

تحلیل طراحی و بررسی تجربی کاهش ارتعاش سازه خرپای میرای مرکب فضایی

به منظور حل و فصل مشکل نقص ابزار فوتوالکتریکی در هنگام بزرگ بودن زیاد پاسخ ارتعاش سازه مرکب (مرکب) خرپا، از روش بکارگیری لایه میرایی مقید ویسکو الاستیک روی دیواره خرپا و پانل جعبه ای برای کاهش ارتعاش کل ساختار بهره گرفته می شود. در این مقاله یک لوله طویل شکسته با لایه میرایی مقید ویسکو الاستیک معرفی می گردد. لوله طویل ساختار اصلی به دو لوله کوتاه همسان شکسته می شود و یک لوله دارای لایه میرایی آزاد به محل اتصال دو لوله کوتاه اضافه می گردد که توسط لوله طویل چسبیده و شکسته متصل می شود. با تحلیل پاسخ فرکانس خرپای فضای سنتی و سازه بار هوافضا و سازه لوله طویل شکسته، نمودار ابری پاسخ شتاب و منحنی پاسخ شتاب گره ثابت اندازه گیری بدست می آید. آزمایشاتی به منظور تعیین و بررسی امکان اجرای سازه انجام شد. نتایج آزمایش نشان می دهد که روش لوله بلند شکسته با لایه میرایی مقید ویسکو الاستیک می تواند تأثیر میرایی بهتری از سازه خرپای سنتی در پی داشته باشد و سطح ارتعاش بار فضایی موجود در انتهای خرپا را به طور موثر کاهش داده و مرجع مهمی برای طراحی کاهش ارتعاش سایر سازه های فضایی باشد.

کلید واژه ها: سازه خرپای فضاکار، تحلیل المان محدود، ویژگی های ارتعاش، آزمایش ارتعاش

مقدمه

با توسعه فضاپیما از لحاظ بزرگی و پیچیدگی، خرپای فضایی به دلیل پیاده کردن راحت آن، تکنولوژی مناسب، وزن مد و قابلیت تنظیم سازه بر اساس نیازهای خاص کاربرد آن بیش از پیش شده است. علاوه بر این، به عنوان بخش مهمی از ایستگاه فضایی بین المللی نیز محسوب می شود (به شکل 1 مراجعه کنید). خرپای فضاکار عمدتاً از دو جهت مورد استفاده قرار می گیرد. یک برای اتصال تجهیزات اپتوالکترونیک مربوطه در بالای خرپای فضاکار جهت جدا

سازی تجهیزات الکترونیک به گونه ای که انترفرنس یا تداخل بین یکدیگر کاهش یابد. دیگری به عنوان سازه پشتیبان جهت پشتیبانی از آنتن های بزرگ کش بستی در پانل های فضاکار و خورشیدی روی ماهواره ها.

خرپای فضاکار و بار آن به کمک حامل پرتاب به کار انداخته می شود. محیط ارتعاش آزمایش شده توسط حامل پرتاب عمدتاً به محیط ارتعاش تصادفی یا رندوم و محیط ارتعاش با فرکانس پایین تقسیم بندی می شود. ارتعاش تصادفی عمدتاً در اثر صدای اگزوز موتور در طی تیک آف، صدای ایرودینامیک در بخش فراصوتی هواپیما و نوسان فشار در محفظه احتراق موتور می باشد. ارتعاش سینوسی با فرکانس پایین عمدتاً ناشی از ارتعاش پوگو، استارت موتور، قطع احتراق و جداسازی درون مرحله ای سازه پروژکتیل یا پرتابه می باشد. نوسان آزاد مودال کم اثر ناشی از احتراق ناقص موتور می باشد. نوع محیط ارتعاش کم فرکانس باعث می شود که سازه خرپای فضاکار دچار آسیب شود، اتصال از بین رود، قطعات سازه کج و معوج شوند و عملکرد کاهش یابد. در عین حال، این ارتعاش باعث دقت ابزارهای فوتوالکتریک کاهش یابد، فرسودگی مکانیکی، کوتاه مداری و مدار باز فوراً و همچنین قصور عملکردی حاصل شود. از اینرو، مطالعه ویژگی های ارتعاش و توقف ارتعاش خرپای فضاکار و بار آن الزامی است. مطالعات متعددی در خصوص کاهش ارتعاش سازه های خرپای فضاکار در دست است که این سازه ها عمدتاً به دو دسته تقسیم می شوند: میراگر و لایه میرایی. در مطالعات گذشته، دامپرها یا میراگرها براساس سازه خرپای فضاکار طراحی شدند و رابطه بین موقعیت قرارگیری میراگر و تأثیر کنترل میرایی بررسی شد. YM Park و دیگران یک روش کنترلی نیمه فعال با استفاده از دامپره های اصطکاک خشک که کاهش ارتعاش ناپایدار سازه خرپای فضاکار پیشنهاد دادند. J Yang و همکاران ویژگی های میرایی و ارتعاش پانل سندویچی خرپای هرمی شکا مرکب الیاف کربن هیبرید واقع در لایه ویسکوالاستیکی موجود در یک پانل را بررسی کردند. تأثیر میرایی لایه میراکننده با شبیه سازی و آزمایش تجزیه و تحلیل شد. C Liu براساس روش انرژی کرنش مودال (MSE) به تجزیه و تحلیل فرکانس بنیادی ارتعاش، ضریب اتلاف و پیک پاسخ رزونانس سازه خرپای مرکب با لایه های مختلف میرایی پرداخت. تأثیر پارامترهای سازه ای. پارامترهای متریالی لایه میرایی بر تأثیر میرایی خرپای مرکب مطالعه گردید. در خرپای فضاکار سنتی، لایه میرایی به صورت مستقیم روی لوله طویل اعمال می شود و تأثیر میرایی به دلیل لوله طویل و سختی زیاد، مناسب نیست. در این مقاله، سازه خرپای سنتی با کمک یک لایه میرایی آزاد روی اتصال لوله کوتاه چندقسمتی ارتقا داده می شود و تیوب رشد توسط لوله کوتاه و چسبنده متصل می شود. لایه میرایی ویسکوالاستیک برای خرپای فضاکار و سازه بار فضاکار جهت کاهش ارتعاش و مطابق با

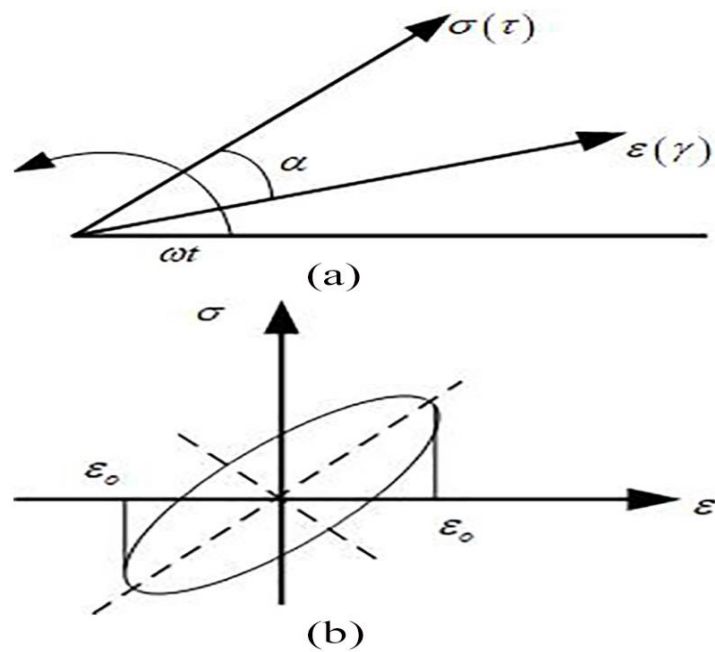
نیازهای واقعی بکار برده می شود. به کمک شبیه سازی و مقایسه آزمایشی، سازه مرکب جدید از لحاظ وزنی مد تر، دارای سختی کمتر و از نظر تأثیر میرایی بهتر است. چنین سیستم کاملی از ارتعاش دوطرفه آزمایشات شبیه سازی دارای اهمیت هدایتی مثبت برای کاربری لایه میرایی ویسکوالاستیک در میدان هوا و فضا می باشد.

تئوری بنیادی مواد میرایی ویسکوالاستیک

چنانچه ماده الاستیک در معرض نیروی خارجی قرار گیرد، کرنش و تنش همزمان افزایش و کاهش میابد، فاز دو اساس یکی است و رابطۀ تنش-کرنش به صورت یک خط مستقیم است. ماده میرایی ویسکوالاستیک پس از اعمال نیروی خارجی با ماده الاستیک فرق دارد. کرنش پس از تنش با تأخیر مواجه می شود و زاویه فاز پسماند مغناطیسی طبق شکل 2(a)، α است. رابطه تنش-کرنش یک منحنی طبق شکل 2(b) نشان می دهد.



شکل 1) سازه خرپای ایستگاه فضایی



شکل 2) رابطه تنش- کرنش مواد ویسکوالاستیک: (a) کرنش پس از تنش به تأخیر مواجه می شود و (b) منحنی تنش- کرنش

ناحیه شکل احاطه شده توسط منحنی بیضی در شکل 2(b) انرژی ارتعاشی مصرف شده توسط ماده ویسکوالاستیک بعد از ارتعاش سازه را نشان می دهد. بعد از اینکه مواد ویسکوالاستیک در معرض بارهای خارجی قرار داده می شوند تا دفورمگی الاستیک کاهش یابد، بیان ریاضیاتی رابطه تنش-کرنش به صورت زیر می باشد:

$$\sigma = \sigma_0 e^{i\omega t} \quad (1)$$

$$\epsilon = \epsilon_0 e^{i(\omega t - \alpha)} \quad (2)$$

در این مقاله، از روش مد پیچیده برای توصیف خصوصیات مواد میرای ویسکوالاستیک براساس تعریف ضریب پیچیده (ضریب کشش) استفاده می شود.

$$E^* = \frac{\sigma}{\varepsilon} = \frac{\sigma_0}{\varepsilon_0} e^{i\alpha} = E(\cos \alpha + i \sin \alpha) \quad (3)$$

$$E^* = iE'' + E' = E'(1 + i\eta) \quad (4)$$

η عبارت است از ضریب میرایی ماده میرای ویسکوالاستیک که میزان قابلیت مصرف انرژی ماده میرای ویسکوالاستیک را تعیین می کند. $\eta = E''/E', E^*$ عبارت است از ضریب کشش پیچیده ماده میرای ویسکوالاستیک. E' قسمت واقعی ضریب کشش پیچیده مواد میرای ویسکوالاستیک و E'' قسمت فرضی ضریب کشش پیچیده مواد میرای ویسکوالاستیک می باشد که مصرف انرژی مواد میرای ویسکوالاستیک را تعیین می کند. چنانچه ماده میرای ویسکوالاستیک در معرض دفورمگی برشی قرار گیرد، بیان ریاضیاتی رابطه تنش- کرنش برشی به صورت زیر خواهد بود:

$$\tau = \tau_0 e^{i\omega t} \quad (5)$$

$$\gamma = \gamma_0 e^{i(\omega t - \alpha)} \quad (6)$$

ضریب برشی پیچیده عبارت است از:

$$G^* = \frac{\tau}{\gamma} = \frac{\tau_0}{\gamma_0} e^{i\alpha} = G(\cos \alpha + i \sin \alpha) \quad (7)$$

$$G^* = iG'' + G' = G'(1 + i\eta), \eta = G''/G' \quad (8)$$

G^* عبارت است از ضریب برشی پیچیده ماده میرای ویسکوالاستیک، G' قسمت واقعی ضریب برشی پیچیده مواد میرای ویسکوالاستیک و G'' قسمت فرضی ضریب برشی پیچیده مواد میرای ویسکوالاستیک است که مصرف انرژی طی تبدیل مواد میرای ویسکوالاستیک به انرژی گرمایی را تعیین می کند. در کاربرد عملی مواد میرای ویسکوالاستیک، باید تصمیم گیری کرد که چه موقع ضریب میرایی و ضریب کششی را گرفت و چه موقع از رابطه بین ضریب برشی و ضریب کششی براساس وضعیت خاص تنش استفاده کرد. بیان ریاضیاتی رابطه بین ضریب برش و ضریب کشش به صورت زیر خواهد بود:

$$E = 2G(1 + \mu) \quad (9)$$

μ عبارت است از ضریب پواسون، ضریب پواسون ماده فلزی کلی 0.25:0.35 و ضریب پواسون ماده میرای ویسکوالاستیک 0.45:0.5 می باشد.

مصرف انرژی مواد میرای ویسکوالاستیک به ازای حجم واحد در طی مدت ارتعاش تحت عمل تنش و کشش متناوب بر حسب ΔW بیان می شود:

$$\Delta W = \iiint \tau d\gamma dv = \pi \tau_0 \gamma_0 \alpha = \pi \gamma_0^2 G'' \quad (10)$$

$$\Delta W = \pi \varepsilon_0^2 E'' \quad (11)$$

حداکثر انرژی الاستیک یعنی کل انرژی کرنش W در یک دوره

$$W = \frac{1}{2} \gamma_0^2 G' \quad (12)$$

$$W = \frac{1}{2} \varepsilon_0^2 E' \quad (13)$$

از اینرو، نسبت مصرف انرژی به انرژی ذخیره سازی عبارت است از

$$\frac{\Delta W}{W} = 2\pi \tan \alpha = 2\pi \eta \quad (14)$$

$$\eta = \frac{\Delta W}{2\pi W} \quad (15)$$

شکل 15 نشان می دهد که ضریب میرایی η مواد میرای ویسکوالاستیک عبارت است از نسبت انرژی مصرف شده توسط هر چرخه ارتعاش به کل انرژی کرنش. و انرژی مصرف شده در هر چرخه ارتعاش، انرژی میرایی است. در نتیجه، هرچه انرژی میرایی بیشتر باشد، ضریب میرایی ماده میرای ویسکوالاستیک بیشتر و ظرفیت میرایی قویتر خواهد بود. بزرگی ضریب میرایی نمایانگر سطح میرایی است که که تأثیر کاهش ارتعاش سازه را منعکس می کند.

1. روش MSE

ضریب میرایی را می توان با استفاده از روش MSE در نرم افزار MSC/NASTRAN به راحتی به دست آورد.

$$\eta_s^{(i)} = \sum_{j=1}^n \eta_{vj} \frac{SE_j^i}{SE^i} \quad (16)$$

$\eta_s^{(i)}$ ضریب میرایی i-order mode و η_{vj} ضریب میرایی ماده ویسکوالاستیک گونه j است. SE_j^i معرف مد دسته ۲ و انرژی کرنشی مواد ویسکوالاستیک نوع j، SE^i انرژی کرنشی کل مد i و n تعداد مواد ویسکوالاستیک می باشد.

با توجه به فرموا (16)، ضریب میرایی بر اساس نسبت لایه میرای ویسکوالاستیک به مصرف انرژی کل سازه توسط روش MSE محاسبه می شود. عیب روش MSE در این است که فرض این نکته که خواص مواد ویسکوالاستیک با فرکانس تغییر نمی کند صحیح نمی باشد و ارتعاش فرکانس مواد میرای ویسکوالاستیک در نظر گرفته نمی شود. برای حل این مشکل، ضریب میرایی مودال را می توان به سادگی بر اساس فرمول (23) تغییر داد:

$$\eta^{(r)'} = \eta^{(r)} \sqrt{\frac{G_2(f_r)}{G_{2,ref}}} \quad (17)$$

$\eta^{(r)'}$ ضریب اصلاح یافته میرایی مدال رتبه ۲، $\eta^{(r)}$ ضریب میرایی مدال رتبه ۲ حاصل از محاسبه تکرارکننده می باشد. $G_{2,ref}$ ضریب برشی نهایی لایه میرای برای محاسبه مدال و $G_2(f_r)$ ضریب برشی لایه میرایی در شرایطی که $f = f_r$ است. f_r فرکانس رتبه ۲ بدست آمده از $G_2 = G_{2,ref}$ است.

2. روش مقادیر ویژه پیچیده (CEM)

روابط تشکیل دهنده مواد ویسکوالاستیک با استفاده از مدل ضریب پیچیده به شرح زیر خواهد بود:

$$\begin{aligned} \sigma_0 &= E^*(\omega)\varepsilon_0 \\ &= [E'(\omega) + iE''(\omega)]\varepsilon_0 \\ &= E'(\omega)[1 + i\eta(\omega)]\varepsilon_0 \end{aligned} \quad (18)$$

$$\eta(\omega) = \frac{E''(\omega)}{E'(\omega)} \quad (19)$$

σ_0 و ε_0 به تنش و کرنش ساده هارمونیک با زمان، $E^*(\omega)$ ضریب پیچیده ماده میرای ویسکوالاستیک، $E'(\omega)$ و $E''(\omega)$ قسمت های واقعی و فرضی ضریب پیچیده و $\eta(\omega)$ ضریب میرایی ماده ویسکوالاستیک است.

معادله ارتعاش آزاد سازه کمپوزیت میرا به شرح زیر است:

$$M\ddot{u}^* + K^*u^* = 0 \quad (20)$$

$$K^* = K + iK' \quad (21)$$

M ماتریس جرم، K^* ماتریس سفتی پیچیده، K و K' قسمت های واقعی و فرضی ماتریس سفتی پیچیده و u^* بردار جابجایی گره است.

اگر $u^* = \phi^* e^{i\omega^* t}$ ، در نتیجه فرمول (20) را می توان به صورت زیر تغییر داد:

$$K^*\phi^* = \lambda^* M\phi^* \quad (22)$$

ϕ^* بردار ویژه پیچیده، $\lambda^* = \omega^{*2}$ مقدار ویژه پیچیده و ω^* فرکانس پیچیده است. در نتیجه فرمول (22) با تجزیه ماتریس QR حل می شود:

$$\lambda^* = \lambda + i\lambda' \quad (23)$$

در نتیجه ضریب میرایی مودال رتبه n η_n به صورت زیر است:

$$\eta_n = \frac{\lambda'_n}{\lambda_n} \quad (24)$$

λ_n و λ'_n قسمت های واقعی و فرضی مقادیر ویژه پیچیده λ_n^* می باشد.

مزیت روش CEM در این است که این روش می تواند ویژگی های مکانیکی دینامیک مواد میرای ویسکوالاستیک را تشریح کند. نقص آن در این است که محاسبه در دامنه پیچیده ضروری است. مقدار ویژه و بردار ویژه معمولاً پیچیده هستند که منجر به مقدار زیاد نتیجه محاسبه می گردد که 10 ~ 5 پاسخ بارز نامیرا می گردد. فرکانس و میرایی سازه های مرکب میرای ویسکوالاستیک با استفاده از مدول (SOL 107) COMPLEX EIGENVALUE در NASTRAN محاسبه می گردد. روش ملموس عبارت است از احراز مدل عنصر محدود سازه کمپچوسیت میرای ویسکوالاستیک و در نتیجه درونداد میرایی ماده و خواص ماده مربوطه ماده ویسکوالاستیک. در این مقاله، ضریب

میرایی با کمک روش CEM محاسبه می شود. سازه ویسکوالاستیک بدون پوشش اهرای یک سازه نامیرا است و ضریب میرایی طبق افزایش ضریب میرایی محاسبه می گردد.

طراحی خرپا و سازه بار

برای مدلسازی سازه خرپای فضاکار و بار فضاکار طبق اشکال 3 و 4، کل سازه از دو لوله طویل و قبل و بعد از لوله کوتاه، بالا و پایین آن دارای پوشش طرفین چپ و راست با فلز روکش شده، قطعات انسدادی اتصالی، چفت و بست، پیچ استاندارد به وزن 15.848 kg و ماده AL7075 ساخته شده است.

سازه جعبه بار فضاکار متشکل از یک سازه شبیه ورقه فلزی با سازه سوراخی درون آن می باشد و از یک پیچ برای اتصال سطوح مختلف استفاده نمی شود. علاوه بر هشت وجه سازه جعبه سازه، مرکز سایر سطوح دارای یک شیار مدور به ضخامت 18mm و عمق 2 mm می باشد. این مرکز برای اتصال قطعات، اتصال لوله طویل، لوله کوتاه و اتصال بلوک از طریق اتصال قطعه استفاده می شود.

برقراری مدل المان محدود

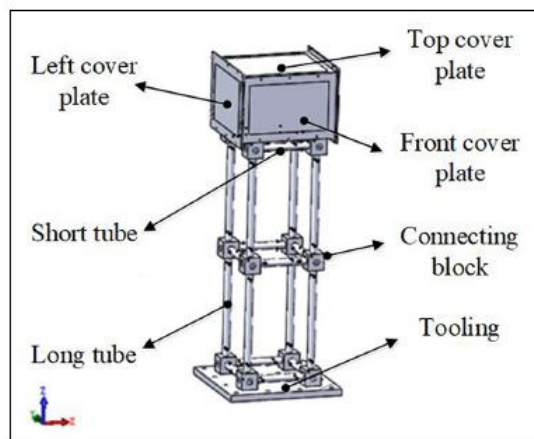
نند المان محدود با سیستم مختصات دست راست انطباق دارد: O اصلی در خط مرکز صفحه سرپوش پایینی موازی با جهت طول بار فضاکار قرار دارد. جهت سرپوش سمت چپ به سمت سرپوش راست و محور Y به موازات جهت عرض بار فضاکار جهت سرپوش جلو به سمت سرپوش عقب در جهت مثبت محور Z می باشد.

با انتخاب سیستم بین المللی واحدها، مش بر کل بخش اتوماتیک به صورت دستی تقسیم می شود، المان های مش سه ضلعی و المان های چهارضلعی و بلوک های اتصالی و رابط ها طبق شکل 5 به مش حجم تفکیک می شود. سایر قسمت ها به مش های پوسته ای تقسیم می شوند و مدل المان در شکل 6 نشان داده شده است. تعداد واحدها 162,717 و وزن مدل 15.23 kg می باشد.

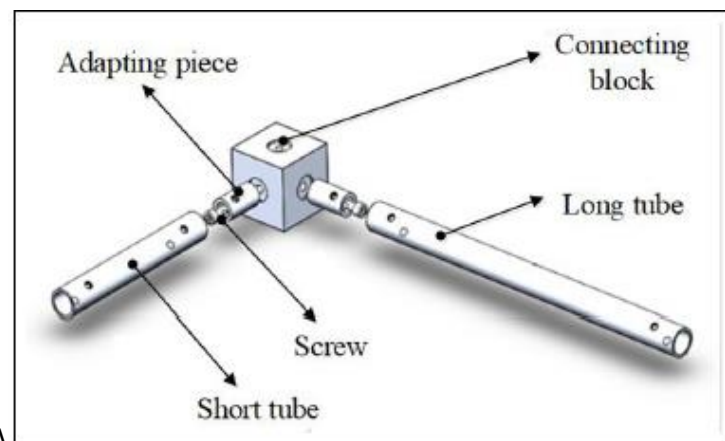
یک سازه لوله طویل شکسته نشان داده می شود. همانطور که در شکل 7 نشان داده می شود، لوله طویل سازه اصلی به دو لوله کوتاه همسان شکسته می شود و یک لوله AL7075 با طول 50mm و قطر خارجی 12mm و ضخامت دیواره 2mm در محل اتصال دو لوله کوتاه افزوده می شود. یک لایه میرای آزاد با ضخامت 2.5mm روی آن اعمال می گردد که توسط لوله چسبنده و طویل شکسته متصل می شود.

از آنجا که سازه جعبه بار فضاکار یک سازه نامتقارن است، به منظور تسهیل امر مطالعه، سرپوش بالا، موقعیت میانی سرپوش چپ و سرپوش جلو و موقعیت میانی هر لوله طویل با لایه میرای مقید در سرپوش بالای سازه جعبه بار فضاکار، موقعیت میانی سرپوش چپ و سرپوش جلو اضافه می شود.

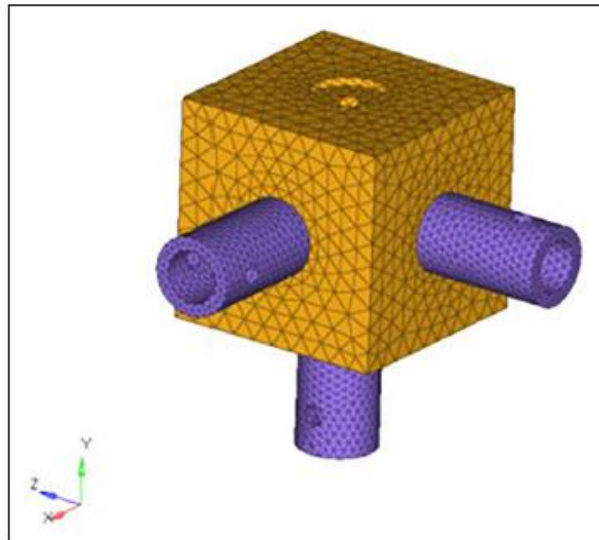
لایه میرایی از یک شبکه حجمی استفاده می کند و لایه مقید از شبکه پوسته ای با یک بایاس استفاده می کند. المان ها دارای گره های مشترک (شکل 8) می باشند.



شکل 3: مدل سه بعدی شکلشش



شکل 4. اتصال بلوک متصل



شکل 5: جعبه اتصال و رابط

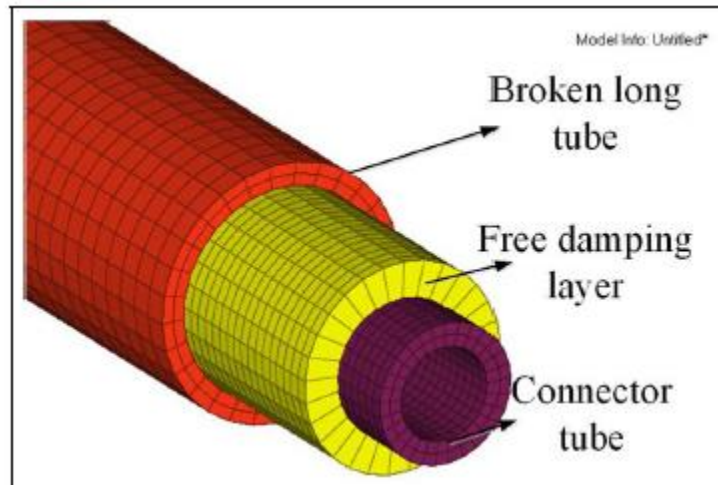


شکل 6: مدل المان محدود خریای فضاکار اصلی و سازه بار هوافضا

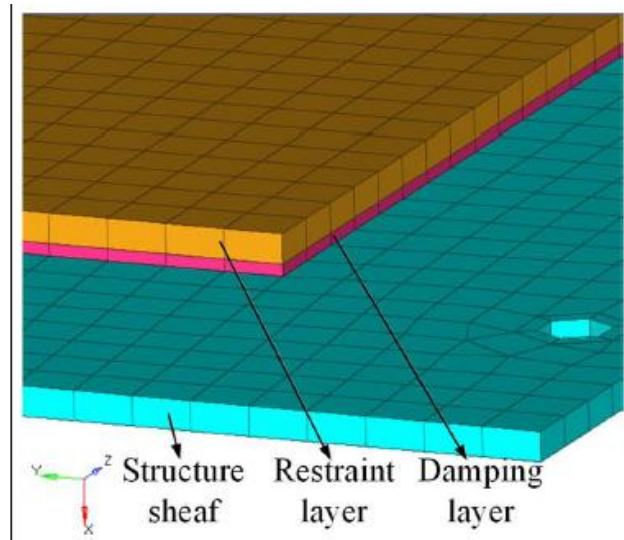
Materials (type)	Shear modulus G (MPa)	Modulus of elasticity E (MPa)	Poisson's ratio ν	Density ρ (t/mm^3)	Damping factor η
Damping layer (butyl rubber)	1.5	–	0.45	10×10^{-9}	1.05
Restraint layer (Aluminum alloy 7075)	–	7.2×10^4	0.33	2.8×10^{-9}	–

جدول 1: ویژگی های ماده میرایی و لایه مقید

مدل جدید المان محدود شکست لوله طویل در شکل 9 نشان داده شده است. تعداد واحدها 386,743، تعداد گره ها 193,026 و مدل سازه ای جدید 16.20 kg است. لایه میرایی ساخت موسسه مواد هوافضای پکن می باشد. ضخامت لایه میرایی 0.8mm، ماده از جنس لاستیک و لایه محدود ورقه فلزی AL7075 با ضخامت 2 mm است. ویژگی های ماده لایه میرایی و لایه حدود در جدول 1 نشان داده شده است.



شکل 7: سازه جدید لوله طویل شکسته



شکل 8: لایه میرای مقید



شکل 9: مدل المان محدود سازه جدید لوله طویل گسیختگی



شکل 10: آزمایش مدال

آزمایش مودال

آزمایش مودال سازه خرپا و بار انجام می گیرد و سازه خرپا روی میز ارتعاش ثابت می شود. مرز مقید سازه خرپای شبیه سازی شده در شکل 10 نشان داده شده است. طرح اولیه گره آزمایش با مجموع 38 گره اندازه گیری در شکل 11 نشان داده شده است. از روش برانگیختگی برای برانگیختگی استفاده می شود.

حداقل فرکانس الاستیک وسایل چفت و بست مورد استفاده برای تکیه گاه از حداکثر فرکانس تحلیل سازه نمونه خیلی بیشتر است. به طور کل، تشخیص مرز مقید یازه های کوچک و متوسط کار راحتی است اما تشخیص مرز مقید سازه های بزرگ کار دشواری است. کیفیت سازه خرپا در این مقاله 15.85 kg، فرکانس تحلیل 200 Hz، میز ارتعاش 4500 kg و فرکانس همنوای دسته اول 2200 Hz است که الزامات مرز مقید سازه خرپا را تأمین کند.

پهنای باند آنالیز آزمایش مال سازه خرپا 200 Hz، رزلوشن فرکانس 1 Hz و نمودار حالت پایای تابع پاسخ فرکانس (FRF) در شکل 12 نشان داده شده است.

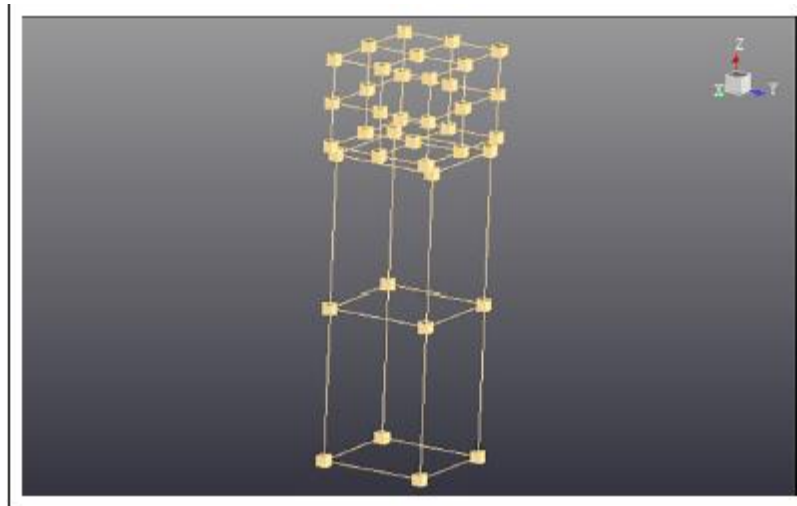
همبستگی مودال

در این مقاله، معیار اطمینان مودال (MAC) در فرمول (2) به عنوان شاخص ارزیابی کمی استفاده می شود:

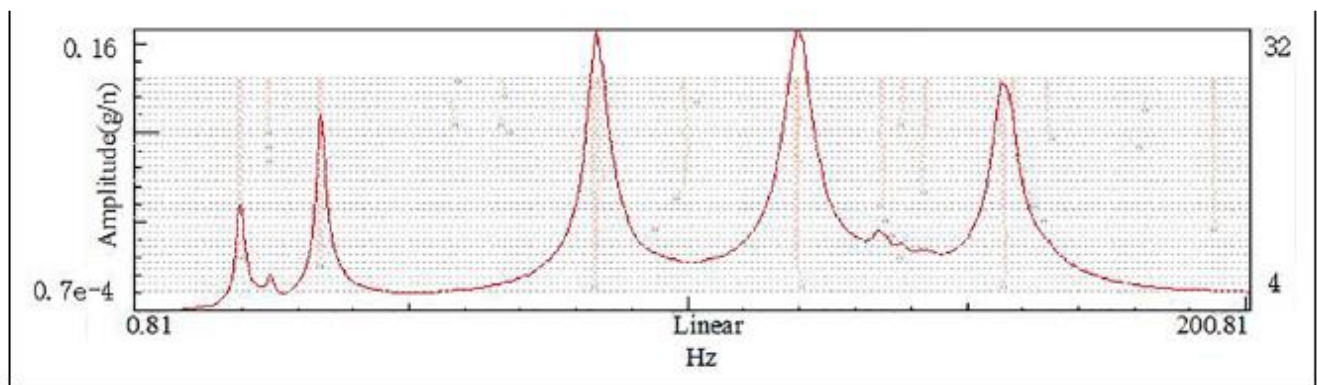
$$MAC_{Test, FE} = \frac{[V_{Test}^T \cdot V_{FE}]^2}{[V_{Test}^T \cdot V_{test}] \cdot [V_{FE}^T \cdot V_{FE}]} \quad (25)$$

در این فرمول، V_{tes} و V_{FE} بردارهای مودال مد آزمون و مودال المان محدود هستند: المان ها در MACTest، ماتریس FE زاویه کسینوس بین دو مد و زاویه نسبی دو مد را نشان می دهد. مقدار MAC باید بین 0 و 1 باشد. چنانچه مقدار MAC بیشتر از 0.8 باشد، مد ارتعاش V_{test} مد آزمون شبیه به مد V_{FE} مد محاسبه المان محدود خواهد بود. چنانچه مقدار MAC کمتر از 0.2 باشد، مد ارتعاش مد آزمایش و مد محاسبه المان محدود قائم خواهند بود.

در این مقاله، از نرم افزار LMS Virtual Lab برای انجام آنالیز همبستگی براساس نتایج آنالیز مودال المان محدود و سازه بار و نتایج آزمایشی مودال بهره گرفته می شود. همانطور که در جدول 2 نشان داده شده، مودال المان محدود مشابه مد آزمایشی است و مقادیر MAC دو رتبه اول همگی حدود 0.9 و مدل المان محدود قابل قبول است.



شکل 11: مدل ژئومتری



شکل 12: نمودار حالت پایای تابع پاسخ فرکانس

تحلیل پاسخ فرکانس سازه بار فضاکار و خرابی فضاکار

براساس مد روبش فرکانس سینوسی مرحله پذیرش، پاسخ سینوسی خرابی فضاکار و سازه بار پرواز هوایی در سه جهت تحلیل می شود و نمودار ابری پاسخ شتاب انتگرال بدست آمد. برای تعیین کمی بزرگی پاسخ شتاب در یک موقعیت خاص در سازه بار فضاکار، در این مقاله گره های سرپوش جلو، سرپوش سمت چپ و سرپوش بالای خرابی فضاکار و سازه بار فضاکار برای تحلیل انتخاب شدند و منحنی پاسخ شتاب گره های اندازه گیری ثابت درست می شوند. مکان و تعداد گره های آزمایش در شکل 13 نشان داده شده است.

در مدل المان محدود، تعداد متناظر گره های اندازه گیری 4-1 در مدل سه بعدی 19,545؛ 27,222؛ 4912 و 254,679 بود.

آخرین گره آزمایش 4، گره برانگیختگی بیسیک است. مکان این سه گره مطابق با مکان سنسور در آزمایش بعدی است و مکان گره های اندازه گیری شده در مدل المان محدود در شکل 14 نشان داده شده است.

هدف از این آنالیز تعیین تقویت پاسخ شتاب سازه بار فضاکار و خرابی فضاکار موجود تحت وضعیت فرکانس روبش سینوسی مرحله پذیرش، و در مقابل مقایسه داده های پاسخ شتاب با ساختار دارای لایه میرایی ویسکوالاستیک می باشد.

پاسخ سینوسی سازه بار پرواز هوایی و خرابی فضایی در سه جهت براساس مد روبشی فرکانس سینوسی مرحله پذیرش و وضعیت آزمایش ویژه به گونه ای که در شکل 3 نشان داده شده تحلیل می شود. گره 1 را به عنوان نمونه جهت بازده منحنی پاسخ شتاب به گونه ای که در شکل 15 نشان داده شده در نظر بگیرید.

با نگاهی به منحنی های پاسخ شتاب گره های اندازه گیری شده در رنج 0-200 Hz، حداکثر فرکانس پاسخ سازه اصلی در جهت X، 22 Hz است. حداکثر پاسخ فرکانس در جهت Y، 117 Hz است. پاسخ شتاب کل سازه بار فضاکار و خرابی فضاکار در حداکثر فرکانس متناظر در هر جهت به گونه ای که در شکل 16 نشان داده شده نشان داده می شود.

منحنی پاسخ شتاب گره های اندازه گیری شده در رنج 0-200 Hz، حداکثر فرکانس پاسخ سازه جدید در جهت X، 19 Hz است. حداکثر فرکانس پاسخ در جهت Y، 17Hz است. حداکثر فرکانس پاسخ در جهت Z، 99 Hz است.

پاسخ شتاب کل سازه خریای فضاکار و بار فضاکار در تمام جهات در حداکثر فرکانس متناظر به گونه ای که در شکل 17 نشان داده شده نشان داده می شود.

مقایسه مقادیر پاسخ تشدید در گره اندازه گیری 1 برای سازه اصلی و سازه جدید لوله طویل شکسته در شکل 4 نشان داده شده است.

آزمایش ارتعاش خریای فضاکار

آزمایش ارتعاش آزمایشی است به منظور ارزیابی مقاومت ارتعاش یک مولفه واحد یا کل سازه دستگاهد در حمل و نقل از پیش تعیین شده و محیط سرویس. پارامترهای اصلی آزمایش ارتعاش عبارتند از دامنه، سرعت و شتاب. دو نوع مد ارتعاش وجود دارد: یک مد که ارتعاش سینوسی است و مد دیگر که ارتعاش رندوم است. آزمایش ارتعاش سینوسی غالباً در آزمایشگاه مورد استفاده قرار می گیرد. این نوع آزمایش ارتعاش سازه تحت عمل برانگیختگی سینوسی می باشد. ارتعاش سینوسی را می توان به ارتعاش روبشی و ارتعاش فرکانس ثابت تقسیم کرد. آزمایش ارتعاش رندوم در واقع یک نوع ارتعاش ناپایدار است که به ارتعاش ثابت و غیرثابت تقسیم می شود.

موارد آزمایشی عبارتند از سازه بار پرواز فضایی و خریای فضاکار اصلی و سازه جدید لوله طویل شکست که در آن سازه جدید لوله طویل باید با لایه میرای محدود در سازه جعبه بار فضاکار پوشیده گردد (به شکل 18 و 19 مراجعه کنید). لایه میرای آزاد به لوله اتصال افزوده می گردد. لوله طویل توسط لولل چسبنده به تیوب طویل متصل می شود که آن نیز به کمک چند پیچ از طریق رابط به جعبه اتصال متصل می شود (به شکل 20 مراجعه کنید).

هدف از آزمایش دستیابی به پاسخ شتاب سازه بار هوافضا و خریای فضای اصلی و ساختار جدید با تیوب طویل در سه جهت توسط آزمایش ارتعاش می باشد. نتایج با نتایج شبیه سازی مقایه می شود. برای ارزیابی تأثیر میرایی دو ساختار، تصاویر گرفته شده در آزمایش در شکل 21 نشان داده شده است.

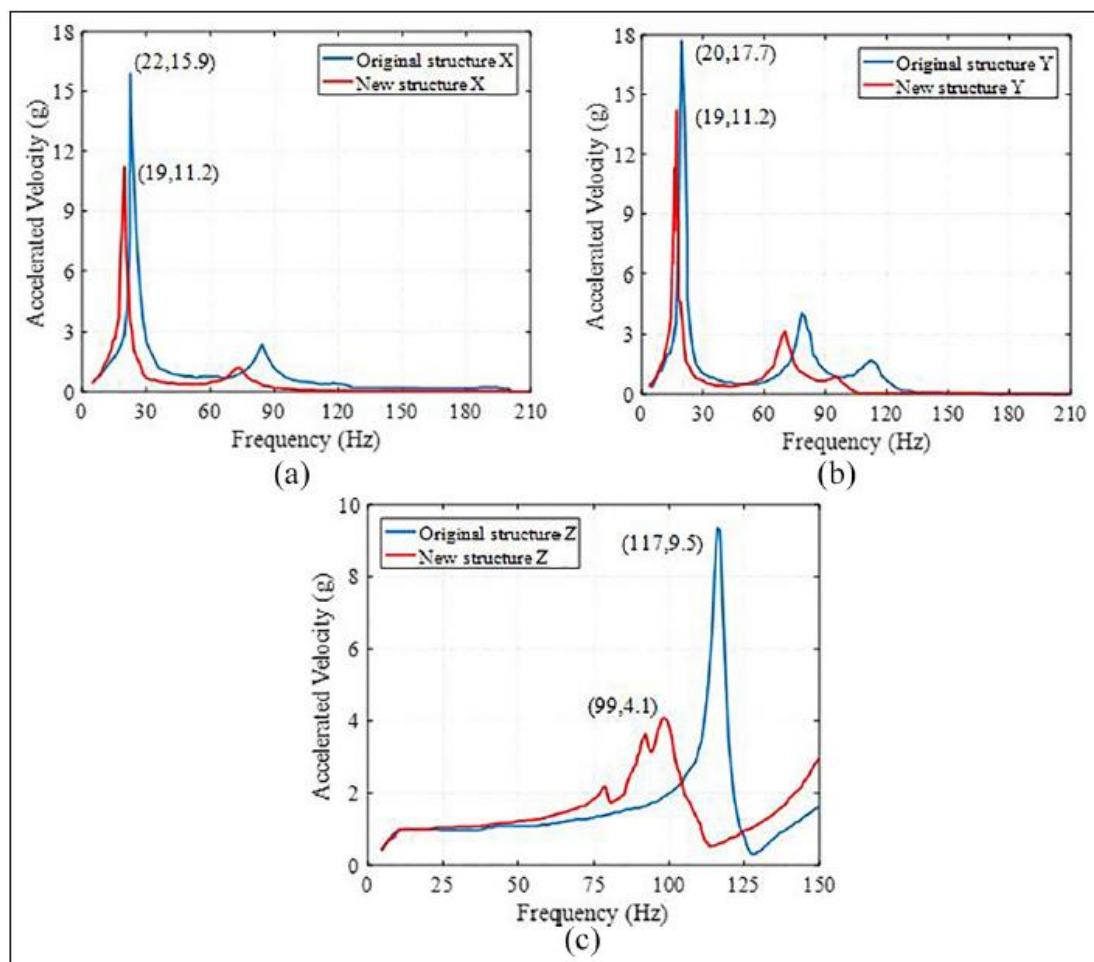
تجهیزات آزمایش شامل میز لرزان الکترومغناطیسی (Space Hill 10t Station, Model H1248a)، آمپلی فایر قدرت، کنترلگر ارتعاش، ابزار اکتساب داده ها، کامپیوتر، سنسورشتاب، و تجهیزات آزمایش ارتعاش می باشد (به شکل 22 مراجعه کنید).

مشخصات، مدل ها و پارامترهای کارکردی ابزارهای اصلی مورد استفاده در کل پروسه آزمایش ارتعاش در جدول 5 نشان داده شده است.

فلوجارت آنالیز و آزمایش ارتعاش در شکل 23 نشان داده شده است.

Loading direction	Loading sweep frequency	Frequency range (Hz)	Amplitude (0-P)
Three axes	4 oct/min	4-10 10-200	5 mm 1 g

جدول 3: شرایط آزمایش ارتعاش روبشی سینوس (سطح پذیرش)



شکل 15: منحنی پاسخ شتاب گره 1: (a) جهت X، (b) جهت Y و (c) جهت Z

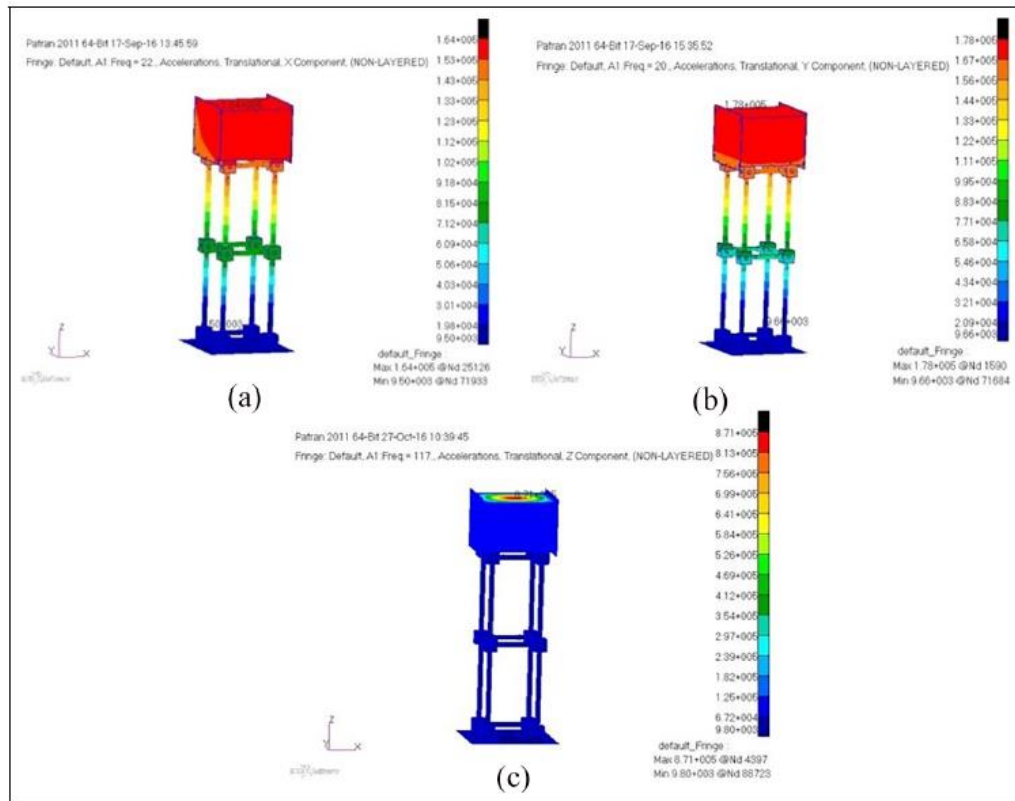
آنالیز FRF عمدتاً رابطه بین موقعیت خروجی و ورودی را از طریق تابع انتقال می دهد. FRF عبارت است از نسبت تبدیل فوریه نیرو یا نسبت طیف متقابل نیرو و پاسخ به self-spectrum نیرو. FRF را می توان به کمک یک ابزار

اختصاصی مثل آنالیزور FFT (تبدیل سریع فوریه) یا سیستم اکتساب داده ها با نرم افزار تابع FFT بدست آورد. مراحل دستیابی به FRF به شرح زیر است: اولاً، سیگنال آنالوگ از دستگاه اندازه گیری بدست می آید. دوماً، سیگنال آنالوگ به صورت دیجیتال توسط آنالوگ با کنورتر دیجیتالی نمایش داده می شود. پس از نمونه گیری داده ها، FFT برای دستیابی به طیف تقویت خطی برانگیختگی درونداد و پاسخ برونداد استفاده می شود. چنانچه طیف قدرت از طیف تقویت خطی محاسبه گردد، جذر طیف تقویت خطی بر طول زمان تقسیم می شود و طیف قدرت بدست می آید. نسبت طیف قدرت متقابل نیرو و پاسخ به طیف خود قدرت نیرو، FRF است. در پست پردازش و کسب داده ها، چهار میانگین در نرم افزار کنترل برای محاسبه FRF ها از پیش استفاده می شود. دفعات مکفی میانگین می تواند دقت پردازش داده ها را بهبود ببخشد و هماهنگی و ثبات ترسیم منحنی را تضمین کند.

سیگنال کنترل روبروشی سینوسی از کنترلگر ارتعاشی با آمپلی فایر قدرت تقویت و به میز ارتعاش انتقال داده می شود. میز ارتعاش الکترومغناطیسی، سازه بار فضاکار و خرپای فضاکار را به ترتیب در امتداد جهت Z و جهت X را برانگیخته می کند. برخی علائم پاسخ شتاب هر کانال اندازه گیری به صورت سیگنال های فیدبک (بازخورد) توسط سنسور شتاب در موقعیت نقطه ای فیدبک جهت کنترل میز ارتعاش به کنترلگر ارتعاش انتقال میابد. بخشی از سنسور شتاب که از سرتاسر موقعیت گره اندازه گیری عبور می کند به ابزار کسب داده ها انتقال میابد ک درون کامپیوتر تقویت، فیلتر و جمع آوری می شود و به طور میانگین پردازش و آنالیز می گردد. امواج دامنه زمانی سیگنال های شتاب و ویژگی های پاسخ فرکانس شتاب سیگنال های شتاب در رنج 0-200Hz نسبت به گره 1 اندازه گیری کانال مرجع بدست می آید.

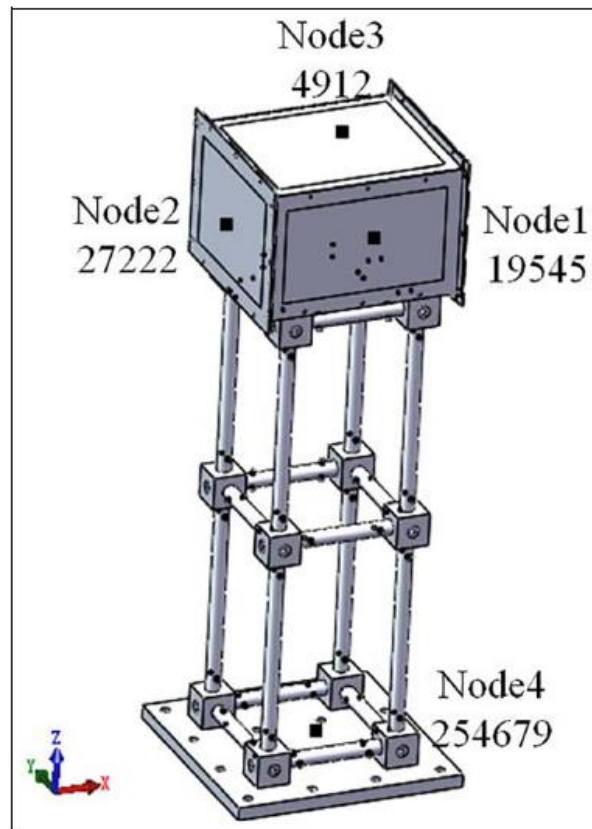
منحنی پاسخ شتاب سازه بار فضاکار و خرپای فضاکار و سازه جدید دارای تیوب طویل شکسته تحت برانگیختگی ارتعاش در شکل 24 نشان داده شده است.

نتایج پاسخ شتاب سازه طراحی اصلی خرپای فضاکار و سازه جدی تیوب طویل شکسته تحت سه برانگیختگی جهت در همان گره اندازه گیری طبق جدول 6 با هم مقایسه می شوند.

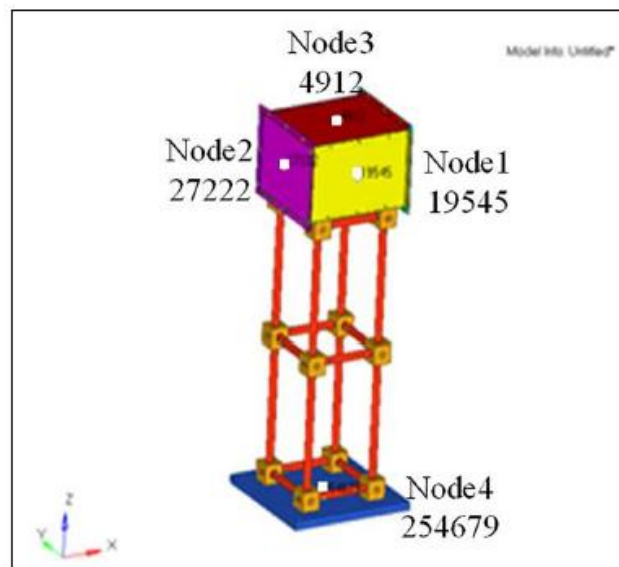


شکل 16: پاسخ شتاب سازه بار فضاکار و خریای فضاکار: (a) جهت X، (b) جهت Y و (c) جهت Z

با مقایسه داده های آزمایشی دو سازه طراحی، مشاهده می شود که پاسخ شتاب و حداکثر فرکانس پاسخ شتاب سازه تیوبی (لوله ای) طولیل شکسته در سه جهت 0–200Hz از پاسخ شتاب و حداکثر فرکانس پاسخ شتاب سازه تیوبی سازه خریای فضاکار اصلی کمتر است. اما فرکانس رزونانس (تشدید) نسبتاً کمتر است. حداکثر فرکانس پاسخ X به شتاب متناظر از 21.61 Hz به 19.15 Hz کاهش میابد. حداکثر فرکانس پاسخ شتاب جهت Y از 19.69 به 17.09 Hz کاهش میابد. حداکثر فرکانس پاسخ جهت Z به شتاب متناظر از 128.7 Hz به 110.42 Hz کاهش میابد. تأثیر میرایی سازه خریای فضاکار و بار فضاکار در جهت Z به آشکارترین حالت است و مقدار پیک پاسخ شتاب تا بیش از 56.79% کاهش میابد.



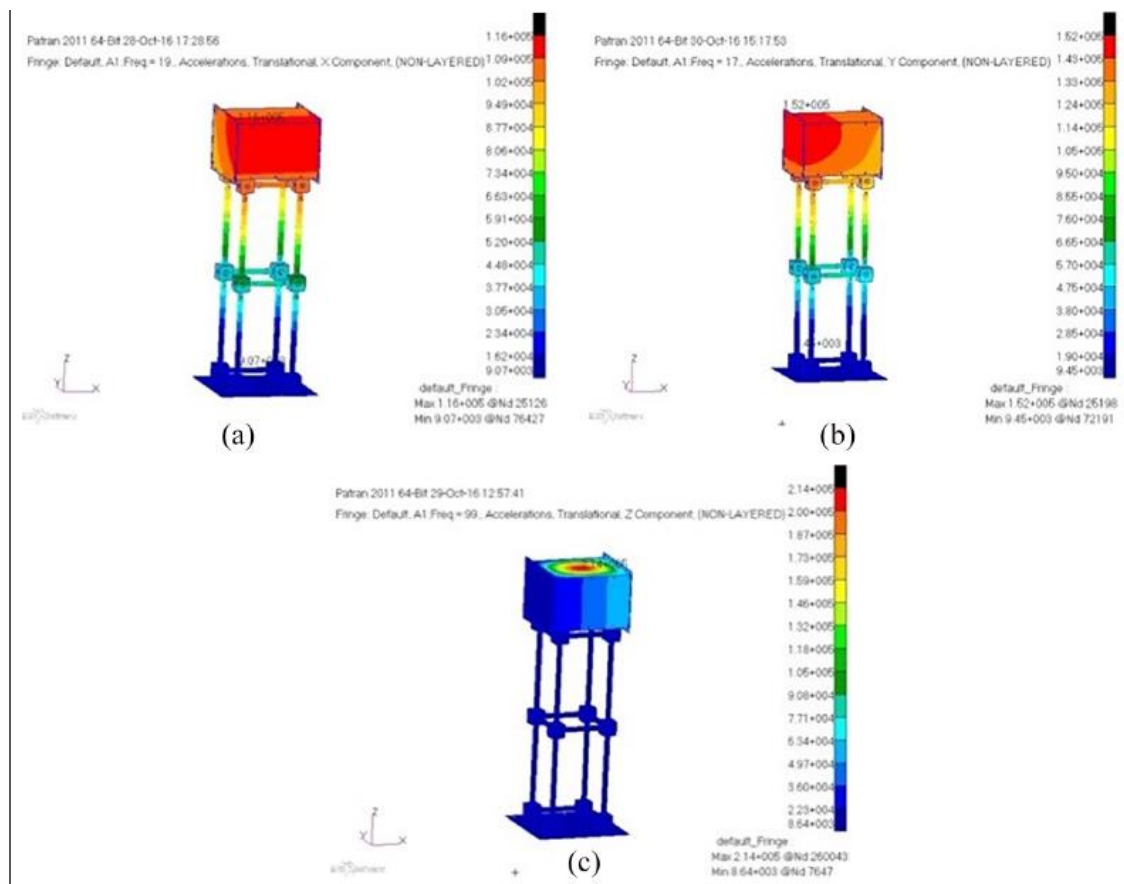
شکل 13: موقعیت گره اندازه گیری مدل سه بعدی



شکل 14: موقعیت گره اندازه گیری مدل المان محدود

Experimental modal		The simulation mode	Damping ratios	MAC value	Frequency difference (Hz)
Order	Frequency (Hz)	Frequency (Hz)			
1	19.7	25.5	0.55	0.819	-5.75
2	24.9	25.5	0.32	0.924	-0.51
3	34.1	32.3	0.18	0.669	1.83
4	83.6	99.9	0.11	0.519	-16.3

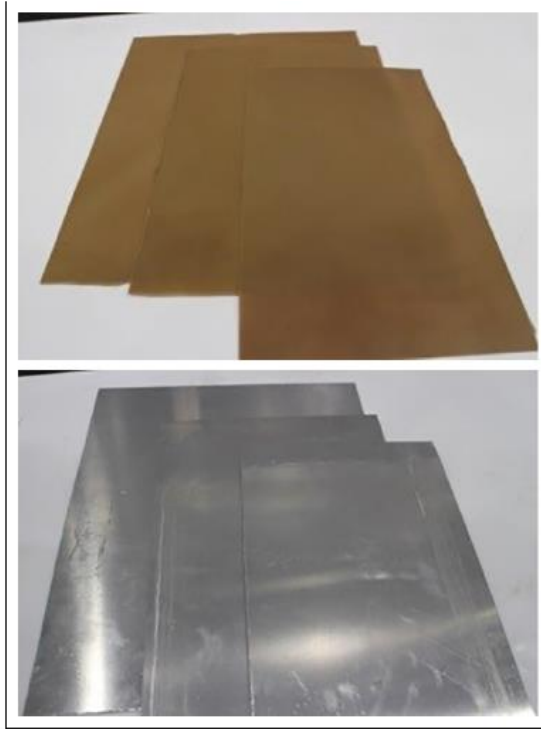
جدول 2: مقادیر MAC مودال و اختلافات فرکانس مدھا



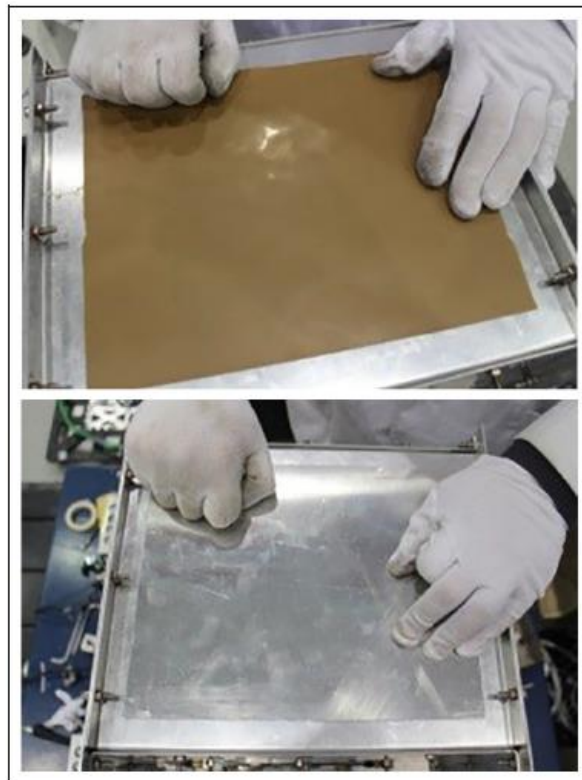
شکل 17: نمودار ابری پاسخ شتاب یک سازه لوله ای جدید: (a) جهت X، (b) جهت Y و (c) جهت Z

Excitation direction	Original design structure		New structure		Damping level	
	Frequency (Hz)	Amplitude (g)	Frequency (Hz)	Amplitude (g)	Frequency (Hz)	Amplitude (g)
X	22	15.9	19	11.2	3	4.7
Y	20	17.7	17	14.2	3	3.5
Z	117	9.5	99	4.1	18	5.4

جدول 4: مقایسه پاسخ شتاب در تحلیل شبیه سازی



شکل 18: لایه میرا و لایه مقید



شکل 19: فرآیند چسبی لایه میرای و لایه مقید



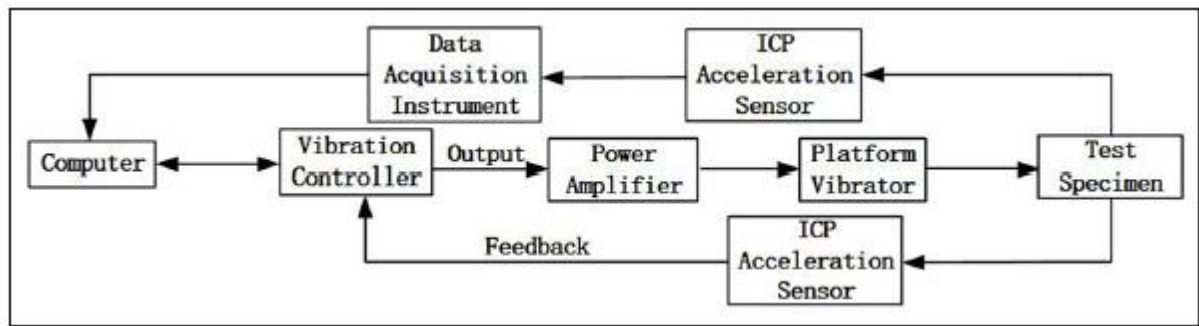
شکل 20: سازه مرکب میرایی لوله طویل



شکل 21: تصویر میدان آزمایش ارتعاش



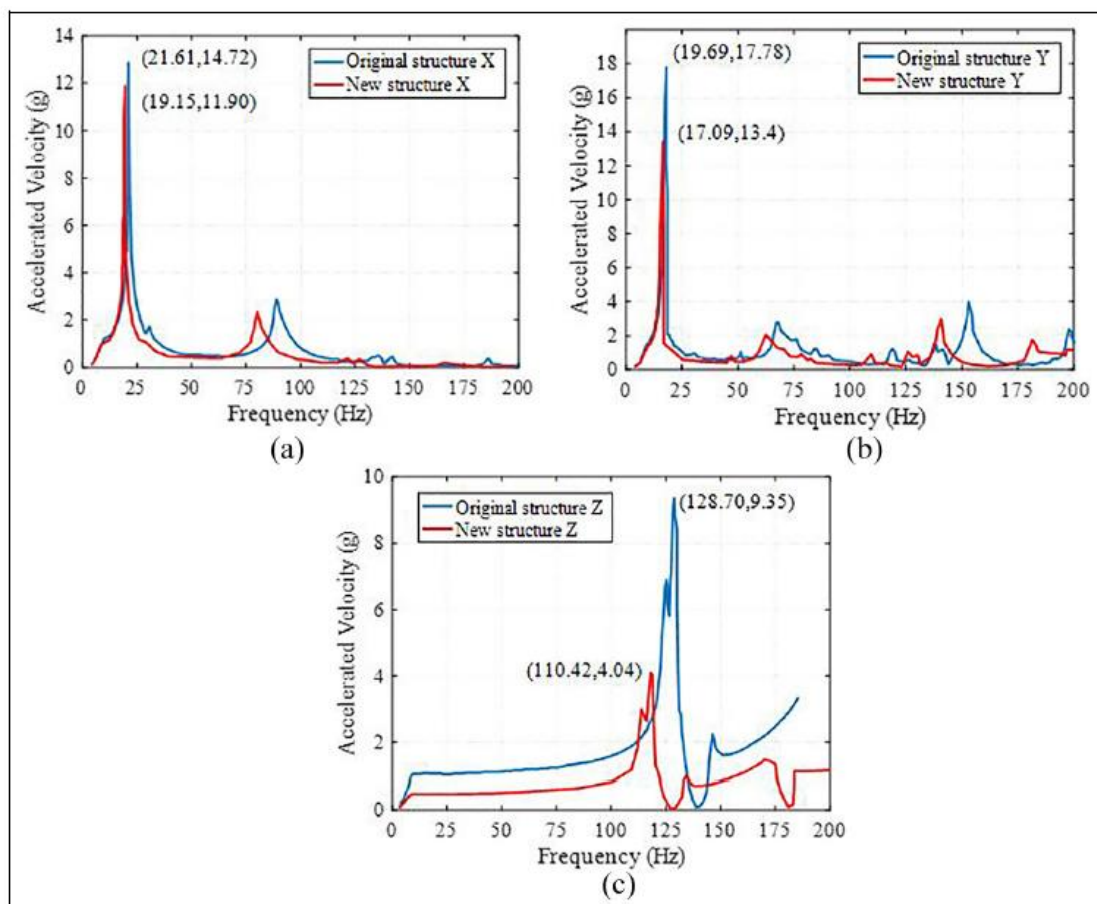
شکل 22: تجهیزات آزمایش ارتعاش



شکل 23: فلوجارت آزمایش ارتعاش

Sensors	Type	Sensitivity	Frequency range
Force	B&K8206	22.5 mm/N	0~10 kHz
Force	B&K8230	110 mm/N	0~75 kHz
Acceleration	B&K4524	10 mmv/G	0.25~3 kHz
Acceleration	B&K4528	10 mmv/G	0.3~10 kHz

جدول 5: مشخصات، مدل ها و پارامترهای فنی سنسورها



شکل 24: منحنی پاسخ شتاب گره اندازه گیری 1: (a) جهت X، (b) جهت Y و (c) جهت Z

نتیجه گیری:

در این مقاله، یک خرپای فضاکار به همراه لوله طویل شکسته و سازه بار هوافضای آن معرفی می گردد و طراحی جذب ارتعاش با استفاده از لایه میرای ویسکوالاستیک انجام می گیرد. به منظور دستیابی به ویژگی های دینامیک سازه آنالیز مودال المان محدود و آزمایش مودال از طریق تعیین مودال المان محدود و مودال آزمایش، درجه مشابه بیشتر است. مقادیر MAC دسته دوم مورد آخر حدود 0.9 است. مدل المان محدود قابل قبول است. پس، آنالیز پاسخ فرکانس المان محدود مدل اصلی و مدل جدید انجام می گیرد و منحنی شتاب در یک گره اندازه گیری و نمودار ابری پاسخ دو سازه تحلیل می شوند. نتایج نشان می دهد که تأثیر جذب ارتعاش سازه جدید با لوله طویل شکسته آشکار است. براساس وضعیت واقعی ارتعاش، نتایج آزمایش نشان می دهد که سازه جدید شکست لوله طویل و اعمال لایه میرایی مقید در لولا دارای تأثیر آشکار بر کاهش ارتعاش بار فضاکار دارد. امکان پذیری سازه جدید تأیید می شود. علاوه بر این، با آنالیز داده های آزمایش ارتعاش، تأثیر میرایی لایه میرایی ویسکوالاستیک بر سازه خرپای فضاکار و بار هوافضا با دقت و ادراک بیشتر مورد ارزیابی قرار می گیرد. این موضوع از اهمیت بالایی در کاربرد مواد میرای ویسکوالاستیک در سازه های خرپای فضاکار و فضاپیمای مشابه برخوردار است.

References

1. Mead DJ and Markus S. The forced vibration of a three-layer, damped sandwich beam with arbitrary boundary conditions. *J Sound Vibrat* 1969; 10: 163–175.
2. Han L, He X, Yang J, et al. Development of a self-moving space manipulator end effector. *Robot* 2016; 38: 720–726.
3. Zhao W. *Vibration analysis and optimization of sandwich structure treated with viscoelastic constrained layer damping*. Tianjin, China: Tianjin University, 2014.
4. Dong-Xu LI, Liu W and Jiang JP. Passive vibration control of space truss structure with viscoelastic dampers. *Noise Vibrat Control* 2011; 31: 46–50.
5. Jia BX, Gao F and Bian WF. Vibration control of space truss structure with viscoelastic laminated composite damper. *Adv Mater Res* 2014; 971–973: 860–863.
6. Yan-Wu XU, Wang CJ and Song SG. Vibration control and optimization of space deployed truss structure. *Mach Design Manufact* 2014; 04: 24–29.
7. Park YM and Kim KJ. Semi-active vibration control of space truss structures by friction damper for maximization of modal damping ratio. *J Sound Vibrat* 2013; 332: 4817–4828.

8. Yang J, Xiong J, Ma L, et al. Vibration and damping characteristics of hybrid carbon fiber composite pyramidal truss sandwich panels with viscoelastic layers. *Composite Struct* 2013; 106: 570–580.
9. Liu C. *Vibration characteristics and vibration reduction of composite truss*. Harbin, China: Harbin Institute of Technology, 2012.
10. Pei LI, Qinwei MA, Song YP, et al. Deployment dynamics simulation and ground test of a large space hoop truss antenna reflector. *Scientia Sinica* 2017; 47: 104602.
11. Liu MF and Chang TP. Vibration analysis of a magneto-elastic beam with general boundary conditions subjected to axial load and external force. *J Sound Vibrat* 2005; 288: 399–411.
12. Luo J, Xie LC, Zhang Y, et al. Vibration control of large space truss antenna and optimization of actuator position. *Equip Environ Eng* 2016; 13: 112–116.
13. Singh M and Heong SC. Cohesive-shear-lag model for cycling stress-strain behavior of unidirectional ceramic matrix composites. *Int J Damage Mech* 2015; 12: 45–64.
14. Minami S, Yamazaki S and Ishii D. Mathematical expression for stress-strain relationship of steel materials. *J Struct Eng B* 2004; 50: 361–365.
15. Lemerle P. Measurement of the viscoelastic properties of damping materials: adaptation of the wave propagation method to test samples of short length. *J Sound Vibrat* 2002; 250: 181–196.
16. Chao W, Zhenhua L and Gu Y. Design methods of constrained damping specimen used in measurement of viscoelastic damping material's mechanics parameters. *China Mech Eng* 2016; 27: 1208–1214.
17. Rousseau M, Haddad F and Gourinat Y. An apparatus for the characterization of damping properties of non-linear viscoelastic sheared materials. *Mécanique Industries* 2002; 3: 271–2788.
18. Nagasako N, Jahnátek M, Asahi R, et al. Anomalies in the response of V, Nb, and Ta to tensile and shear loading: Ab initio density functional theory calculations. *Phys Rev B Condense Matter* 2010; 20: 760–762.
19. Sun N, Zhu KJ, Liu B, et al. Application study of viscoelastic damping material for the anti-galloping of overhead transmission lines. *Adv Mater Res* 2014; 884–885: 269–272.
20. Sakallı Ö, Kerpiççi H and Kuddusi L. A study on optimizing the energy consumption of a cold storage cabinet. *Appl Thermal Eng* 2017; 112: 424–430.
21. Sezai T. B-1-192 direction of arrival and magnitude estimation by the prony method with consideration of damping factor. In: *Proceedings of the IEICE general conference*, 1 March 2016. Tokyo, Japan: The Institute of Electronics, Information and Communication Engineers.
22. Vo-Duy T, Ho-Huu V, Dang-Trung H, et al. A two-step approach for damage detection in laminated composite structures using modal strain energy method and an improved differential evolution algorithm. *Composite Struct* 2016; 147: 42–53.
23. Liu P, Zheng H, Cai C, et al. Analysis of disc brake squeal using the complex Eigenvalue method. *Appl Acoustics* 2007; 68: 603–615.
24. Zeinoddini M, Nikoo HM and Estekanchi H. Endurance Wave Analysis (EWA) and its application for assessment of offshore structures under extreme waves. *Appl Ocean Res* 2012; 37: 98–110.
25. Rao MD, Echempati R and Nadella S. Dynamic analysis and damping of composite structures embedded with viscoelastic layers. *Composites Part B Eng* 1997; 28: 547–554.
26. Wang A and Shang L. Modal analysis and model optimization of space science experimental equipment. *Eng Test* 2017; 57: 1–4.
27. Kurata N, Kobori T, Takahashi M, et al. Forced vibration test of a building with semi-active damper system. *Earthquake Eng Struct Dyn* 2015; 29: 629–645.
28. Gao W. Reliability-based optimization of active nonstationary random vibration control. *AIAA J* 2015; 43: 1293–1298.