Semnan University

Journal of Modeling in Engineering

Journal homepage: https://modelling.semnan.ac.ir/

ISSN: 2783-2538



Research Article

Investigation of the Influence of Shape Memory Alloy Wires on the Vibration Properties of Composite Sandwich Plates and Cylindrical Panels with Carbon/Epoxy Face Sheets and a Nano-Alumina Reinforced Polyurethane Foam Core

Arman Soltani [a,*], Abdolhosein Fereidoon [a], Alireza Albooyeh [a,*], Mohammad Mahdi Khatibi [a]

[a] *Department of Mechanical Engineering, Semnan University, Semnan, Iran*

UNCORRECTED PROOF

PAPER INFO

Paper history:

Received: 2022-03-13
Revised: 2022-05-12
Accepted: 2022-10-19

Keywords:
Free Vibration;
Sandwich Composite Plate;
Cylindrical Panel;
Alumina Nano Particles;
Shape Memory Alloy;
Polyurethane Foam;

ABSTRACT

In this study, the free vibration analysis of a cylindrical panel and a sandwich plate with carbon–epoxy facesheets reinforced by shape memory alloy (SMA) wires and a polyurethane foam core reinforced with alumina nanoparticles was conducted in a thermal environment. The displacement field was formulated based on the third-order shear deformation theory (TSDT), and Hamilton's principle was employed to derive the governing equations. The one-dimensional Brinson model was used to characterize the behavior of the SMA, and the problem was solved using the finite element method consistent with the third-order shear deformation theory. The effects of various boundary conditions, the volume fraction and prestrain of SMA wires, the nanoparticle volume fraction, fiber orientation, SMA wire temperature, and the geometric parameters of the panel on the natural frequencies were investigated. The results indicated that increasing the panel's opening angle leads to an increase in the natural frequency of the structure, and the panel having a 15-degree opening angle exhibiting the highest natural frequency. Increasing the prestrain and volume fraction of the shape memory alloy wires postpones the onset of thermal increasing-induced degradation, thereby preserving the structural stability and integrity up to considerably higher temperatures. Different fiber orientation configurations, under identical structural conditions, enable access to a range of natural frequencies. Furthermore, the results demonstrated that by controlling the design parameters, the natural frequencies of the structure can be optimally tuned for specific applications.

DOI: https://doi.org/10.22075/jme.2024.31282.2495

© 2024 Published by Semnan University Press.
This is an open access article under the CC-BY 4.0 license.(https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

*** Corresponding author.**
E-mail address: ar.albooyeh@semnan.ac.ir

How to cite this article:

مقاله پژوهشی

بررسی تاثیر سیم آلیاژی حافظه‌دار بر خواص ارتعاشی ورق و پانل استوانه‌ای ساندویچی کامپوزیتی با رویه کربن/اپوکسی و هسته فوم پلی یورتان تقویت شده با نانوذرات آلومینا

آرمان سلطانی[۱]، عبدالحسین فریدون[۱]، علیرضا آلبویه[۱،*] و محمدمهدی خطیبی[۱]

اطلاعات مقاله

دریافت مقاله: ۱۳۹۵/۰۳/۲۰
بازنگری مقاله: ۱۳۹۵/۰۶/۲۰
پذیرش مقاله: ۱۳۹۵/۰۷/۱۵

واژگان کلیدی:
ارتعاشات آزاد،
ورق کامپوزیت ساندویچی،
پانل استوانه‌ای،
نانو آلومینا،
سیم آلیاژی حافظه‌دار،
فوم پلی‌اورتان.

چکیده

در این پژوهش، تحلیل ارتعاشات آزاد پانل استوانه‌ای و ورق ساندویچی، با رویه‌های کربن/اپوکسی تقویت شده با سیم آلیاژی حافظه‌دار و هسته فوم پلی‌اورتان تقویت شده با نانوذرات آلومینا، در محیط حرارتی انجام شد. میدان جابجایی بر اساس تئوری تغییر شکل برشی مرتبه سوم تشکیل شده و از اصل هامیلتون برای استخراج معادلات حاکم استفاده شد. مدل یک بعدی برینسون برای مدل‌سازی رفتار آلیاژ حافظه‌دار به کار گرفته شد و مسئله با استفاده از روش المان محدود سازگار با تئوری تغییر شکل برشی مرتبه سوم انجام شد. اثر شرایط مرزی مختلف، کسر حجمی و پیش-کرنش سیم‌های حافظه‌دار، کسرحجمی نانوذرات، زاویه الیاف، دمای سیم‌های حافظه‌دار و همچنین پارامترهای هندسی پانل، بر فرکانس‌های طبیعی مورد بحث قرار گرفت. نتایج نشان داد که افزایش زاویه دهانه پانل باعث افزایش فرکانس طبیعی سازه شده و پانل با زاویه دهانه ۱۵ درجه بیشترین فرکانس طبیعی را دارد. افزایش پیش‌کرنش و کسرحجمی سیم‌های حافظه‌دار، شروع تخریب ناشی از افزایش دما را به تعویق انداخته و در نتیجه پایداری و یکپارچگی سازه را تا دماهای بالاتر حفظ می‌کند. چیدمان مختلف زاویه الیاف، در شرایط یکسان سازه، امکان دسترسی به فرکانس‌های مختلف را فراهم می‌سازد. همچنین، نتایج نشان داد که با کنترل پارامترهای طراحی، می‌توان به‌صورت بهینه فرکانس‌های طبیعی سازه را برای کاربردهای خاص تنظیم نمود.

DOI: https://doi.org/10.22075/jme.2024.31282.2495

© 2024 Published by Semnan University Press.
This is an open access article under the CC-BY 4.0 license.(https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)

UNCORRECTED PROOF

۱-مقدمه[۱]

امروزه محققان به آلیاژهای حافظه‌دار[۲]، به دلیل رفتارهای الاستیک و ترمودینامیکی منحصر به فرد و فوق‌العاده‌ای که از خود نشان می‌دهند، از جمله اثر حافظه‌داری شکل و سوپرالاستیسیته، توجه زیادی نشان می‌دهند. آلیاژهای حافظه‌دار به‌عنوان سازه‌های هوشمند به تنهایی و یا به عنوان تقویت‌کننده در کامپوزیت‌های کلاسیک و مدرن به کار گرفته شده‌اند تا مزایای فعالی همچون سوپرالاستیسیته، خاصیت میرایی، قابلیت کنترل شکل و توانایی خودترمیمی را فراهم آورند.

از آغاز ظهور آلیاژهای حافظه‌دار و آشکار شدن خواص مکانیکی و ترمودینامیکی خارق‌العاده‌ی آن‌ها، پژوهشگران

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: ar.albooyeh@semnan.ac.ir
۱. دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

2 Shape Memory Alloy (SMA)

تلاش کرده‌اند مدل‌های نظری برای توصیف رفتارهای ترمومکانیکی این آلیاژها ارائه دهند، به‌گونه‌ای که این مدل‌های نظری روابطی را ارائه کنند که با داده‌های تجربی مرتبط با رفتارهای آلیاژهای حافظه‌دار تطابق نسبتاً خوبی داشته باشند. مدلی که بیشترین کاربرد را در محاسبات دارد، مدل برینسون[۳] [۱] می‌باشد. این مدل بر اساس مکانیک میکروسکوپی مواد حافظه‌دار پایه‌گذاری شده و کسر حجمی مارتنزیت را به دو بخش، کسر حجمی مارتنزیت القا شده توسط تنش و کسر حجمی مارتنزیت القا شده توسط دما، تقسیم می‌کند. با این ویژگی مدل برینسون امکان پیش‌بینی هر دو اثر حافظه‌داری و سوپرالاستیسیته این نوع مواد را دارا می باشد. مطالعات کامل‌تر درباره مدل-های پیش بینی رفتار آلیاژهای حافظه‌دار در مراجع [۲ و ۳] آورده شده است.

پژوهشگران مطالعات گسترده‌ای در زمینه تحلیل سازه‌های شامل آلیاژهای حافظه‌دار انجام داده‌اند که در ادامه بررسی می شوند.

کریمی‌مهابادی و همکاران [۴]، تحلیل ارتعاشات آزاد و بهینه‌سازی طراحی یک ورق کامپوزیتی لایه‌ای ترکیبی تقویت‌شده با الیاف حافظه‌دار را انجام دادند. محققان از تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول[۴] برای جابجایی‌های ورق استفاده کردند و معادلات حاکم را برای پانل‌های با شرایط مرزی کاملاً ساده و کاملاً گیردار با استفاده از روش ریتز حل کردند. تحلیل ارتعاشات آزاد ورق ساندویچی کامپوزیتی با رویه تقویت‌شده با الیاف حافظه دار توسط هوانگ[۵] و همکاران [۵] انجام شد. ورق ساندویچی دارای هسته‌ای تقویت‌شده با گرافیت بود که کسر حجمی گرافیت در طول ضخامت هسته تغییر می‌کرد. تئوری تغییر شکل برشی ردی برای تقریب زدن میدان جابجایی به‌کار گرفته شد و معادلات دینامیکی حاکم بر اساس اصل هامیلتون استخراج شدند. تغییرات فرکانس‌های طبیعی بر حسب دما برای حالت های مختلف کسرحجمی الیاف حافظه‌دار و کسرحجمی گرافیت رسم شده‌اند. کمریان و سانگ[۶] [۶] تحلیل ارتعاشات ورق لایه‌ای تقویت‌شده با سیم حافظه‌دار و نانولوله‌های کربنی تحت شرایط حرارتی را بررسی کردند. معادلات حاکم با روش کوادراچر دیفرانسیلی تعمیم‌یافته[۷] حل شدند. آن‌ها نشان دادند که در برخی شرایط، ترکیب همزمان سیم حافظه‌دار و نانولوله‌های کربنی می‌تواند به‌طور قابل‌توجهی فرکانس‌های طبیعی را بهبود بخشد. تحلیل گذرای غیرخطی همراه با اثر میرایی پانل‌های ساندویچی استوانه‌ای تقویت شده با سیم‌های حافظه‌دار در رویه‌های پانل، توسط خانجانی و همکاران [۷] بررسی شد. معادلات آن‌ها بر اساس تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول در نظر گرفته شد و از روش المان‌محدود برای حل معادلات استفاده شد. آن‌ها دریافتند که سیم‌های حافظه‌دار تعبیه‌شده در لایه‌های رویه پانل‌ها می‌توانند به دلیل پاسخ شبه‌الاستیک[۸]، بازگشت کامل تغییرشکل‌های بزرگ به شکل اولیه به دلیل تغییر فاز، برای کاربردهای کنترل غیرفعال مورد استفاده قرار گیرند.

لی و استاچیو[۹] [۸] اثرات سیم‌های حافظه‌دار، شامل هر دو رفتار حافظه شکلی و سوپرالاستیسیته، بر پاسخ استاتیک و دینامیک ورق کامپوزیتی لایه‌ای را بررسی کردند. معادلات حاکم بر اساس اصل هامیلتون و تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول استخراج و در نهایت با روش المان‌محدود حل شدند. تحلیل دینامیکی غیرخطی ورق ساندویچی با رویه-های تقویت‌شده با سیم‌های حافظه‌دار و هسته‌ی ویسکو-الاستیک و انعطاف‌پذیر توسط غزنوی و شریعت [۹] انجام شد. آنها از روش المان‌محدود برای حل معادلات استفاده کردند و دریافتند که اثر سیم‌های حافظه‌دار بر میرایی در مقایسه با هسته‌ی ویسکو-الاستیک ناچیز بوده و سیم‌های حافظه‌دار به میزان مشخصی تنش نیاز داشته تا به‌عنوان مکانیزم میرایی عمل کنند. تحلیل ارتعاشات آزاد پانل‌های

3 Brinson

4 First order Shear Deformation Theory

5 Huang

6 Song

7 Generalized differential quadrature

8 Pseudoelastic

9 Li and Stachiv

UNCORRECTED PROOF

ساندویچی دوقوسی تقویت‌شده با سیم‌های حافظه‌دار در محیط حرارتی توسط نجاتی و همکاران [۱۰] بررسی شد. آن‌ها از هسته‌ی لانه‌زنبوری و رویه‌های اپوکسی-گرافیت برای ساختار ساندویچی استفاده کردند که سیم‌های حافظه‌دار در رویه‌ها تعبیه شده بودند. معادلات حرکت با استفاده از اصل هامیلتون[۱۰] و بر اساس تئوری تغییر شکل برشی مرتبه اول استخراج شدند. روش ناویر برای حل معادلات حاکم پانل دوقوسی با شرایط مرزی ساده‌شده استفاده شد. آلبویه [۱۱] تأثیر افزودن نانولوله‌های کربنی چنددیواره[۱۱] را بر ویژگی‌های ارتعاشی کامپوزیت‌های فومی بررسی کرد. او از تئوری تیر اویلر-برنولی برای تأیید نتایج آزمایشگاهی استفاده نمود و تطابق قابل قبولی بین نتایج تجربی و نظری ارائه داد.

یاوری و علی‌بیگلو [۱۲] تحلیل ارتعاشی و کمانش پوسته‌ی استوانه‌ای ساندویچی با هسته‌ی لانه‌زنبوری آکستیک و رویه‌های گرافیت–اپوکسی تقویت‌شده با سیم‌های حافظه-دار را بررسی کردند. خواص سیم‌های حافظه‌دار با مدل یک‌بعدی برینسون محاسبه و معادلات غیرخطی حرکت با تئوری کلاسیک پوسته نازک و اصل هامیلتون استخراج شده‌اند. با خطی‌سازی معادلات و استفاده از روش کوادراچر دیفرانسیلی تعمیم‌یافته، فرکانس‌های طبیعی و بارهای کمانش به‌دست آمدند. نتایج نشان می‌دهد که افزایش پیش‌کرنش و کسر حجمی سیم‌های حافظه‌دار و همچنین جهت‌گیری آن‌ها، می‌تواند فرکانس طبیعی و بار کمانش را به‌طور قابل توجهی افزایش دهد و رفتار حرارتی–مکانیکی را بهینه کند.

تحلیل ارتعاش آزاد ورق ساندویچی دارای رویه‌های ساخته شده از نانوکامپوزیت اپوکسی تقویت‌شده با نانوذرات آلومینا[۱۲] و سیلیکا[۱۳] در درصدهای حجمی مختلف، توسط الشبلی[۱۴] و همکاران [۱۳] بصورت تحلیلی و عددی انجام شد. معادلات حاکم با استفاده از تئوری کلاسیک صفحه کرشهف[۱۵] استخراج شده و فرکانس‌های طبیعی به‌صورت تحلیلی به دست آمده‌اند. نتایج تحلیلی با عددی اعتبارسنجی شد و نشان داده شد که افزایش کسر حجمی نانوذرات، مدول یانگ رویه‌ها و در نتیجه فرکانس‌های طبیعی را افزایش می‌دهد.

ارتعاشات آزاد ورق ساندویچی، ساخته شده با هسته‌ی فوم پلی‌یورتان تقویت شده با ذرات کروی میکرو-آلومینیوم و رویه‌ی آلومینیومی، توسط الویلی[۱۶] و همکاران [۱۴] بررسی شد. سفتی مؤثر هسته با استفاده از روابط میکرومکانیکی برای کامپوزیت محاسبه و معادلات ارتعاش ورق بر اساس تئوری کرشهف جهت بدست آوردن فرکانس‌های طبیعی، به‌صورت تحلیلی، استخراج شد. اثر نسبت ضخامت هسته به رویه، درصد حجمی ذرات آلومینیوم و شرایط مرزی مختلف بر فرکانس‌های طبیعی مورد مطالعه قرار گرفت.

توماس[۱۷] و همکاران [۱۵] در یک پژوهش مروری کاربردهای الیاف آلیاژ حافظه‌دار در سازه‌های کامپوزیتی و ساندویچی برای دو شرایط بارگذاری استاتیک و دینامیکی را بررسی کردند. نویسندگان، چالش‌ها و نقاط ضعف موجود و همچنین شکاف‌های تحقیقاتی را شناسایی کرده‌اند. یکی از شکاف‌های برجسته، به‌کارگیری آلیاژ حافظه‌دار در هسته ساندویچ معرفی شد. همچنین تأکید شده که ترکیب آلیاژ حافظه‌دار با هسته‌های پیچیده یا نانوتقویت‌شده هنوز کمتر بررسی شده است.

در این پژوهش در یک کار جدید اثر همزمان نانوذره و سیم-های حافظه‌دار بر روی فرکانس‌های طبیعی پانل استوانه‌ای و ورق کامپوزیتی هوشمند بررسی شد. همچنین این کار

10 Hamilton's principle

11 Multiwall Carbon Nanotubes

12 Al_2O_3

13 SiO_2

14 Al-Shablle

15 Kirchhoff

16 Al-Waily

17 Thomas

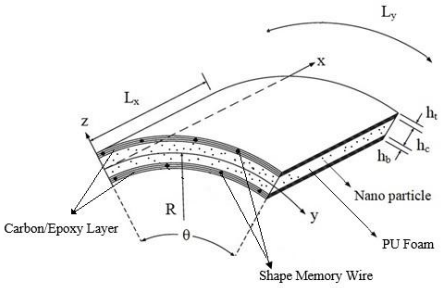
UNCORRECTED PROOF

استناد به این مقاله: نحوه استناد فارسی در اینجا درج گردد.

بصورت یک مدل‌سازی جامع با استفاده از مدل‌های مختلف، روش موری-تاناکا-اشلبی[18] برای خواص مکانیکی هسته‌ی شامل نانوذره، مدل برینسون برای رفتار سیم‌های حافظه‌دار و قانون چامیس[19] برای خواص مکانیکی رویه‌ها، رفتار پانل استوانه‌ای و ورق کامپوزیتی را پیش‌بینی نموده و با استفاده از فرمول‌بندی دینامیکی پیشرفته، استخراج معادلات حاکم با اصل هامیلتون و به‌کارگیری تئوری تغییر شکل برشی مرتبه سوم ردی[20] و با حل المان‌محدود، اثر پارامترهای مختلف از جمله شرایط مرزی، تاثیر کسر حجمی سیم آلیاژی حافظه‌دار و نانوذرات، پیش‌کرنش آلیاژ حافظه‌دار، چیدمان لایه‌ها، زاویه الیاف، دما و ابعاد هندسی را بر روی فرکانس‌های طبیعی پانل استوانه‌ای و ورق ساندویچی بررسی کرد. منطبق با جستجوی مولفین، این ترکیب مواد و مدل‌ها و روش حل برای هندسه پانل استوانه‌ای و ورق، در پژوهش‌های قبل دیده نشده و اکثر پژوهش‌های پیشین هر یک تنها روی یک مؤلفه متمرکز بوده و تا کنون هیچ پژوهشی بر روی ورق و پانل استوانه‌ای ساندویچی هیبریدی با ویژگی‌های کار حاضر انجام نشده است

۲-روابط حاکم

ساندویچ پانل استوانه‌ای شامل لایه‌های رویه تقویت‌شده با سیم آلیاژی حافظه‌دار و هسته فوم تقویت‌شده با نانوذرات آلومینا به همراه ابعاد هندسی و سیستم مختصات، در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱- سیستم مختصات و هندسه ساندویچ پانل استوانه‌ای

۲-۱-معادلات ساختاری آلیاژ حافظه‌دار

در این پژوهش، اثر حافظه‌داری شکل بر اساس مدل برینسون در نظر گرفته شد. بر اساس مدل مذکور، کسر حجمی کلی مارتنزیت (ζ) از ترکیب کسر حجمی مارتنزیت القا شده توسط تنش (ζ_s) و کسر حجمی مارتنزیت القا شده توسط دما (ζ_T) تشکیل شده است [۱].

$$\zeta = \zeta_S + \zeta_T \qquad (۱)$$

مدول الاستیسیته آلیاژ حافظه‌دار از طریق معادله (۲) بصورت زیر محاسبه می‌شود.

$$E_S(\zeta) = E_A + \zeta(E_M - E_A) \qquad (۲)$$

E_M و E_A به ترتیب مدول الاستیسیته آلیاژ حافظه‌دار در فازهای خالص مارتنزیت و آستنیت می‌باشند. تنش بازیابی آلیاژ حافظه‌دار به شرح زیر محاسبه می‌شود.

$$\sigma^r = E_S(\zeta)(\varepsilon - \varepsilon_L \zeta_s) + \Theta \Delta T \qquad (۳)$$

σ^r ، ε ، ε_L ، Θ و ΔT به ترتیب، تنش بازیابی، کرنش، حداکثر کرنش قابل بازیابی سیم‌های حافظه‌دار، ضریب ترموالاستیک و اختلاف دما نسبت به مقدار دمای مرجع آن‌ها می‌باشند.

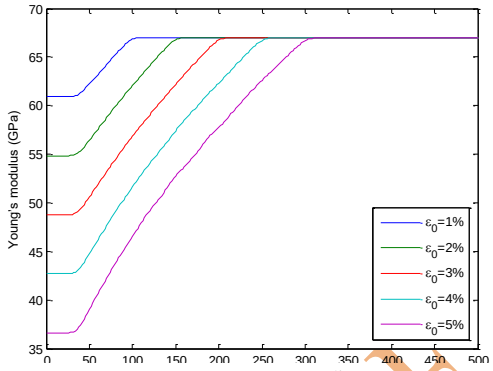
شکل‌های (۲) و (۳) به ترتیب مدول یانگ و تنش بازیابی سیم حافظه دار نیکل-تیتانیوم مورد استفاده در این کار را نشان می‌دهند که بوسیله کدنویسی در نرم‌افزار متلب رسم شده‌اند. همچنین خواص لایه کربن/اپوکسی، نانوذرات آلومینا، فوم پلی‌اورتان و سیم حافظه‌دار در جدول (۱) فهرست شده‌اند. پارامترهای جدول شامل E مدول‌یانگ، G مدول برشی، ρ چگالی، ν ضریب پواسون، α ضریب انبساط حرارتی، T_M^s و T_M^f دمای شروع و پایان فاز مارتنزیت، T_A^s و T_A^f دمای شروع و پایان فاز آستنیت، σ^{cr} تنش بحرانی و اندیس s و f نشان‌دهنده شروع و پایان تنش بحرانی بوده، C_M شیب منحنی تنش-دما در هنگام تبدیل آستنیت به مارتنزیت و C_A شیب منحنی تنش-دما در هنگام تبدیل مارتنزیت به آستنیت می‌باشد.

18 Mori Tanaka-Eshelby

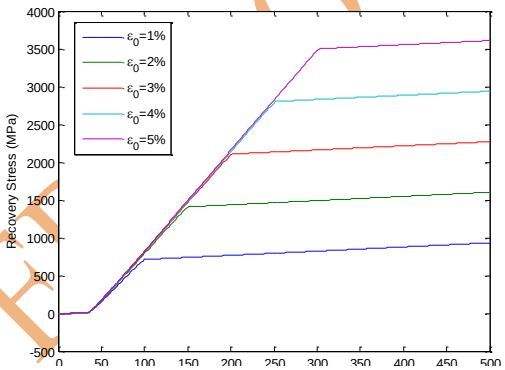
19 Chamis

20 Reddy’s third-order shear deformation theory

UNCORRECTED PROOF



شکل ۲- مدول یانگ آلیاژ حافظه‌دار برای مقادیر مختلف پیش-کرنش (ε_0)



شکل ۳- تنش بازیابی آلیاژ حافظه‌دار برای مقادیر مختلف پیش‌کرنش (ε_0)

جدول ۱- خواص مواد تشکیل دهنده پانل ساندویچی

کربن اپوکسی [۱۶ و ۱۷]		
$E_1=139GPa$	$E_2=E_3=9GPa$	$G_{23}=4.5GPa$
$\rho=1580kg/m^3$	$G_{12}=G_{13}=5GPa$	
$\alpha_1=0.21\times10^{-6}/^oC$	$\alpha_2=29.8\times10^{-6}/^oC$	
$\upsilon_{12}=\upsilon_{13}=\upsilon_{23}=0.3089$	$h_{lamina}=0.19mm$	
آلومینا [۱۸]		
$E_1=385GPa$	$\rho=3980kg/m^3$	$\nu=0.24$
$\alpha=6.6\times10^{-6}/^oC$		
فوم پلی اورتان [۱۹ و ۲۰]		
$E_1=25.6GPa$	$\rho=200kg/m^3$	$\nu=0.2$
$\alpha=1\times10^{-4}/^oC$		
سیم حافظه دار [۶]		
$E_A=67GPa$	$E_M=26.3GPa$	$T_M^f=9^oC$
$\nu=0.33$		$T_M^s=18.4^oC$
$\rho=6450kg/m^3$	$\varepsilon_L=0.067$	$T_A^s=34.5^oC$
$\sigma_f^{cr}=170MPa$	$\sigma_s^{cr}=100MPa$	$T_A^f=49^oC$
$C_M=8MPa/^oC$	$\alpha_s=10.26\times10^{-6}/^oC$	
$C_A=13.8MPa/^oC$	$\Theta=0.55MPa/^oC$	

۲-۲- معادلات حاکم

برای تقریب میدان جابجایی از تئوری تغییر شکل برشی مرتبه سوم ردی [۲۱ و ۲۲] استفاده و معادلات حاکم با استفاده از اصل هامیلتون [۲۳] استخراج و با استفاده از روش المان‌محدود حل شدند. خواص مکانیکی رویه کامپوزیت با استفاده از قانون چامیس [۲۴ و ۲۵] از ترکیب خواص لایه کربن/اپوکسی و سیم حافظه‌دار محاسبه و خواص مکانیکی هسته فوم دارای نانوذرات آلومینا نیز با استفاده از روش موری-تاناکا-اشلبی محاسبه شدند[۲۶ و ۲۷].

۲-۳-فرمول‌بندی المان محدود

اولین گام برای حل مسئله با استفاده از روش المان‌محدود، گسسته‌سازی دامنه مسئله به تعدادی المان و تقریب‌زدن متغیرهای میدان در هر المان با استفاده از توابع شکل المان‌محدود و مقادیر گره‌ای ناشناخته است. در این پژوهش، از المان‌های مستطیلی ۴ گره‌ای استفاده شده و توابع شکل هرمیتی (H_i, F_i, E_i) برای تقریب‌زدن مولفه‌ی جابجایی خارج صفحه (w_0)، در راستای ضخامت، و توابع شکل خطی (N_i) برای سایر متغیرها در نظر گرفته شده‌اند [۲۸].

با نوشتن مقادیر گره‌ای هر المان بر حسب توابع شکل و جایگذاری در روابط کرنش-تغییرمکان، رابطه (۴) بدست می آید.

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(0)}=\mathbf{B}_0\hat{\mathbf{u}}^e \qquad (۴)$$
$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)}=\mathbf{B}_1\hat{\mathbf{u}}^e$$
$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)}=\mathbf{B}_2\hat{\mathbf{u}}^e$$
$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(3)}=\mathbf{B}_3\hat{\mathbf{u}}^e$$

با استفاده از رابطه (۴)، انرژی کرنشی الاستیک، انرژی جنبشی و کار نیروهای خارجی برای هر المان بصورت زیر محاسبه می‌شوند.

(۵)

UNCORRECTED PROOF

استناد به این مقاله: نحوه استناد فارسی در اینجا درج گردد.

$$\delta U^e = \int_{A^e} \hat{\mathbf{u}}^{eT}(\mathbf{B}_0^T\mathbf{D}_0\mathbf{B}_0 + \mathbf{B}_0^T\mathbf{D}_1\mathbf{B}_1 + \ldots$$
$$\mathbf{B}_0^T\mathbf{D}_2\mathbf{B}_2 + \mathbf{B}_0^T\mathbf{D}_3\mathbf{B}_3 + \mathbf{B}_1^T\mathbf{D}_1\delta\mathbf{B}_0 + \ldots$$
$$\mathbf{B}_1^T\mathbf{D}_2\mathbf{B}_1 + \mathbf{B}_1^T\mathbf{D}_3\mathbf{B}_2 + \mathbf{B}_1^T\mathbf{D}_4\mathbf{B}_3 + \ldots$$
$$\mathbf{B}_2^T\mathbf{D}_2\mathbf{B}_0 + \mathbf{B}_2^T\mathbf{D}_3\mathbf{B}_1 + \mathbf{B}_2^T\mathbf{D}_4\mathbf{B}_2 + \ldots$$
$$\mathbf{B}_2^T\mathbf{D}_5\mathbf{B}_3 + \mathbf{B}_3^T\mathbf{D}_3\mathbf{B}_0 + \mathbf{B}_3^T\mathbf{D}_4\mathbf{B}_1 + \ldots$$
$$\mathbf{B}_3^T\mathbf{D}_5\mathbf{B}_2 + \mathbf{B}_3^T\mathbf{D}_6\mathbf{B}_3)\hat{\mathbf{u}}^e dA \quad (۶)$$

$$\delta T^e = \int_{A^e} \hat{\mathbf{u}}^{eT}(I_0\mathbf{S}_0^T\mathbf{S}_0 + I_1\mathbf{S}_0^T\mathbf{S}_1 + I_3\mathbf{S}_0^T\mathbf{S}_3 + \ldots$$
$$I_1\mathbf{S}_1^T\mathbf{S}_0 + I_2\mathbf{S}_1^T\mathbf{S}_1 + I_4\mathbf{S}_1^T\mathbf{S}_3 + I_3\mathbf{S}_3^T\mathbf{S}_0 + \ldots$$
$$I_4\mathbf{S}_3^T\mathbf{S}_1 + I_6\mathbf{S}_3^T\mathbf{S}_3)\hat{\mathbf{u}}^e dA \quad (۷)$$

$$\delta W_{ext}^e = \int_{A^e} \hat{\mathbf{u}}^{eT}(N_x\mathbf{B}_{wx}^T\mathbf{B}_{wx} + N_y\mathbf{B}_{wy}^T\mathbf{B}_{wy} + \ldots$$
$$N_{xy}\mathbf{B}_{wx}^T\mathbf{B}_{wy} + N_{xy}\mathbf{B}_{wy}^T\mathbf{B}_{wx})\hat{\mathbf{u}}^e dA$$

با جایگذاری معادلات بالا در اصل هامیلتون محاسبه انتگرال‌ها برای هر المان و مونتاژ کردن[۲۱] آنها با یکدیگر، فرم کلی معادلات حاکم المان‌محدود برای پانل استوانه‌ای به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\mathbf{M}\ddot{\hat{\mathbf{U}}} + \mathbf{K}\hat{\mathbf{U}} = \mathbf{0} \quad (۸)$$

$\mathbf{K}$ و $\mathbf{M}$ به ترتیب ماتریس‌های کلی سفتی و جرم هستند. $\hat{\mathbf{U}}$ نشان‌دهنده مقادیر کلی گره‌ای مجهول می‌باشد.

۲-۴-شرایط مرزی

در این تحقیق، شرایط مرزی مختلفی برای پانل ساندویچی و ورق در نظر گرفته شد. شرایط مرزی برای هر مورد با یک عبارت چهارتایی مانند CFSC نشان داده می‌شود. C نشان‌دهنده شرایط مرزی گیردار[۲۲]، F نشان‌دهنده شرایط مرزی آزاد[۲۳] و S نشان‌دهنده شرایط مرزی با تکیه‌گاه ساده[۲۴] است. همچنین، عبارت اول و دوم به ترتیب مربوط به لبه‌های $x = 0$ و $x = L_x$ و عبارت سوم و چهارم مربوط به لبه‌های $y = 0$ و $y = L_y$ هستند. علاوه بر این، برای شرایط مرزی گیردار، تمام درجات آزادی محدود شده‌اند و برای شرایط مرزی آزاد، لبه کاملاً بدون تنش می‌باشد. شرایط مرزی تکیه‌گاه ساده در این کار به صورت زیر تعریف شده است.

(۹)

$$x = 0, L_x:$$
$$v_0 = 0, \quad w_0 = 0, \quad \phi_y = 0, \quad \frac{\partial w_0}{\partial y} = 0$$
$$y = 0, L_y:$$
$$u_0 = 0, \quad w_0 = 0, \quad \phi_x = 0, \quad \frac{\partial w_0}{\partial x} = 0$$

طبق تئوری تغییر شکل برشی مرتبه سوم ردی u_0 و v_0 جابجایی های درون صفحه‌ای، w_0 جابجایی خارج صفحه، ϕ_x و ϕ_y دوران‌های خمشی می‌باشند. پس از اعمال شرایط مرزی ضروری بر روی ماتریس‌های کلی جرم و سفتی، فرکانس‌های طبیعی پانل با کدنویسی در نرم‌افزار متلب و حل معادله مقدار ویژه محاسبه می‌شوند.

۳-نتایج و بحث

۳-۱-تصدیق نتایج

در این قسمت، مقایسه‌ای بین نتایج به‌دست‌آمده از این پژوهش و نتایج موجود در منابع علمی و همچنین نرم‌افزار انسیس[۲۵] انجام شده تا صحت و دقت روش و فرمول‌بندی ارائه‌شده مورد بررسی قرار گیرد. مقایسه اول برای یک پانل استوانه‌ای همگن و ایزوتروپ با شعاع ۱/۵ متر و طول ۲ متر و خواص مواد به شرح زیر انجام شده است.

$$E = 20Gpa \qquad \nu = 0.2 \qquad \rho = 1200Kg/m^3$$

فرکانس‌های طبیعی پانل با شرایط مرزی CCFF محاسبه شده و با نتایج، با شرایط مشابه، به‌دست‌آمده از نرم‌افزار

21 assemble

22 Clamp

23 Free

24 Simply Support

25 ANSYS

UNCORRECTED PROOF

انسیس مقایسه شدند که در جدول (۲) ارائه شده است. لازم به ذکر است، از المان SOLID186 برای تحلیل در نرم افزار انسیس استفاده شد. همچنین نتایج برای دو L_y مختلف مورد مقایسه قرار گرفتند. همان‌طور که از جدول (۲) مشاهده می شود، نتایج تطابق خوبی با نتایج انسیس داشته که نشان دهنده کارکرد درست مدل‌سازی پژوهش حاضر می باشد.

جدول ۲- پنج فرکانس طبیعی اول برای پانل استوانه ای با شرایط مرزی CCFF

			فرکانس (هرتز)				
			ω_1	ω_2	ω_3	ω_4	ω_5
$L_y=\frac{\pi}{4}$	$\theta=\frac{\pi}{6}$	انسیس	۶۱/۶۴۷۱	۸۰/۸۱۵۰	۱۵۱/۴۹۳۰	۱۷۶/۸۶۰۰	۲۷۰/۶۲۰۰
		کار حاضر(کد متلب)	۶۲/۷۰۴۰	۸۰/۲۲۰۰	۱۵۶/۸۳۰۰	۱۸۵/۱۱۰۰	۲۸۰/۹۳۰۰
		درصد خطا	۱/۷۱	۰/۷۳	۳/۵۲	۴/۶۶	۳/۸۰
$L_y=\frac{\pi}{8}$	$\theta=\frac{\pi}{12}$	انسیس	۴۴/۰۵۵۴	۱۱۹/۹۰۳۵	۱۳۳/۶۶۲۵	۲۳۱/۰۳۲۲	۲۷۵/۷۶۳۳
		کار حاضر(کد متلب)	۴۴/۱۴۴۰	۱۲۰/۷۲۰۰	۱۴۲/۷۶۰۰	۲۳۴/۵۸۰۰	۲۹۳/۲۳۰۰
		درصد خطا	۰/۲۰	۰/۶۸	۶/۸۰	۱/۵۳	۶/۳۳

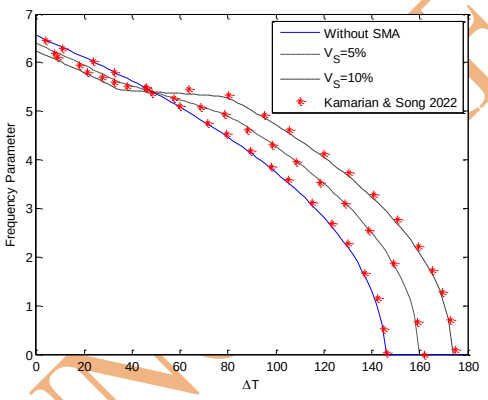
در مثال دوم، مقایسه‌ای برای یک ورق لایه‌ای تقویت‌شده با سیم آلیاژی حافظه‌دار انجام شده است. برای این منظور، فرکانس‌های طبیعی ورق لایه‌ای در دماهای مختلف محاسبه شده‌اند. نتایج برای کسرهای حجمی مختلف سیم حافظه‌دار محاسبه و بر حسب اختلاف دما رسم شده‌اند و با نتایج مشابه ارائه‌شده توسط کمریان و سانگ[۲۶] [۶] مقایسه شده‌اند.

چیدمان لایه‌ها در ورق لایه‌ای به صورت متقارن [۶۰/-۳۰/۴۵/۹۰] است و سیم‌های حافظه‌دار در لایه‌ی بیرونی جایگذاری شده‌اند و با جهت الیاف هم‌راستا می‌باشند. مقدار پیش‌کرنش سیم حافظه‌دار برابر با ۲ درصد در نظر گرفته شده است. پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد بصورت زیر تعریف می شود[۶].

(۱۰)

$$\bar{\Omega}=10\frac{a^2}{\pi^2 h}\omega\sqrt{\frac{\rho}{E}},$$
$$(a/b)=1,\quad (h/b)=0.01$$

در این رابطه a ، b و h به ترتیب طول، عرض وضخامت ورق می باشند. ω فرکانس بر حسب هرتز، ρ و E به ترتیب چگالی و مدول الاستیسیته ماتریس می‌باشند. شکل (۴) پارامترهای فرکانس طبیعی را برای ورق لایه‌ای با شرایط مرزی CCCC نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که نتایج این پژوهش با نتایج به‌دست‌آمده از کمریان و سانگ [۶] برای هر سه کسر حجمی مختلف الیاف حافظه‌دار تطابق بسیار نزدیکی دارد.



شکل ۴. مقایسه پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد برای ورق کامپوزیتی CCCC بر حسب دما برای کسرهای حجمی مختلف سیم حافظه‌دار [۶]

۳-۲-تحلیل نتایج

در این قسمت ابتدا نتایج مربوط به بررسی پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد برای پانل‌های استوانه‌ای و ورق‌های

26 Kamarian and Song

UNCORRECTED PROOF

استناد به این مقاله: نحوه استناد فارسی در اینجا درج گردد.

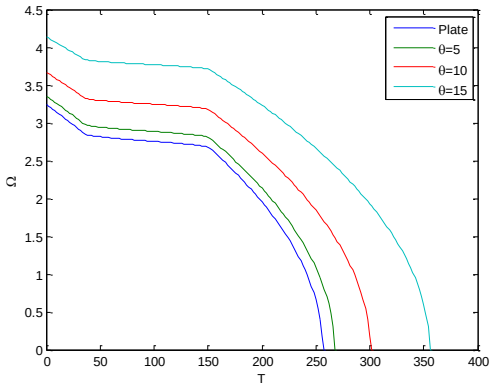
ساندویچی با مشخصات زیر، برای پارامترهای ورودی مختلف ارائه شده است.

$$L_x = L_y = 1m \qquad h_c = 10mm$$
$$h_t = h_b = 4\times 0.19mm$$

فرکانس طبیعی بی‌بعد در رابطه (۱۱) نشان داده شده است.

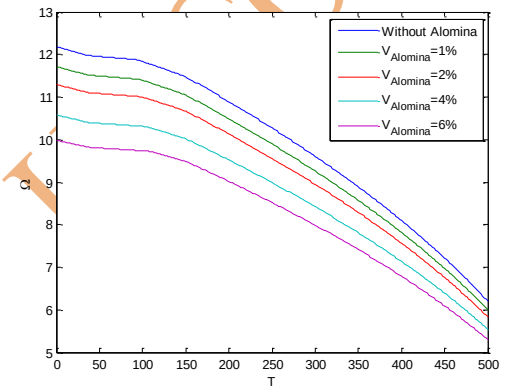
$$\Omega = 10\frac{\omega}{h}(\frac{L_y}{\pi})^2\sqrt{\left(\frac{\rho}{E_1}\right)_{Carbon-Epoxy}} \qquad (۱۱)$$

شکل (۵) توزیع پارامترهای فرکانس طبیعی را برای شرایط مرزی SSSS و زوایای دهانه مختلف پانل استوانه‌ای با مشخصات $V_{SMA}=10\%$، $V_{Alu\,min\,a}=5\%$ و $\varepsilon_0=2\%$ نشان می‌دهد. همان‌طور که از شکل (۵) مشاهده می‌شود، افزایش زاویه دهانه بدلیل تبدیل پانل به یک ساختار پوسته‌ای صلب‌تر و افزایش سفتی سیستم، نه تنها عملکرد ارتعاشی آن را در دمای محیط بهبود می‌بخشد، بلکه با ایجاد یک ذخیره سفتی بالاتر، پایداری و یکپارچگی آن را در برابر تخریب حرارتی تا دماهای بسیار بالاتری به تأخیر می‌اندازد [۲۹]. فرکانس طبیعی ورق و پانل ساندویچی با افزایش دما به صفر میل می‌کند، زیرا تنش‌های حرارتی سفتی خمشی را به‌طور مستمر کاهش داده و در دمایی که سازه به آستانه‌ی کمانش حرارتی می‌رسد، سفتی مؤثر تقریباً صفر شده و فرکانس مد اول نیز صفر می‌شود [۵ و ۳۰].



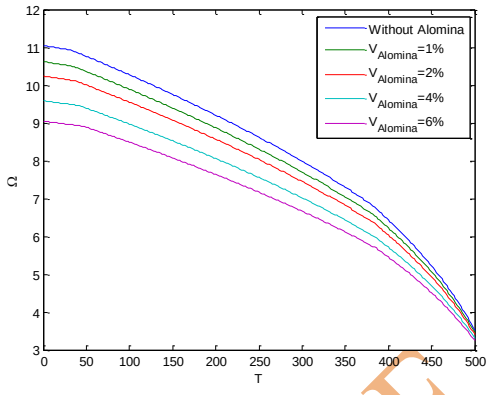
شکل ۵- تأثیر زاویه پانل ساندویچی بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد ورق و پانل ساندویچی استوانه‌ای

شکل‌های (۶) و (۷) توزیع پارامتر فرکانس طبیعی را با تغییر دما برای مقادیر مختلف کسرحجمی نانوذرات آلومینا برای دو شرایط مرزی مختلف، برای پانل استوانه‌ای با شرایط $\theta=15^o$ و $\varepsilon_0=2\%$ ،$V_{SMA}=10\%$ نشان می‌دهند. همان‌طور که در این نمودارها مشخص است، فرکانس‌های طبیعی با افزایش کسرحجمی نانوذرات آلومینا کاهش می‌یابند، این نتیجه را نمی‌توان به هر نوع تقویت‌کننده در هر ماتریسی تعمیم داد. تأثیر هر نوع تقویت‌کننده بر فرکانس‌های طبیعی به خواص الاستیک، چگالی جرمی و در این پژوهش به ضریب انبساط حرارتی مواد بستگی دارد [۳۱]. افزایش خواص الاستیک تمایل به افزایش فرکانس‌های طبیعی دارد، در حالی که افزایش چگالی جرمی، طبق رابطه $\omega=\sqrt{K/M}$، تمایل به کاهش فرکانس طبیعی دارد. با تغییر کسرحجمی نانوذرات، مقادیر کلی خواص الاستیک، چگالی جرمی و ضریب انبساط حرارتی هسته کامپوزیتی تغییر کرده و بدنبال آن فرکانس‌های طبیعی نیز تغییر کرده و نتیجه تعادل بین این پارامترها، فرکانس‌های طبیعی، کاهش یا افزایش می‌یابند. در مورد ترکیب فوم و نانوذرات آلومینا با خواص مواد ذکر شده در جدول (۱)، فرکانس‌های طبیعی با افزایش کسر حجمی نانوذرات کاهش می‌یابند. این امر بدلیل چگالی بالای نانو ذرات آلومینا بوده که منجر به افزایش قابل توجه جرم کل کامپوزیت شده و این افزایش جرم بر افزایش خواص الاستیک و سفتی هسته غلبه کرده و بعنوان یک عامل کاهنده در فرکانس طبیعی عمل می‌کند [۳۲ و ۳۳].



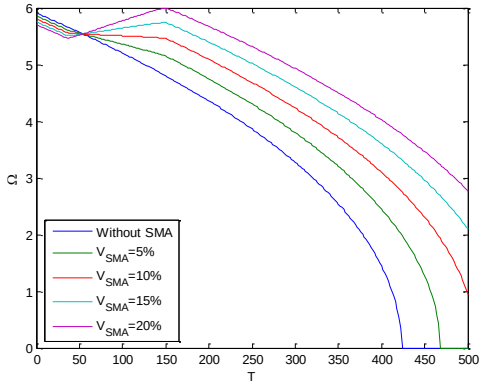
شکل ۶- تأثیر نانوذرات آلومینا بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد پانل ساندویچی استوانه‌ای با شرایط مرزیCCCC

INCORRECTED PROOF

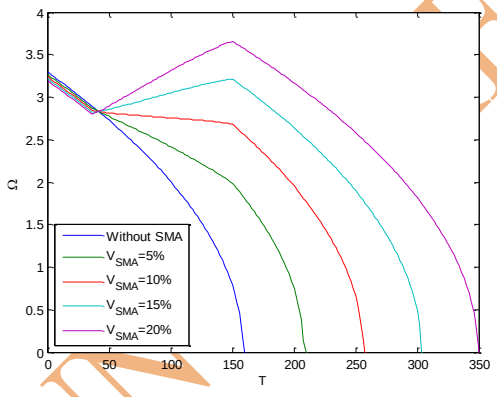


شکل ۷- تأثیر نانوذرات آلومینا بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد پانل ساندویچی استوانه‌ای با شرایط مرزی FFCC

شکل‌های (۸) و (۹) تغییرات پارامترهای فرکانس طبیعی را نسبت به دما برای مقادیر مختلف کسرحجمی سیم آلیاژی حافظه‌دار در یک ورق ساندویچی با مشخصات $V_{Alumina}=5\%$ و $\varepsilon_0=2\%$ نشان می‌دهند. مطابق این شکل‌ها، فرکانس‌های طبیعی برای ورق ساندویچی بدون سیم آلیاژی حافظه‌دار با افزایش دما به طور یکنواخت کاهش می‌یابند. افزایش دما موجب افزایش تنش‌های حرارتی در هسته و رویه‌ها شده و این تنش‌های حرارتی، ضریب سفتی خمشی را کاهش داده و به‌دنبال آن فرکانس طبیعی کاهش می‌یابد. در ورق‌هایی که با سیم حافظه‌دار تقویت شده اند، بدلیل وجود همزمان تنش‌حرارتی و تنش-بازیابی و غلبه هرکدام از این تنش‌ها، فرکانس طبیعی رفتار متفاوتی با افزایش دما دارد. در دمای قبل از فعال‌شدن سیم‌های حافظه‌دار به دلیل غلبه تنش‌های حرارتی بر تنش‌های بازیابی، فرکانس‌های طبیعی با افزایش دما روند کاهشی دارند. در بازه‌ای از دما که سیم‌های حافظه‌دار از فاز مارتنزیت به آستنیت تبدیل می‌شوند، مدول این سیم‌ها با افزایش دما، به‌سرعت افزایش یافته و با افزایش تنش بازیابی و غلبه بر تنش‌های حرارتی سبب می‌شود سفتی سازه افزایش یافته و بدنبال آن فرکانس‌های طبیعی در این بازه روندی افزایشی داشته باشند [۵]. در این بازه کسرحجمی سیم‌های حافظه‌دار بایستی به اندازه‌ای زیاد باشند که تنش بازیابی تولید شده از تنش حرارتی بیشتر باشد. بعد از رسیدن به فاز آستنیت کامل، در دماهای بالاتر از دمای پایان آستنیت، بدلیل افزایش پایداری فاز آستنیت با دما، تا مقادیری بالاتر از این دما، مدول با افزایش دما، زیاد شده و فرکانس‌های طبیعی افزایش می‌یابند [۳۴]. سپس با ادامه‌ی افزایش دما و غلبه‌ی تنش‌های حرارتی، فرکانس تا نزدیکی صفر افت می‌کند و این نقطه، نقطه شروع کمانش ورق ساندویچی می‌باشد[۵].



شکل ۸- تأثیر درصد حجمی آلیاژهای حافظه‌دار بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد ورق ساندویچی برای شرایط مرزی CCCC



شکل ۹- تأثیر درصد حجمی آلیاژهای حافظه‌دار بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد ورق ساندویچی برای شرایط مرزی SSSS

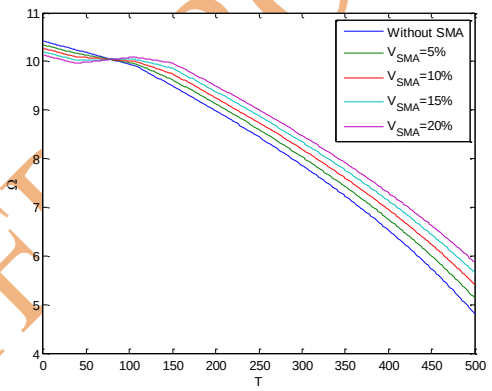
همچنین، شکل‌های (۱۰) و (۱۱) تغییرات پارامترهای فرکانس طبیعی را برحسب دما برای مقادیر مختلف کسر حجمی آلیاژ حافظه‌دار پانل ساندویچی استوانه‌ای با مشخصات $V_{Alumina}=5\%$، $\varepsilon_0=2\%$ و $\theta=15^o$ نشان می‌دهند. این شکل‌ها رفتاری مشابه با شکل‌های مربوط به ورق دارند، با این تفاوت که بدلیل انحنای پانل و افزایش سفتی ناشی از هندسه، پانل استوانه‌ای دارای فرکانس

UNCORRECTED PROOF

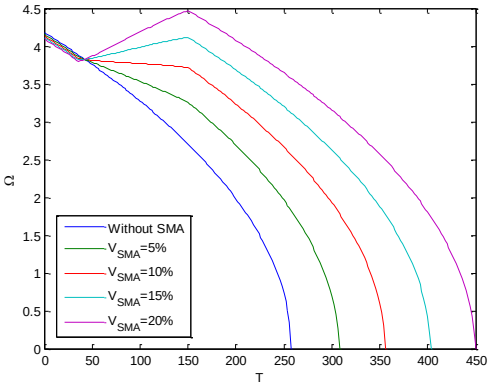
استناد به این مقاله: نحوه استناد فارسی در اینجا درج گردد.

طبیعی بالاتری بوده و دمایی که در آن فرکانس‌ها به صفر می‌رسند، برای شرایط مرزی یکسان، بیشتر از دمای مربوط به ورق است.

همانطور که از شکل های (۶) تا (۱۱) مشخص است شرایط مرزی تاثیر زیادی بر روند و مقدار فرکانس طبیعی دارد. با انتخاب شرایط مرزی در طراحی می‌تواند رفتار دینامیکی سازه را به‌طور قابل توجهی تغییر دهد، تخریب حرارتی سازه را به تاخیر انداخته و به فرکانس‌هایی با مقادیر مطلوب دست پیدا کرد. نتایج نشان داد که اثر ترکیبی مواد هوشمند و نانوساختارها امکان کنترل فعال رفتار ارتعاشی سازه را فراهم می‌کند، اما نیازمند در نظر گرفتن دقیق اثرات مرزی در طراحی می باشد.



شکل ۱۰- تأثیر درصد حجمی آلیاژهای حافظه‌دار بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد پانل ساندویچی استوانه‌ای با شرایط مرزی CCCC

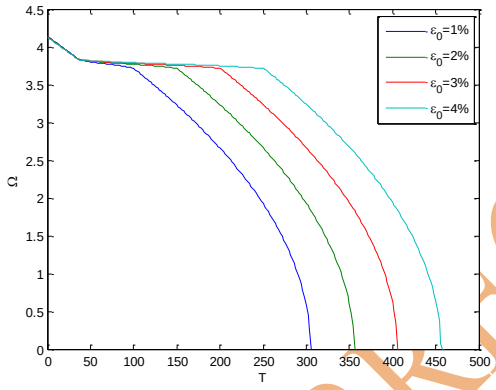


شکل ۱۱- تأثیر درصد حجمی آلیاژهای حافظه‌دار بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد پانل ساندویچی استوانه‌ای با شرایط مرزی SSSS

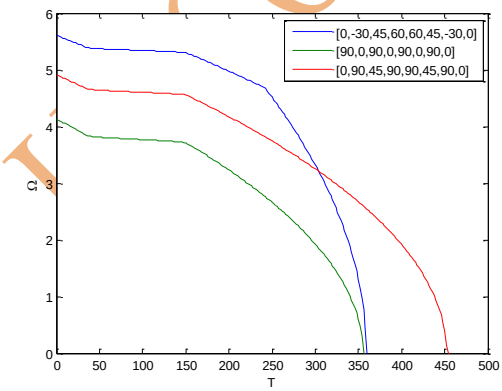
شکل (۱۲) تأثیر پیش‌کرنش آلیاژ حافظه‌دار را بر فرکانس‌های طبیعی پانل ساندویچی استوانه‌ای با مشخصات $V_{SMA}=10\%$ ،$V_{Alumina}=5\%$ و $\theta=15^o$ نشان می‌دهد. این شکل نشان می‌دهد که با افزایش پیش‌کرنش، فرکانس‌های طبیعی در دماهای بالاتری به صفر می‌رسند. این مشاهده به دلیل افزایش تنش بازیابی برای پیش‌کرنش‌های بزرگ‌تر است.

چیدمان رویه‌های کامپوزیت در شکل‌های (۵) تا (۱۲) بصورت [۰/۹۰/۰/۹۰/۰/هسته/۹۰/۰/۹۰/۰] می‌باشد.

شکل (۱۳) تغییرات فرکانس‌های طبیعی را برای چیدمان مختلف در صفحات رویه پانل ساندویچی استوانه‌ای با مشخصات $V_{SMA}=10\%$ ،$V_{Alumina}=5\%$ ،$\varepsilon_0=2\%$ و $\theta=15^o$ نشان می‌دهد. تغییر زاویه‌ی الیاف سفتی خمشی و پیچشی پانل را تغییر می‌دهد و تأثیر قابل توجهی بر فرکانس‌های طبیعی دارد، و می‌توان با توجه به کاربرد و انتخاب چیدمان مناسب، سفتی سازه را افزایش داد و یا تخریب حرارتی را تا دماهای بسیار بالاتری به تأخیر انداخت.



شکل۱۲- تأثیر پیش کرنش بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد پانل ساندویچی استوانه ای با شرایط مرزی SSSS



شکل ۱۳- تأثیر ترتیب چیدمان لایه‌ها بر پارامتر فرکانس طبیعی بی‌بعد پانل ساندویچی استوانه ای با شرایط مرزی SSSS

INCORRECTED PROOF

۳-۳-مقایسه چیدمان زوایه‌ی الیاف

در این بخش، تاثیر چیدمان زوایای الیاف بر روی فرکانس-های طبیعی پانل استوانه‌ای ساندویچی مورد بررسی قرار گرفته است. پارامترهای فرکانس طبیعی پانل ساندویچی در دو مدل با رویه‌های دولایه و سه‌لایه، بدست آمدند. چیدمان‌های مربوط به بیشترین و کمترین پارامتر فرکانس طبیعی برای شرایط مختلف پانل ساندویچی در جداول (۳) تا (۷) برای پارامترهای ورودی مختلف ارائه شده است. مشخصات هندسی پانل بصورت زیر می باشد.

$$L_x = L_y = 1m, h_{layer} = 0.19mm, h_c = 10mm$$

جداول (۳) و (۴) محدوده بیشترین و کمترین پارامتر فرکانس طبیعی برای پانل ساندویچی با رویه‌های دولایه را نشان می‌دهند. این جداول چیدمان مربوط به بیشترین و کمترین فرکانس، برای دو زاویه مختلف دهانه پانل و دو شرط مرزی مختلف نشان می دهند. جداول (۵) و (۶) نیز برای کامپوزیت با رویه‌های سه لایه چیدمان مربوط به بیشترین و کمترین فرکانس طبیعی را برای دو شرط مرزی مختلف نشان می‌دهند.

همانطور که از جداول مشخص است آرایش زاویه الیاف، با ثابت بودن هندسه، جرم و شرایط‌مرزی، مهم‌ترین متغیر طراحی برای کنترل فرکانس طبیعی هستند. با تغییر این زوایا می‌توان بازه فرکانس طبیعی را در محدوده‌ی وسیعی جابجا کرد و به بیشترین و کمترین فرکانس طبیعی دست پیدا کرد. در هنگام طراحی سازه‌ها می‌توان با انتخاب مناسب چیدمان زوایا، در شرایطی که سایر پارامترها قابلیت تغییر نداشته، به بهترین و بهینه‌ترین فرکانس ممکن دست پیدا کرد. با بهینه‌سازی زوایای الیاف می‌توان فرکانس طبیعی را به طور معنی‌دار افزایش داده و یا، در مقابل، با بهینه‌سازی چیدمان زوایای الیاف، آرایش‌های نامطلوب را به حداقل برسانیم.

جدول ۳- بیشترین و کمترین پارامتر فرکانس طبیعی پانل ساندویچی CCCC دو لایه در دمای ۴۰ درجه سانتیگراد

$$V_{SMA} = 5\%, V_{Alumina} = 2\%, \theta = 5^o, \varepsilon_0 = 2\%$$

کمترین	Ω_1	Ω_2	Ω_3
[۲۵/۲۵/هسته/۲۵/۲۵]	۴/۴۰۸۵	۶/۰۶۳۷	۸/۸۷۹۵
[۲۵/۳۰/هسته/۳۰/۲۵]	۴/۳۹۷۳	۶/۱۴۶۸	۸/۹۵۷۹
[۳۰/۲۵/هسته/۲۵/۳۰]	۴/۳۹۲۵	۶/۱۵۱۶	۸/۹۵۲۳
[۳۰/۳۰/هسته/۳۰/۳۰]	۴/۳۷۱۶	۶/۲۰۷۲	۸/۸۲۳۷
[۳۰/۳۵/هسته/۳۵/۳۰]	۴/۳۷۷۷	۶/۳۰۵۳	۸/۷۲۲۳
[۳۵/۳۰/هسته/۳۰/۳۵]	۴/۳۷۷۳	۶/۳۱۰۶	۸/۷۰۶۶
[۳۵/۳۵/هسته/۳۵/۳۵]	۴/۳۷۵۹	۶/۳۷۵۹	۸/۵۸۸۲
[۳۵/۴۰/هسته/۴۰/۳۵]	۴/۳۹۹۷	۶/۴۷۸۷	۸/۵۱۰۱
[۴۰/۳۵/هسته/۳۵/۴۰]	۴/۳۹۶۰	۶/۴۸۳۳	۸/۴۹۸۲
[۴۰/۴۰/هسته/۴۰/۴۰]	۴/۴۱۷۱	۶/۵۴۴۷	۸/۵۴۴۷
بیشترین			
[۸۰/۸۰/هسته/۸۰/۸۰]	۵/۷۹۱۱	۶/۸۸۶۷	۹/۳۲۱۴
[۸۰/۸۵/هسته/۸۵/۸۰]	۵/۸۳۷۱	۶/۹۱۳۵	۹/۳۳۷۷
[۸۵/۸۰/هسته/۸۰/۸۵]	۵/۸۳۷۵	۶/۹۱۱۴	۹/۳۳۴۷
[۸۵/۸۵/هسته/۸۵/۸۵]	۵/۸۷۴۳	۶/۹۱۶۹	۹/۳۱۷۴
[۸۵/۹۰/هسته/۹۰/۸۵]	۵/۸۹۲۸	۶/۹۳۳۵	۹/۳۳۴۱
[۹۰/۸۵/هسته/۸۵/۹۰]	۵/۸۹۳۰	۶/۹۳۲۸	۹/۳۳۳۱
[۹۰/۹۰/هسته/۹۰/۹۰]	۵/۹۰۲۶	۶/۹۲۸۰	۹/۳۱۷۰

جدول ۴- بیشترین و کمترین پارامتر فرکانس طبیعی پانل ساندویچی SSSS دو لایه در دمای ۴۰ درجه سانتیگراد

$$V_{SMA} = 5\%, V_{Alumina} = 2\%, \theta = 10^o, \varepsilon_0 = 2\%$$

کمترین	Ω_1	Ω_2	Ω_3
[۰/۰/هسته/۰/۰]	۲/۸۶۸۹	۳/۷۲۴۸	۶/۳۱۴۴
[۵/۰/هسته/۰/۵]	۲/۸۸۷۱	۳/۷۶۳۳	۶/۳۶۱۸
[۰/۵/هسته/۵/۰]	۲/۸۸۷۴	۳/۷۶۲۳	۶/۳۶۰۱
[۵/۵/هسته/۵/۵]	۲/۸۷۷۲	۳/۷۵۹۲	۶/۳۵۹۵
[۵/۱۰/هسته/۱۰/۵]	۲/۹۰۴۵	۳/۸۲۸۲	۶/۴۴۶۲
[۱۰/۵/هسته/۵/۱۰]	۲/۹۰۳۶	۳/۸۳۱۲	۶/۴۵۱۳
[۱۰/۱۰/هسته/۱۰/۱۰]	۲/۹۰۳۳	۳/۸۵۹۵	۶/۴۸۸۷
[۱۰/۱۵/هسته/۱۵/۱۰]	۲/۹۴۰۴	۳/۹۵۵۲	۶/۶۰۸۰
[۱۵/۱۰/هسته/۱۰/۱۵]	۲/۹۳۸۹	۳/۹۵۹۸	۶/۶۱۵۵
[۱۵/۱۵/هسته/۱۵/۱۵]	۲/۹۵۰۰	۴/۰۱۶۱	۶/۶۸۲۵
[۸۰/۸۰/هسته/۸۰/۸۰]	۲/۹۲۹۲	۴/۹۴۴۹	۷/۸۳۲۶
[۸۰/۸۵/هسته/۸۵/۸۰]	۲/۹۲۸۶	۴/۹۲۷۰	۷/۸۴۲۹
[۸۵/۸۰/هسته/۸۰/۸۵]	۲/۹۲۹۵	۴/۹۲۶۰	۷/۸۴۱۸
[۸۵/۸۵/هسته/۸۵/۸۵]	۲/۹۰۱۹	۴/۸۲۰۱	۷/۷۳۴۱
[۸۵/۹۰/هسته/۹۰/۸۵]	۲/۹۱۱۱	۴/۴۸۱۲	۷/۷۷۱۰
[۹۰/۸۵/هسته/۸۵/۹۰]	۲/۹۱۱۴	۴/۸۴۰۹	۷/۷۷۰۶
[۹۰/۹۰/هسته/۹۰/۹۰]	۲/۸۹۲۹	۴/۷۷۴۵	۷/۶۹۲۶
بیشترین			
[۵۰/۵۰/هسته/۵۰/۵۰]	۳/۶۴۰۴	۵/۳۵۵۷	۷/۱۹۲۵
[۵۰/۴۵/هسته/۴۵/۵۰]	۳/۶۹۱۸	۵/۳۰۵۷	۷/۱۹۶۸
[۴۵/۵۰/هسته/۵۰/۴۵]	۳/۶۹۰۵	۵/۳۰۲۰	۷/۱۹۹۷
[۴۵/۴۵/هسته/۴۵/۴۵]	۳/۷۰۷۸	۵/۲۰۱۳	۷/۱۹۵۹
[۴۵/۴۰/هسته/۴۰/۴۵]	۳/۶۸۲۱	۵/۱۳۹۱	۷/۲۲۷۲
[۴۰/۴۵/هسته/۴۵/۴۰]	۳/۶۸۳۷	۵/۱۳۳۹	۷/۲۳۲۸

UNCORRECTED PROOF

[۴۰/۴۰/هسته/۴۰/۴۰]	۳/۶۲۴۰	۵/۰۲۸۲	۷/۲۵۴۲

جدول ۵- بیشترین و کمترین پارامتر فرکانس طبیعی پانل ساندویچی CCCC سه لایه در دمای ۴۰ درجه سانتیگراد

$$V_{SMA}=5\%, V_{Alumina}=2\%, \theta=5^{o}, \varepsilon_0=2\%$$

کمترین	Ω_1	Ω_2	Ω_3
[۲۵/۲۵/۲۵/هسته/۲۵/۲۵/۲۵]	۴/۹۲۲۷	۶/۷۶۵۹	۹/۹۰۳۹
[۲۵/۳۰/۳۰/هسته/۳۰/۳۰/۲۵]	۴/۹۰۲۰	۶/۸۸۳۲	۹/۹۹۲۶
[۳۰/۲۵/۳۰/هسته/۳۰/۲۵/۳۰]	۴/۸۹۸۳	۶/۸۸۶۲	۹/۹۷۹۴
[۳۰/۳۰/۲۵/هسته/۲۵/۳۰/۳۰]	۴/۸۹۴۸	۶/۸۸۹۲	۹/۹۶۶۴
[۳۰/۳۰/۳۰/هسته/۳۰/۳۰/۳۰]	۴/۸۷۸۸	۶/۹۲۵۷	۹/۸۷۳۴
[۳۰/۳۰/۳۵/هسته/۳۵/۳۰/۳۰]	۴/۸۸۴۶	۶/۹۹۹۸	۹/۸۰۴۲
[۳۰/۳۵/۳۰/هسته/۳۰/۳۵/۳۰]	۴/۸۸۲۱	۷/۰۰۴۹	۹/۷۹۳۲
[۳۵/۳۰/۳۰/هسته/۳۰/۳۰/۳۵]	۴/۸۷۸۹	۷/۰۰۹۴	۹/۷۸۱۳
[۳۵/۳۵/۳۵/هسته/۳۵/۳۵/۳۵]	۴/۸۷۴۹	۷/۱۱۳۸	۷/۶۰۶۹
[۳۵/۳۵/۴۰/هسته/۴۰/۳۵/۳۵]	۴/۸۹۷۲	۷/۱۹۲۱	۹/۵۵۳۴
[۳۵/۴۰/۳۵/هسته/۳۵/۴۰/۳۵]	۴/۸۹۵۶	۷/۱۹۷۲	۹/۵۴۵۰
[۴۰/۳۵/۳۵/هسته/۳۵/۳۵/۴۰]	۴/۸۹۲۹	۷/۲۰۱۴	۹/۵۳۵۸
[۴۰/۴۰/۴۰/هسته/۴۰/۴۰/۴۰]	۴/۹۲۴۰	۷/۳۰۱۶	۹/۴۰۶۴
بیشترین			
[۹۰/۰/۹۰/هسته/۹۰/۰/۹۰]	۶/۵۱۸۰	۱۰/۰۸۶	۱۰/۵۷۰
[۹۰/۹۰/۰/هسته/۰/۹۰/۹۰]	۶/۵۰۰۶	۹/۹۴۶۰	۱۰/۶۰۸
[۰/۹۰/۹۰/هسته/۹۰/۹۰/۰]	۶/۵۳۸۴	۱۰/۲۲۸	۱۰/۴۷۸
[۸۵/۸۵/۸۵/هسته/۸۵/۸۵/۸۵]	۶/۵۴۳۹	۷/۷۰۰۸	۱۰/۳۷۱
[۸۵/۹۰/۹۰/هسته/۹۰/۹۰/۸۵]	۶/۵۶۹۴	۷/۷۲۰۴	۱۰/۳۳۸
[۹۰/۸۵/۹۰/هسته/۹۰/۸۵/۹۰]	۶/۵۶۹۴	۷/۷۱۹۷	۱۰/۳۸۷
[۹۰/۹۰/۸۵/هسته/۸۵/۹۰/۹۰]	۶/۵۶۹۵	۷/۷۱۸۹	۱۰/۳۸۶
[۹۰/۹۰/۹۰/هسته/۹۰/۹۰/۹۰]	۶/۵۷۵۵	۷/۷۱۳۰	۱۰/۳۷۰

جدول ۶- بیشترین و کمترین پارامتر فرکانس طبیعی پانل ساندویچی SSSS سه لایه در دمای ۴۰ درجه سانتیگراد

$$V_{SMA}=5\%, V_{Alumina}=2\%, \theta=5^{o}, \varepsilon_0=2\%$$

کمترین	Ω_1	Ω_2	Ω_3
[۰/۰/۰/هسته/۰/۰/۰]	۲/۹۰۰۲	۴/۰۶۹۵	۷/۰۰۳۷
[۰/۰/۵/هسته/۵/۰/۰]	۲/۹۱۰۳	۴/۱۰۰۱	۷/۰۴۲۱
[۰/۵/۰/هسته/۰/۵/۰]	۲/۹۱۰۶	۴/۱۰۱۹	۷/۰۴۴۶
[۵/۰/۰/هسته/۰/۰/۵]	۲/۹۱۰۶	۴/۱۰۳۱	۷/۰۴۶۵
[۵/۵/۵/هسته/۵/۵/۵]	۲/۹۰۱۷	۴/۱۰۵۹	۷/۰۵۲۷
[۱۰/۰/۰/هسته/۰/۰/۱۰]	۲/۹۴۰۳	۴/۲۰۰۱	۷/۱۷۱۹
[۰/۱۰/۰/هسته/۰/۱۰/۰]	۲/۹۴۰۴	۴/۱۹۵۶	۷/۱۶۴۶

[۱۰/۰/۰/هسته/۰/۰/۰]	۲/۹۳۹۱	۴/۱۸۸۴	۷/۱۵۵۰
[۱۰/۱۰/۱۰/هسته/۱۰/۱۰/۱۰]	۲/۹۰۷۲	۴/۲۱۲۱	۷/۱۹۲۱
[۸۰/۸۰/۸۰/هسته/۸۰/۸۰/۸۰]	۲/۹۱۵۵	۴/۵۴۱۹	۷/۵۹۲۸
[۸۵/۸۵/۸۵/هسته/۸۵/۸۵/۸۵]	۲/۹۰۹۴	۴/۷۱/۴۲	۷/۴۵۷۱
[۹۰/۹۰/۸۵/هسته/۸۵/۹۰/۹۰]	۲/۹۱۷۷	۴/۴۲۵۶	۷/۴۵۵۵
[۹۰/۸۵/۹۰/هسته/۹۰/۸۵/۹۰]	۲/۹۱۸۱	۴/۴۲۷۴	۷/۴۵۷۸
[۹۰/۹۰/۹۰/هسته/۹۰/۹۰/۹۰]	۲/۹۰۷۷	۴/۳۸۶۹	۷/۴۰۷۵
بیشترین			
[۰/۴۵/۹۰/هسته/۹۰/۴۵/۰]	۳/۳۷۵۰	۷/۳۴۹۶	۸/۱۸۹۱
[۴۵/۴۵/۹۰/هسته/۹۰/۴۵/۴۵]	۳/۳۶۷۸	۶/۳۸۵۱	۸/۲۷۶۹
[۴۵/۰/۹۰/هسته/۹۰/۰/۴۵]	۳/۳۷۳۱	۷/۳۴۷۶	۸/۱۷۳۵
[۵۰/۹۰/۰/هسته/۰/۹۰/۵۰]	۳/۳۶۱۶	۷/۴۰۰۴	۸/۱۱۵۸
[۴۵/۹۰/۴۵/هسته/۴۵/۹۰/۴۵]	۳/۳۷۱۱	۶/۳۹۱۱	۸/۳۱۷۶
[۴۵/۹۰/۰/هسته/۰/۹۰/۴۵]	۳/۳۷۳۱	۷/۳۸۸۶	۸/۳۷۳۱
[۵۰/۰/۹۰/هسته/۹۰/۰/۵۰]	۳/۳۶۱۷	۷/۳۹۳۴	۸/۱۲۸۲
[۹۰/۴۵/۴۵/هسته/۴۵/۴۵/۹۰]	۳/۳۷۹۲	۶/۳۸۶۰	۸/۳۵۲۵
[۰/۵۰/۹۰/هسته/۹۰/۵۰/۰]	۳/۳۶۳۷	۷/۴۰۸۱	۸/۱۳۳۴
[۵۰/۹۰/۴۵/هسته/۴۵/۹۰/۵۰]	۳/۳۶۲۹	۶/۲۸۷۶	۸/۳۸۰۳
[۹۰/۵۰/۴۵/هسته/۴۵/۵۰/۹۰]	۳/۳۷۰۹	۶/۲۸۵۰	۸/۴۱۳۱

۴-نتیجه گیری

- شرایط مرزی نه به‌عنوان یک پارامتر مجزا، بلکه به عنوان جزئی حیاتی از اکوسیستم رفتاری سازه باید در نظر گرفته شوند که بر تمام جنبه‌های رفتار دینامیکی سازه تأثیر می‌گذارد و ترکیب هوشمندانه شرایط مرزی می‌تواند رزونانس‌های نامطلوب را حذف کند.
- پیش‌کرنش اعمال‌شده بر سیم‌های حافظه‌دار در کامپوزیت، نقش کلیدی در افزایش فرکانس‌های طبیعی و بهبود پایداری حرارتی سازه داشته و می‌توان از آن برای تنظیم فرکانس طبیعی و بهبود پایداری حرارتی استفاده کرد.
- روند تغییرات فرکانس‌های طبیعی کامپوزیت‌های دارای سیم‌های حافظه‌دار با افزایش دما، بسته به نوع شرایط‌مرزی و محدوده دمای کامپوزیت، متفاوت می باشد.
- چیدمان بهینه الیاف و سیم‌های حافظه‌دار عامل کلیدی در کنترل فرکانس طبیعی و پایداری حرارتی پانل است و چیدمان نامناسب نه تنها فرکانس طبیعی را کاهش می‌دهد، بلکه باعث تخریب زودرس در دمای پایین‌تر می‌گردد.

UNCORRECTED PROOF

- با بهینه‌سازی ترکیب نانوذرات، درصد پیش‌کرنش، درصد الیاف حافظه‌دار، چیدمان الیاف و شرایط مرزی می‌توان کامپوزیت‌هایی با پاسخ دینامیکی پایدار در گستره دمایی وسیع برای کاربرد های مختلف طراحی کرد.
- نتایج نشان می‌دهند که بهینه‌سازی فرکانس طبیعی به شدت وابسته به تعامل بین شرایط مختلف مسئله می‌باشد. این نتایج می‌تواند برای طراحی بهینه سازه‌های کامپوزیتی برای دستیابی به بالاترین فرکانس (مثلاً در کاربردهای نیازمند مقاومت دینامیکی بالا) و یا کاهش فرکانس (مثلاً کاربردهای جذب ارتعاش) مورد استفاده قرار گیرد. همچنین این نتایج نشان می‌دهد که با کنترل پارامترهای طراحی، می‌توان به‌صورت هدفمند فرکانس‌های طبیعی سازه را برای کاربردهای خاص تنظیم نمود.

تعارض منافع

نویسنده اعلام می کند که در مورد انتشار این مقاله تعارض منافع وجود ندارد.

تاییدیه اخلاقی

نویسندگان متعهد می‌شوند که مطالب این مقاله را در هیچ مجله دیگری به چاپ نرسانده اند.

.

UNCORRECTED PROOF

استناد به این مقاله: نحوه استناد فارسی در اینجا درج گردد.

مراجع

[1] L.C. Brinson. "One-dimensional constitutive behavior of shape memory alloys: thermomechanical derivation with non-constant material functions and redefined martensite internal variable". *Journal of intelligent material systems and structures* 4, no. 2 (1993): 229-242.

[2] C. Liang, and C.A. Rogers. "One-dimensional thermomechanical constitutive relations for shape memory materials". *Journal of intelligent material systems and structures* 1, no. 2 (1990): 207-234.

[3] K. Tanaka. "Thermomechanical sketch of shape memory effect". *Res Mechanica* 18, (1986): 251.

[4] R. Karimi Mahabadi, M. Danesh Pazhooh, and M. Shakeri. "On the free vibration and design optimization of a shape memory alloy hybrid laminated composite plate". *Acta Mechanica* 232, (2021): 323-343.

[5] Y. Huang, L. Li, Z. Xu, C. Li, and K. Mao. "Free vibration analysis of functionally gradient sandwich composite plate embedded SMA wires in surface layer". *Applied Sciences* 10, no. 11 (2020): 3921.

[6] S. Kamarian, and J. Song. "A comparative study on the effect of SMAs and CNTs on the vibration of composite plates exposed to thermal environments". *Case Studies in Thermal Engineering* 36, (2022): 102121.

[7] M. Khanjani, M. Shakeri, and M. Sedighi. "Non-linear transient and damping analysis of a long cylindrical sandwich panel with embedded SMA wires". *Aerospace Science and Technology* 47, (2015): 98-113.

[8] W. Li, and I. Stachiv. "Computational modeling and parametric analysis of SMA hybrid composite plates under thermal environment". *Sensors*, 23, no. 3 (2023): 1344.

[9] A. Ghaznavi, and M. Shariyat. "Real time finite element simulation of thick and thin sandwich plate with viscoelastic core and embedded SMA wires". *Journal of Computational Applied Mechanics* 53, no. 2 (2022): 219-243.

[10] M. Nejati, A. Ghasemi-Ghalebahman, A. Soltanimaleki, R. Dimitri, and F. Tornabene. "Thermal vibration analysis of SMA hybrid composite double curved sandwich panels". *Composite Structures* 224, (2019): 111035.

[11] A. Albooyeh. "The effect of addition of Multiwall Carbon Nanotubes on the vibration properties of Short Glass Fiber reinforced polypropylene and polypropylene foam composites". *Polymer Testing* 74, (2019): 86-98.

[12] F. Yavari, A. Alibeigloo. "Free vibrations and buckling analyses of sandwich cylindrical shells with an auxetic honeycomb core and shape memory alloy (SMA) wires reinforced face sheets". *Composite Structures* 360, (2025): 118994.

[13] M. Al-Shablle, E.K. Njim, M.J. Jweeg, and M. Al-Waily. "Free Vibration Analysis of Composite Face Sandwich Plate Strengthens by Al_2O_3 and SiO_2 Nanoparticles Materials". *Diagnostyka* 24, no. 2 (2023): 1–9.

[14] M. Al-Waily, H. Raad, and E. K. Njim. "Free Vibration Analysis of Sandwich Plate-Reinforced Foam Core Adopting Micro Aluminum Powder". *Physics and Chemistry of Solid State* 23, no. 4 (2022): 659–668.

[15] K.K. Thomas, N.M. Hassan, Z. Bahroun, and M. Awad. "Exploring the role of shape memory alloys in advanced composite sandwich panels and laminates". *Journal of Composites Science* 9, no. 1 (2025): 100557.

[16] M. Cuadrado, J. Pernas-Sánchez, J.A. Artero-Guerrero, and D. Varas. "Model updating of uncertain parameters of carbon/epoxy composite plates using digital image correlation for full-field vibration measurement". *Measurement* 159, (2020): 159 107783.

[17] Y. Nawab, F. Jacquemin, P. Casari, N. Boyard, Y. Borjon-Piron, and V. Sobotka. "Study of variation of thermal expansion coefficients in carbon/epoxy laminated composite plates". *Composites Part B: Engineering* 50, (2013): 144-149.

[18] C.P.Wong, and R.S. Bollampally. "Thermal conductivity, elastic modulus, and coefficient of thermal expansion of polymer composites filled with ceramic particles for electronic packaging". *Journal of applied polymer* science 74, no. 14 (1999): 3396-3403.

[19] D. Qiu, Y. He, and Z. Yu. "Investigation on compression mechanical properties of rigid polyurethane foam treated under random vibration condition: An experimental and numerical simulation study". *Materials* 12, no. 20 (2019): 3385.

[20] W.J. Roff, and J.R. Scott. Fibres, Plastics and Rubbers: A Handbook of Common Polymers. Butterworth-Heinemann, Oxford, 1971.

[21] J.N. Reddy, Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis. CRC press, 2003.

UNCORRECTED PROOF

[22] S. Satouri, M.H. Kargarnovin, F. Allahkarami, and A. Asanjarani. "Application of third order shear deformation theory in buckling analysis of 2D-functionally graded cylindrical shell reinforced by axial stiffeners". *Composites Part B: Engineering* 79, (2015): 236-253.

[23] A. Soltanimaleki, M. Foroutan, and J. Alihemmati, "Free vibration analysis of functionally graded fiber reinforced cylindrical panels by a three dimensional mesh-free model". *Journal of Vibration and Control* 22, no. 19 (2016): 4087-4098.

[24] C.C. Chamis. "Simplified composite micromechanics equations for hygral, thermal and mechanical properties". *in Ann. Conf. of the Society of the Plastics Industry (SPI) Reinforced Plastics/Composites Inst* (1983).

[25] M. Nekouei, M. Raghebi, and M. Mohammadi. "Free vibration analysis of hybrid laminated composite cylindrical shells reinforced with shape memory alloy fibers". *Journal of Vibration and Control* 26, no. 7-8 (2020): 610-626.

[26] P. Lu, Y.W. Leong, P.K. Pallathadka, and C.B. He. "Effective moduli of nanoparticle reinforced composites considering interphase effect by extended double-inclusion model–Theory and explicit expressions". *International Journal of Engineering Science* 73, (2013): 33-55.

[27] G. Weng. "Some elastic properties of reinforced solids, with special reference to isotropic ones containing spherical inclusions". *International Journal of Engineering Science* 22, no. 7 (1984): 845-856.

[28] J. Reddy. Introduction to the finite element method. McGraw-Hill Education. New York, 2019.

[29] A. Albooyeh, and A. Fereidoon. "The effect of mesoporous silica and carbon nanotube on the vibration properties of polypropylene". *Modares Mechanical Engineering* 14, no. 1 (2014): 67-73.

[30] L.C. Shiau, and S.Y. Kuo. "Free Vibration of Thermally Buckled Composite Sandwich Plates". *Journal of Vibration and Acoustics* 128, no. 1 (2006): 1–7.

[31] A. Albooyeh, M. Bayat, P. Rafieian, A. Dadrasi, and M.M. Khatibi. "Silica aerogel/epoxy nanocomposites: Mechanical, vibrational, and morphological properties". *Journal of Applied Polymer Science* 137, no. 43 (2020): 49338.

[32] A. Albooyeh, S. Eskandarzadeh, and A. Mousavi. "Influence of different foaming conditions on the mechanical, physical, and structural properties of polypropylene foam". *Mechanics of Advanced Composite Structures* 6, no. 2 (2019): 225-237.

[33] A. Fereidoon, A., S. Memarian, A. Albooyeh, and S. Tarahomi. "Influence of mesoporous silica and hydroxyapatite nanoparticles on the mechanical and morphological properties of polypropylene". *Materials & Design* 57 (2014): 201-210.

[34] R.D. Noebe, S.A. Padula II, G.S. Bigelow, O. Rios, A. Garg, and B. Lerch. "Properties of a $Ni_{19.5}Pd_{30}Ti_{50.5}$ high-temperature shape memory alloy in tension and compression". *NASA Technical Paper: Smart Structures and Materials 2006: Active Materials: Behavior and Mechanics* 6170, (2006): 279-291.

[35] J. Alihemmati, M. Foroutan, and A. Soltanimaleki. "Dynamic analysis of functionally graded fiber reinforced cylinders under an impact load by a three dimensional mesh free approach". *Journal of Dynamic Behavior of Materials* 3, no. 3 (2017): 391-406.

UNCORRECTED PROOF

پیوست

روابط کرنش-جابجایی به صورت زیر تعریف می شوند[۲۱ و ۲۲]:

(پ-۱)

$$\varepsilon_x = u_{,x}$$
$$\varepsilon_y = v_{,y} + \frac{w}{R}$$
$$\gamma_{xy} = v_{,x} + u_{,y}$$
$$\gamma_{yz} = v_{,z} + w_{,y}$$
$$\gamma_{xz} = u_{,z} + w_{,x}$$

در رابطه (پ-۱) ε و γ مولفه های تانسور کرنش کوشی هستند و در فرم ماتریسی به شکل رابطه (پ-۲) نشان داده می شوند.

(پ-۲)

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_x & \varepsilon_y & \gamma_{xy} & \gamma_{yz} & \gamma_{xz} \end{bmatrix}^T$$
$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}^{(0)} + z\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} + z^2\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} + z^3\boldsymbol{\varepsilon}^{(3)}$$

که

(پ-۳)

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(0)} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{w_0}{R} + \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \\ \frac{\partial w_0}{\partial y} + \phi_y \\ \phi_x + \frac{\partial w_0}{\partial x} \end{Bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(1)} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(2)} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -3q(\phi_y + \frac{\partial w_0}{\partial y}) \\ -3q(\phi_x + \frac{\partial w_0}{\partial x}) \end{Bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}^{(3)} = \begin{Bmatrix} -q(\frac{\partial \phi_x}{\partial x} + \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2}) \\ -q(\frac{\partial \phi_y}{\partial y} + \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2}) \\ -q(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} + 2\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y}) \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

پارامترهای استفاده شده در فرمول بندی مسئله بصورت رابطه (پ-۴) تا (پ-۱۸) تعریف می شوند.

(پ-۴)

$$\mathbf{B_0} = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \cdots & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{1}{R}H_1 & \frac{1}{R}F_1 & \frac{1}{R}E_1 & 0 & \cdots & \frac{1}{R}E_4 \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & N_1 & \frac{\partial H_1}{\partial y} & \frac{\partial F_1}{\partial y} & \frac{\partial E_1}{\partial y} & 0 & \cdots & \frac{\partial E_4}{\partial y} \\ 0 & 0 & N_1 & 0 & \frac{\partial H_1}{\partial x} & \frac{\partial F_1}{\partial x} & \frac{\partial E_1}{\partial x} & 0 & \cdots & \frac{\partial E_4}{\partial x} \end{bmatrix}$$

UNCORRECTED PROOF

(پ-۵)

$$\mathbf{B_1}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix}$$

(پ-۶)

$$\mathbf{B_2}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -3\alpha N_1 & -3\alpha\frac{\partial H_1}{\partial y} & -3\alpha\frac{\partial F_1}{\partial y} & -3\alpha\frac{\partial E_1}{\partial y} & 0 & \cdots & -3\alpha\frac{\partial E_4}{\partial y} \\ 0 & 0 & -3\alpha N_1 & 0 & -3\alpha\frac{\partial H_1}{\partial x} & -3\alpha\frac{\partial F_1}{\partial x} & -3\alpha\frac{\partial E_1}{\partial x} & 0 & \cdots & -3\alpha\frac{\partial E_4}{\partial x} \end{bmatrix}$$

(پ-۷)

$$\mathbf{B_3}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & -\alpha\frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & -\alpha\frac{\partial^2 H_1}{\partial x^2} & -\alpha\frac{\partial^2 F_1}{\partial x^2} & -\alpha\frac{\partial^2 E_1}{\partial x^2} & 0 & \cdots & -\alpha\frac{\partial^2 E_4}{\partial x^2} \\ 0 & 0 & 0 & -\alpha\frac{\partial N_1}{\partial y} & -\alpha\frac{\partial^2 H_1}{\partial y^2} & -\alpha\frac{\partial^2 F_1}{\partial y^2} & -\alpha\frac{\partial^2 E_1}{\partial y^2} & 0 & \cdots & -\alpha\frac{\partial^2 E_4}{\partial y^2} \\ 0 & 0 & -\alpha\frac{\partial N_1}{\partial y} & -\alpha\frac{\partial N_1}{\partial x} & -2\alpha\frac{\partial^2 H_1}{\partial x\,\partial y} & -2\alpha\frac{\partial^2 F_1}{\partial x\,\partial y} & -2\alpha\frac{\partial^2 E_1}{\partial x\,\partial y} & 0 & \cdots & -2\alpha\frac{\partial^2 E_4}{\partial x\,\partial y} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix}$$

(پ-۸)

$$\hat{\mathbf{u}}^{\mathbf{e}}=\begin{bmatrix} u_0^1 & v_0^1 & \phi_x^1 & \phi_y^1 & w_0^1 & \frac{\partial w_0^1}{\partial x} & \frac{\partial w_0^1}{\partial y} & u_0^2 & \cdots & \frac{\partial w_0^4}{\partial y} \end{bmatrix}^T$$

(پ-۹)

$$(\mathbf{D_0},\mathbf{D_1},\mathbf{D_2},\mathbf{D_3},\mathbf{D_4},\mathbf{D_5},\mathbf{D_6})=\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}}\mathbf{D}(1,z,z^2,z^3,z^4,z^5,z^6)dz$$

(پ-۱۰)

$$(I_0,I_1,I_2,I_3,I_4,I_5,I_6)=\int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}}\rho(1,z,z^2,z^3,z^4,z^5,z^6)dz$$

(پ-۱۱)

$$\mathbf{S_0}=\begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_2 & \cdots & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & H_1 & F_1 & E_1 & 0 & \cdots & E_4 \end{bmatrix}$$

(پ-۱۲)

$$\mathbf{S_1}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & N_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & N_1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix}$$

(پ-۱۳)

$$\mathbf{S_3}=\begin{bmatrix} 0 & 0 & -\alpha N_1 & 0 & -\alpha\frac{\partial H_1}{\partial x} & -\alpha\frac{\partial F_1}{\partial x} & -\alpha\frac{\partial E_1}{\partial x} & 0 & \cdots & -\alpha\frac{\partial E_4}{\partial x} \\ 0 & 0 & 0 & -\alpha N_1 & -\alpha\frac{\partial H_1}{\partial y} & -\alpha\frac{\partial F_1}{\partial y} & -\alpha\frac{\partial E_1}{\partial y} & 0 & \cdots & -\alpha\frac{\partial E_4}{\partial y} \end{bmatrix}$$

(پ-۱۴)

$$N_i=N_i^r-N_i^T \qquad i=x,y,xy$$

UNCORRECTED PROOF

استناد به این مقاله: نحوه استناد فارسی در اینجا درج گردد.

$$\begin{Bmatrix} N_x^r \\ N_y^r \\ N_{xy}^r \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma^r V_{SMA} \begin{bmatrix} \cos^2\psi \\ \sin^2\psi \\ \sin\psi\cos\psi \end{bmatrix} dz \qquad (پ-۱۵)$$

$$\begin{Bmatrix} N_x^T \\ N_y^T \\ N_{xy}^T \end{Bmatrix} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{21} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos^2\psi & \sin^2\psi \\ \sin^2\psi & \cos^2\psi \\ 2\sin\psi\cos\psi & -2\sin\psi\cos\psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_{11} \\ \alpha_{22} \end{bmatrix} \Delta T dz \qquad (پ-۱۶)$$

$$\mathbf{B_{wx}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial H_1}{\partial x} & \frac{\partial F_1}{\partial x} & \frac{\partial E_1}{\partial x} & 0 & \cdots & \frac{\partial E_4}{\partial x} \end{bmatrix} \qquad (پ-۱۷)$$

$$\mathbf{B_{wy}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial H_1}{\partial y} & \frac{\partial F_1}{\partial y} & \frac{\partial E_1}{\partial y} & 0 & \cdots & \frac{\partial E_4}{\partial y} \end{bmatrix} \qquad (پ-۱۸)$$

D ماتریس ضرایب الاستیک، ψ زاویه الیاف، $\bar{Q}_{ij}$ ها در .
مرجع [۳۵] آورده شده اند.

UNCORRECTED PROOF