار تفاوت میرایی سامانه را به‌طور کامل نمایش می‌دهد. همچنین جانمایی عملگر پیزوالکتریک روی المان ترک‌دار می‌تواند به‌عنوان اولین گزینه در جانمایی و به‌عنوان بهترین انتخاب در نظر گرفته شود.

همان‌طور که اشاره شد، یکی از رویکردهای مطرح در این مقاله برای افزایش قابلیت اطمینان و دقت مأموریت‌های فضایی، استفاده از الگوریتم‌های هوشمند، به‌نگام و وابسته به مانور

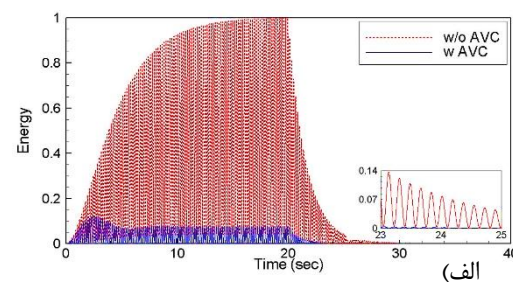
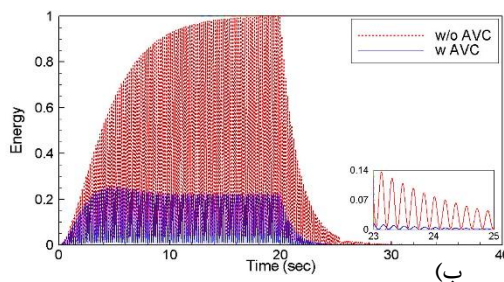
است. نتایج حاصل از الگوریتم تعیین نرخ کرنش‌های بیشینه پیشنهادی (شکل (۲)) در قالب شکل‌های (۷) تا (۱۰) نمایش داده شده است. در این شبیه‌سازی‌ها ترک بر المان دوم قرار گرفته و تابع تحریک به‌مانند رویکرد اول در نظر گرفته شده است. الگوریتم پیشنهادی مکان‌هایی را برای جانمایی سه جفت حسگر/عملگر پیزوالکتریک به‌صورت هوشمند مبتنی بر انتخاب سه نرخ کرنش بیشینه تعیین کرده است.



شکل ۷- تاریخچه زمانی الف) زاویه ب) سرعت زاویه‌ای پیل انعطاف‌پذیر



شکل ۸- تاریخچه زمانی الف) ارتعاشات انتهای آزاد ب) ولتاژ خروجی عملگرهای پیزوالکتریک



شکل ۹- تاریخچه زمانی تابع انرژی الف) سه عملگر فعال در لحظه ب) یک عملگر فعال در لحظه

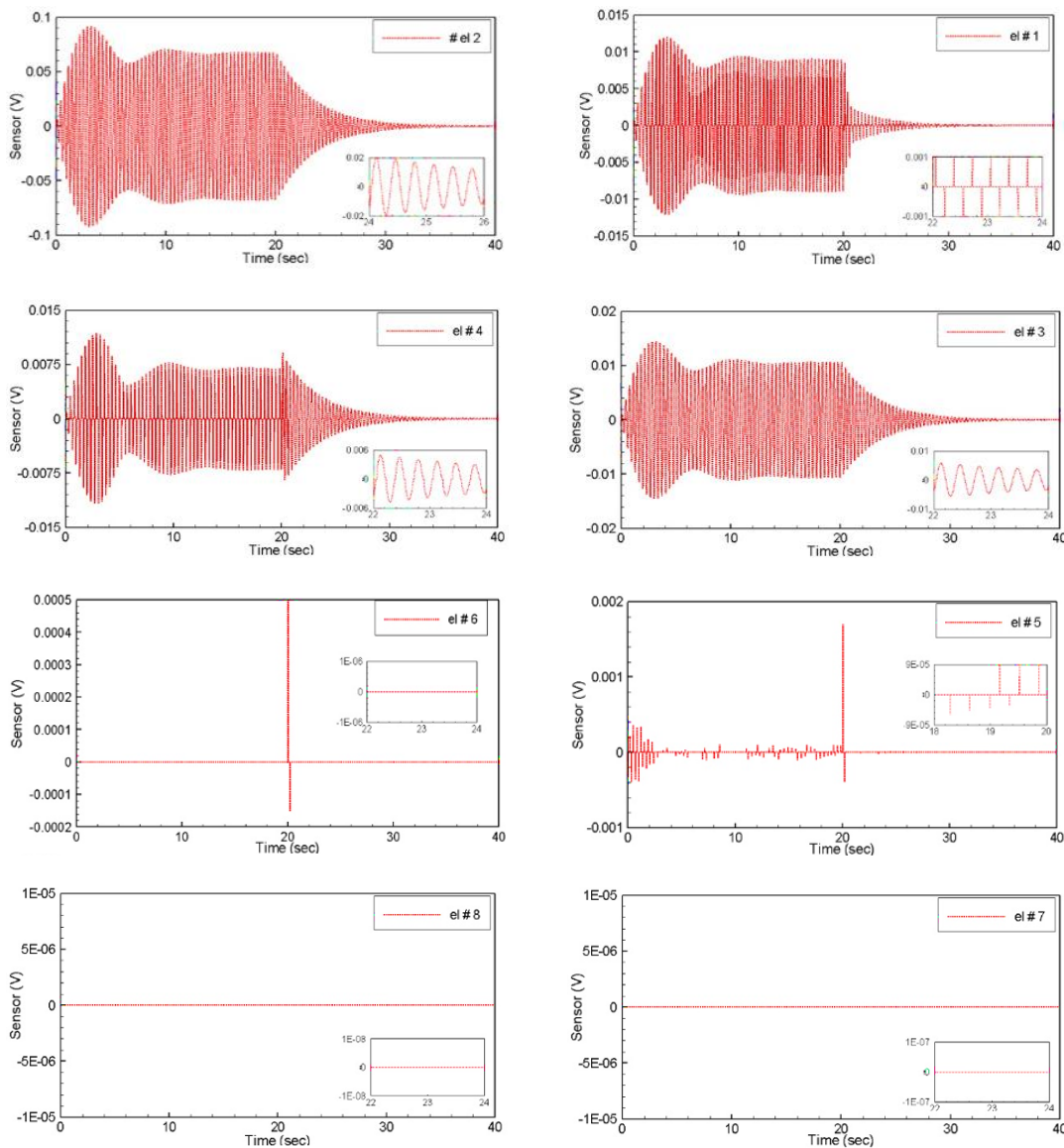
شبیه‌سازی‌ها برای زاویه و سرعت زاویه‌ای در شکل (۷) و برای ارتعاشات انتهای آزاد و میزان ولتاژ موردنیاز (ولتاژ عملگر مستقر بر المان ۲) در

به‌مانند حالت‌های قبل به‌منظور نمایش میزان اثر کنترل فعال ارتعاشات بر مانور و اثرات متقابل بخش‌های انعطاف‌پذیر بر بدنه صلب،

شکل (۸) نمایش داده شده است. از مقایسه شکل (۸-ب) با شکل (۶-ب)، به وضوح می‌توان مشاهده کرد که میزان ولتاژ مصرفی برای عملگر نصب بر المان دوم برای رویکرد اول (مکان از پیش تعریف شده برای عملگر) و همان تعداد عملگر در رویکرد دوم (انتخاب مکان عملگر متناسب با نرخ کرنش بیشینه) بیشتر است. این اختلاف به دلیل هوشمندسازی و بهره‌مندی از ویژگی‌های دینامیکی سازه در هر لحظه است.

یکی از معیارهای تعیین تعداد و محل قرارگیری وصله‌های پیزوالکتریک معیار انرژی

سامانه است که در معادله (۳۸) ارائه شد. شکل (۹) انرژی سیستم برای دو حالت با و بدون کنترل فعال ارتعاشات با اعمال تلاش کنترلی فقط روی سه عملگر (شکل ۹-الف) و یک عملگر (شکل ۹-ب) پیزوالکتریک در لحظه را نمایش می‌دهد. با افزایش تعداد عملگرها از میزان انرژی سامانه کاسته شده است. با توجه به فرایند افزایش تعداد و مکان وصله‌ها در رویکرد آزمون‌وخطا، افزایش بیش‌ازحد عملگرها تأثیر چشمگیری در کاهش انرژی سامانه و به تبع آن ارتعاشات نخواهد داشت.



شکل ۱۰- نرخ کرنش‌های اندازه‌گیری شده به وسیله حسگرهای پیزوالکتریک المان ۱ تا ۸



نرخ کرنش‌های اندازه‌گیری شده با هر هشت حسگر پیزوالکتریک در رویکرد دوم نیز در شکل (۱۰) نمایش داده شده است. همان‌طور که پیشتر اشاره شد، معیار عملکرد عملگرها مبتنی بر بیشینه نرخ کرنش‌های اندازه‌گیری شده به‌وسیله حسگرهاست که در هر لحظه به عملگر متناظر اعمال می‌شود.

جدول ۲- اثر مکان ترک و تعداد عملگر پیزو بر

تابع انرژی

تعداد عملگر	رویکرد دوم		رویکرد اول	
	۳	۱	۳	۱
انرژی	۱۰۶۴۷.۷	۱۲۷۸۸.۶	۱۳۸۳۷.۴	۱۵۷۶۶.۹
تغییرات	$R_2-31=0.1674$		$R_1-31=0.1224$	
	$R_{12}-33=0.2305$		$R_{12}-11=0.1889$	
موقعیت ترک				
انرژی	۱	۲	۵	۶۳
	۳۹.۲۱۴	۳۸.۲۱۱	۲۸.۳۷۴	۴۰.۴۷۴

مشاهده می‌شود که چهار عملگر از هشت عملگر تقریباً غیرفعال هستند و با توجه به تنظیمات از پیش تعریف شده (فعال‌سازی سه عملگر به‌طور هم‌زمان که متناظر با سه حسگر بوده که بیشینه نرخ کرنش‌ها را اندازه می‌گیرند)، تنها سه عملگر مسئولیت کنترل فعال ارتعاشات را به عهده خواهند داشت. سوابق روشن و خاموش شدن حسگرها که متناظر با ارسال و ارسال نکردن فرمان کنترلی به عملگرهاست در شکل (۱۰) مشاهده می‌شود. قابلیت تنظیم تعداد عملگرهای کنترل فعال ارتعاشات با توجه به نوع مأموریت، مانور و نوع آسیب در هر رد مداری می‌تواند یکی از ویژگی‌های منحصر به فرد این روش در مأموریت‌های فضایی به شمار رود.

در قالب جمع‌بندی، میزان اثر مکان ترک و تعداد عملگرهای پیزوالکتریک بر تابع انرژی  $E_s$  نرمالایز شده (با مقدار انرژی پنل سالم) در جدول

(۲) ارائه شده است. برای تعداد ۱ و ۳ عملگر فعال در رویکرد سعی و خطا مقادیر انرژی بسیار بیشتر از رویکرد بیشینه نرخ کرنش‌های اندازه‌گیری شده را نمایش می‌دهند. باید به این نکته اشاره داشت که مکان عملگرها در رویکرد اول برای تمام مدت عملیات ثابت است، این در حالی است که عملگرهای رویکرد دوم در هر بازه زمانی در مکان متفاوتی فعال می‌شوند. میزان تغییرات نسبی انرژی نیز با نماد  $R_i-mn$  نمایش داده شده است که در آن  $R$ ،  $i$ ،  $m$  و  $n$  به ترتیب مبین رویکرد، شماره رویکرد و یک/سه عملگر هستند. همان‌طور که می‌توان مشاهده کرد میزان تغییرات انرژی در رویکرد دوم برای سه عملگر در مقایسه با رویکرد اول به بیشترین مقدار خود رسیده است ( $R_{12}-33$ ). که این بدان معنی است که با افزایش تعداد عملگرهای بدون مکان ثابت، امکان کاهش انرژی سیستم نسبت به حالت معین بودن مکان عملگرها افزایش می‌یابد. همچنین میزان اثر موقعیت ترک را در بخش دوم این جدول (بخش پایینی) می‌توان مشاهده کرد. مقادیر انرژی نسبت به بیشترین مقدار انرژی تولیدشده (جانمایی ترک روی المان‌های ۳ و ۶) نرمالایز شده است. همان‌طور که انتظار می‌رفت با نزدیک شدن ترک به ریشه و افزایش تعداد ترک مقدار انرژی سیستم افزایش خواهد یافت.

## ۶. نتیجه‌گیری

این مقاله رویکرد ارتعاشات-پایه برای پایش سلامت پنل فضاپیماهای انعطاف‌پذیر ترک‌دار و کنترل فعال ارتعاشات آن با استفاده از الگوریتم فیدبک نرخ کرنش را بررسی کرده است. وصله‌های حسگر/عملگر پیزوالکتریک به‌منظور اندازه‌گیری نرخ کرنش و کنترل فعال ارتعاشات به‌طور هم‌زمان استفاده شده است. تعداد و جانمایی حسگر/عملگرهای پیزوالکتریک در ابتدا

۵۰-

سال ۱۰- شماره ۲  
پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا



کنترل فعال ارتعاشات و پایش سلامت به‌هنگام پنل ترک‌دار فضاپیماهای انعطاف‌پذیر مجهز به وصله‌های پیزوالکتریک در مانور وضعیت



Advanced Engineering Informatics, Vol. 26, No. 4, pp. 859-869, 2012.

- [3] S. Gholizadeh, A review of non-destructive testing methods of composite materials, *Procedia Structural Integrity*, Vol. 1, No., pp. 50-57, 2016.
- [4] K. Diamanti and C. Soutis, Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 46, No. 8, pp. 342-352, 2010.
- [5] Y. Liu, et al., Application of system-identification technique to health monitoring of on-orbit satellite boom structures, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 48, No. 4, pp. 589-598, 2011.
- [6] Y. Zhou, et al. *Review on Structural Health Monitoring in Metal Aviation Based on Fiber Bragg Grating Sensing Technology*. in *2020 Prognostics and Health Management Conference (PHM-Besançon)*. 2020, IEEE.
- [7] D. Wu, et al., Health monitoring on the spacecraft bearings in high-speed rotating systems by using the clustering fusion of normal acoustic parameters, *Applied Sciences*, Vol. 9, No. 16, pp. 3246, 2019.
- [8] L. Rosafalco, et al., Online structural health monitoring by model order reduction and deep learning algorithms, *arXiv preprint arXiv:2103.14328*, Vol., No., 2021.
- [9] B. Pilastre, et al., *Spacecraft Health Monitoring Using a Weighted Sparse Decomposition*, in *Advances in Condition Monitoring and Structural Health Monitoring*. 2021, Springer. p. 159-168.
- [10] M. Li, et al., Online structural health monitoring of rotating machinery via ultrasonic guided waves, *Shock and Vibration*, Vol. 2018, No., 2018.
- [11] A. Haridas, C.M. Giraldo, and H. Speckmann. *Structural Health Monitoring (SHM) Goes to Space*. in *European Workshop on Structural Health Monitoring*. 2020. Springer.
- [12] L. Bull, et al. *A probabilistic framework for online structural health*

به صورت آزمون و خطا و بر اساس بزرگترین مقادیر نرخ کرنش اندازه گیری شده تعیین شده است. معیاری از انرژی سامانه با تعریف تابعی با ضرایب وزنی متفاوت برای ارزش دهی پارامترهای حساس و مؤثر بر ارزیابی آسیب صورت پذیرفته که مبنای مقایسه عملکرد سامانه بر اساس جانمایی های مختلف حسگر/عملگرهاست. نشان داده شد که به جز المان ترک دار، بیشترین مقادیر نرخ کرنش در تناسب با وضعیت مانور است. همچنین با انتخاب تعداد مشخص وصله پیزوالکتریک (در اینجا سه وصله) که خروجی رویکرد آزمون و خطا در جانمایی است، به عنوان ورودی رویکرد دوم، می توان به پاسخ های مناسب تر و مقرون به صرفه تری (از منظر مصرف توان الکتریکی) دست یافت. افزایش تعداد عملگرها، پاسخ های ارتعاشی را به طور کامل در محدوده میرا قرار داده و انرژی کل سیستم را به طور قابل ملاحظه ای کاهش می دهد. همچنین نشان داده شد که جانمایی مناسب وصله های پیزوالکتریک و به کارگیری هم زمان الگوریتم کنترل فعال ارتعاشات برای تغییر در سفتی موضعی (افزایش سفتی) معیار مناسبی برای پایش سلامت یک سازه ترک دار فضایی است. از جمله فعالیت های پیش روی نویسندگان مقاله بررسی مشخصه های مختلف ترک بر ویژگی های سفتی پنل و همچنین کنترل مانور با ملاحظات پنل ترک دار است.

## ۷. مآخذ

- [1] S. Sony, S. Lavature, and A. Sadhu, A literature review of next-generation smart sensing technology in structural health monitoring, *Structural Control and Health Monitoring*, Vol. 26, No. 3, pp. e2321, 2019.
- [2] B. Kamsu-Foguem, Knowledge-based support in Non-Destructive Testing for health monitoring of aircraft structures,



- INSTITUTE*, Vol. 357, No. 3, pp. 1400-1419, 2020.
- [22] X. Wang, et al., Active vibration control of smart flexible piezoelectric beam with a tip mass using hybrid FX-VSSLMS algorithm, *The Journal of Engineering*, Vol. 2019, No. 13, pp. 172-174, 2019.
- [23] Y. Pu, H. Zhou, and Z. Meng, Multi-channel adaptive active vibration control of piezoelectric smart plate with online secondary path modelling using PZT patches, *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 120, No., pp. 166-179, 2019.
- [24] E. Lu, et al., Optimal placement and active vibration control for piezoelectric smart flexible manipulators using modal H 2 norm, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 29, No. 11, pp. 2333-2343, 2018.
- [25] J. Li, et al., Active vibration control of functionally graded piezoelectric material plate, *Composite Structures*, Vol. 207, No., pp. 509-518, 2019.
- [26] H. Elahi, The investigation on structural health monitoring of aerospace structures via piezoelectric aeroelastic energy harvesting, *Microsystem Technologies*, Vol., No., pp. 1-9, 2020.
- [27] G. Wang, Analysis of bimorph piezoelectric beam energy harvesters using Timoshenko and Euler–Bernoulli beam theory, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 24, No. 2, pp. 226-239, 2013.
- [28] D. Agis and F. Pozo, Vibration-Based Structural Health Monitoring Using Piezoelectric Transducers and Parametric t-SNE, *Sensors*, Vol. 20, No. 6, pp. 1716, 2020.
- [29] H. Mei, et al., Recent advances in piezoelectric wafer active sensors for structural health monitoring applications, *Sensors*, Vol. 19, No. 2, pp. 383, 2019.
- [30] M.Y. Bhuiyan, et al., Toward identifying crack-length-related resonances in acoustic emission monitoring: active learning from machining data streams. in *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. IOP Publishing.
- [13] B. Peeters, J. Maeck, and G. De Roeck, Vibration-based damage detection in civil engineering: excitation sources and temperature effects, *Smart materials and Structures*, Vol. 10, No. 3, pp. 518, 2001.
- [14] W. Fan and P. Qiao, Vibration-based damage identification methods: a review and comparative study, *Structural health monitoring*, Vol. 10, No. 1, pp. 83-111, 2011.
- [15] S. Das, P. Saha, and S. Patro, Vibration-based damage detection techniques used for health monitoring of structures: a review, *Journal of Civil Structural Health Monitoring*, Vol. 6, No. 3, pp. 477-507, 2016.
- [16] G. Comanducci, et al., On vibration-based damage detection by multivariate statistical techniques: Application to a long-span arch bridge, *Structural health monitoring*, Vol. 15, No. 5, pp. 505-524, 2016.
- [17] A. Alvandi and C. Cremona, Assessment of vibration-based damage identification techniques, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 292, No. 1-2, pp. 179-202, 2006.
- [18] F. Ksica, Z. Hadas, and J. Hlinka, Integration and test of piezocomposite sensors for structure health monitoring in aerospace, *Measurement*, Vol. 147, No., pp. 106861, 2019.
- [19] H. Elahi, The investigation on structural health monitoring of aerospace structures via piezoelectric aeroelastic energy harvesting, *Microsystem Technologies*, Vol. 27, No. 7, pp. 2605-2613, 2021.
- [20] A.A. Basheer, Advances in the smart materials applications in the aerospace industries, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 92, No. 7, pp. 1027-1035, 2020.
- [21] C. Zhang, et al., Observer based active vibration control of flexible space structures with prescribed performance, *JOURNAL OF THE FRANKLIN*



Handbook, Del Research Corporation,  
Vol. 34, No., 1973.

- [40] A. Dimarogonas and C. Papadopoulos, Vibration of cracked shafts in bending, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 91, No. 4, pp. 583-593, 1983.

### پی نوشت

- 1- Strain Rate Feedback
- 2- Euler-Bernoulli
- 3- Newmark- $\beta$
- 4- Online
- 5- MATLAB/Simulink
- 6- Visual Inspection
- 7- Non-Destructive Test
- 8- Radiography
- 9- X-Ray
- 10- Acoustic Emission Events Detection
- 11- Eddy Current
- 12- Penetrant
- 13- Ultrasonic Method
- 14- Vibration-Based Method
- 15- Modal Shape
- 16- Piezoelectric Patch
- 17- Elahi
- 18- Wang
- 19- Timoshenko
- 20- Agis
- 21- Pozo
- 22- Zhang
- 23- laser vibrometer
- 24- Gunawan
- 25- Zenzen
- 26- Genetic algorithm
- 27- Bat algorithm
- 28- Positive Position Feedback (PPF)
- 29- Newman
- 30- Rayleigh's dissipation function

waveforms for structural health monitoring applications, *Structural Health Monitoring*, Vol. 17, No. 3, pp. 577-585, 2018.

- [31] M. Abbas and M. Shafiee, Structural health monitoring (SHM) and determination of surface defects in large metallic structures using ultrasonic guided waves, *Sensors*, Vol. 18, No. 11, pp. 3958, 2018.
- [32] C. Zhang and H. Zhang. *Performance enhanced piezoelectric-based crack detection system for high temperature I-beam SHM*. in *Nondestructive Characterization and Monitoring of Advanced Materials, Aerospace, and Civil Infrastructure 2017*. 2017. International Society for Optics and Photonics.
- [33] F. Gunawan, et al. *Structural health monitoring: Frequency domain analysis of beam with breathing crack*. in *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science*. 2021. IOP Publishing.
- [34] R. Zenzen, et al., A damage identification technique for beam-like and truss structures based on FRF and Bat Algorithm, *Comptes Rendus Mécanique*, Vol. 346, No. 12, pp. 1253-1266, 2018.
- [35] S.M. Newman, *Active damping control of a flexible space structure using piezoelectric sensors and actuators*. 1992, Naval Postgraduate School Monterey CA.
- [36] R. Weldegiorgis, P. Krishna, and K. Gangadharan, Vibration control of smart cantilever beam using strain rate feedback, *Procedia Materials Science*, Vol. 5, No., pp. 113-122, 2014.
- [37] A. Meitzler, et al., *IEEE standard on piezoelectricity*. 1988, Society.
- [38] M. Azimi and G. Sharifi, A Hybrid Control Scheme for Attitude and Vibration Suppression of a Flexible Spacecraft using Energy-Based Actuators Switching Mechanism, *Aerospace Science and Technology*, Vol., No., 2018.
- [39] H. Tada, P.C. Paris, and G.R. Irwin, The stress analysis of cracks,

۵۳

سال ۱۰- شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۰

نشریه علمی دانش و

فناوری هوا فضا

