مکانیک هوافضا/ سال ۱۴۰۲/ دوره ۱۹/ شماره ۱/ صفحه ۱۷-۲۸

نشریه علمی مکانیک هوافضا

DOR: 20.1001.1.26455323.1402.19.1.2.7

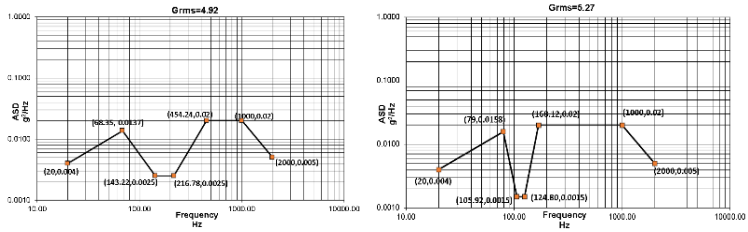
پیشگیری از ارتعاشات ناخواسته در آزمون محیطی ارتعاشات اتفاقی یک محموله فضایی با استفاده از شکاف چگالی طیف توان

حسین بیرانوند[۱]، حسن ناصح[۲*]

[۱] کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی، دانشگاه خوارزمی، تهران، ایران

[۲] استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

چکیده گرافیکی



برجسته‌ها

- روش شکاف چگالی طیف توان ارتعاشات اتفاقی ارائه‌شده است.
- ورودی‌های آزمون ارتعاشات اتفاقی بر اساس روش شکاف چگالی طیف توان اصلاح شدند.
- آزمون‌های محیطی یک محموله کاوشگر زیر مداری اجرا شدند.

چکیده

هدف از انجام این مطالعه، ارائه‌ی یک روش برای پیشگیری از ارتعاشات ناخواسته در آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی محموله‌های فضایی می‌باشد. این ارتعاشات ناخواسته در بسیاری از آزمون‌های محیطی در سطح پذیرش، سبب ایجاد شکست‌های پنهان خواهد شد که در شرایط عملیاتی مأموریت فضایی بروز خواهد نمود. لذا، در این پژوهش ابتدا یک روش تحت عنوان روش شکاف (notch) چگالی طیف توان برای پیشگیری از ارتعاشات ناخواسته ارائه‌شده است و سپس با استفاده از روابط تحلیلی به‌دست‌آمده، آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی یک محموله کاوشگر زیرمداری اجرا شدند. پس از انجام آزمون، نتایج ثبت‌شده توسط حسگرهای شتاب سنج، مورد تجزیه‌وتحلیل قرار گرفتند. در این تجزیه‌وتحلیل عملکرد روش شکاف چگالی طیف توان موردبررسی قرار گرفت. نتایج به‌دست‌آمده حاکی از آن است که روش شکاف چگالی طیف توان، می‌تواند یک روش ساده، کاربردی و عملیاتی برای جلوگیری از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به محموله‌های فضایی باشد. همچنین به‌کارگیری این روش می‌تواند در جهت پیشگیری از وارد شدن خسارت به محموله فضایی در حین آزمون بسیار مؤثر باشد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۱/۰۶/۰۷

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۶/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۱/۰۷/۱۷

ارائه برخط: ۱۴۰۱/۰۹/۲۱

*نویسنده مسئول:

hnaseh@ari.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

ارتعاشات اتفاقی

شکاف

چگالی طیف توان

آزمون محیطی

محموله فضایی

* حقوق مؤلفین به نویسندگان و حقوق ناشر به انتشارات دانشگاه جامع امام حسین (ع) داده شده است. این مقاله تحت لیسانس آفرینندگی مردمی (License Commons Creative) در دسترس شما قرار گرفته است. برای جزئیات این لیسانس، از آدرس https://maj.ihu.ac.ir دیدن فرمائید.

۱- مقدمه

امروزه با پیچیده شدن نیازهای بشر در حوزه‌ی فضایی، شاهد توسعه هرچه بیشتر علوم و تکنولوژی‌های موجود در این زمینه هستیم؛ به‌طوری‌که در کشورهای توسعه‌یافته از صنعت فضایی به‌عنوان یک صنعت پیشرو و محرک سایر صنایع یاد می‌شود. ماهواره‌ها، فضاپیماها، موشک‌های عظیم مافوق صوت و کپسول‌های فضایی ازجمله محصولاتی هستند که درنتیجه‌ی توسعه‌ی دانش بشر و همچنین رفع نیازهای ماجراجویانه وی، طراحی و ساخته‌شده‌اند.

یکی از پیچیده و مهم‌ترین اجزای یک وسیله‌ی فضایی، سازه آن می‌باشد. ازآنجایی‌که سازه‌های فضایی در معرض شرایط محیطی بسیار خاص و منحصربه‌فرد مانند شوک‌های مکانیکی و حرارتی، پیرو شوک، فشار دینامیکی و آکوستیک، ارتعاشات، خلأ، گرمایش و... قرار می‌گیرند، طراحی و تولید آن‌ها نیازمند دستیابی به دانشی عظیم در حوزه‌های مختلف علمی و عملی است. همچنین یکی از چالش‌های موجود در صنعت فضایی، کاهش جرم نهایی سیستم‌های فضایی در عین حفظ استحکام سازه است که شاید این موضوع در سایر صنایع به این جدیت دنبال نشود.

با توجه به این‌که عملکرد یک سازه می‌تواند تا حد بسیار بالایی موفقیت یک مأموریت فضایی را تحت تأثیر قرار دهد، استانداردهای متعددی در خصوص تعریف و اجرای آزمون-های محیطی سازه‌های فضایی تدوین‌شده است. در این خصوص می‌توان به استانداردهای MIL، NASA، ECSS و ... اشاره نمود. این آزمون‌ها در مراحل مختلف انجام یک پروژه فضایی انجام‌شده و هدف اصلی از اجرای آن‌ها، اطمینان یافتن از صحت طراحی و ساخت یک محصول می‌باشد.

یکی از مهم‌ترین آزمون‌های محیطی سازه، آزمون محیطی ارتعاشات اتفاقی می‌باشد. این آزمون‌ها که عموماً با استفاده از لرزاننده‌های[1] الکترودینامیکی انجام می‌شوند، به‌گونه‌ای تعریف می‌شوند تا بتوانند شرایط محیطی تمامی ارتعاشات ایجادشده در مسیر پروازی را پوشش دهند؛ بنابراین حصول اطمینان از عملکرد یک سازه تنها در شرایطی ایجاد می‌گردد که در طول آزمون تمهیدات لازم برای شبیه‌سازی تمامی شرایط مرزی و محیطی در نظر گرفته شود.

تجهیزات مورداستفاده در این آزمون‌ها شامل ماشین‌های لرزاننده الکترودینامیکی، منبع تغذیه الکتریکی، حسگر، تثبیت‌کننده[2]، کنترل‌کننده‌های الکترونیکی و تجهیزات پایش ارتعاشات می‌باشد. به‌طور نمونه در شکل **۱**، پیکربندی یک آزمون محیطی ارتعاشات اتفاقی نمایش داده‌شده است.

[1] Shaker
[2] Fixture

شکل (۱): پیکربندی یک آزمون محیطی ارتعاشات اتفاقی.

اجرای این آزمون به این صورت است که مورد آزمون[1] در جهت مشخص روی ماشین لرزاننده نصب‌شده و پس از تعریف ورودی‌های آزمون شامل منحنی چگالی طیف توان شتاب، مدت‌زمان آزمون و محدوده‌های هشدار و قطع ورودی (به‌منظور حفظ ایمنی مورد و ماشین آزمون) سیستم اجرا می‌شود. لازم به ذکر است ازآنجایی‌که سیستم کنترل ماشین لرزاننده به‌صورت حلقه بسته می‌باشد، در طول آزمون می‌بایست مدام پاسخ سیستم از طریق سنسورهای شتاب‌سنج دریافت و در اختیار سیستم کنترل قرار گیرد.

در اغلب موارد سازه‌ها با استفاده از تثبیت‌کننده‌های رابط به دستگاه لرزاننده متصل می‌شوند. این موضوع به‌نوبه‌ی خود منجر به ایجاد اختلاف میان پیکربندی‌های آزمون و پروازی شده و طبعاً در حالتی که شرایط مرزی در این دو پیکربندی متفاوت است، نمی‌توان ارزیابی مناسبی از وضعیت سازه داشت. معمولاً محموله‌ها در پیکربندی پروازی، با استفاده از یک سازوارگر[2] با امپدانس مکانیکی قابل قیاس با محموله روی حامل نصب می‌شوند. به‌این‌ترتیب با توجه به محدود بودن امپدانس مکانیکی سازوارگر و حامل، بخشی از ارتعاشات ایجادشده در سازه محموله، توسط سازوارگر و بخش‌هایی از سازه حامل جذب می‌شود.

در آزمون‌های ارتعاشات اتفاقی که سازه روی لرزاننده مقید و تحریک از پایه سازه انجام می‌شود، این اثرات جاذب ارتعاشی در نظر گرفته نمی‌شوند؛ زیرا امپدانس مکانیکی لرزاننده در مقایسه با مورد آزمون بسیار بزرگ است. به‌این‌ترتیب در تشدید مودهای ارتعاشی، نیروهای عکس‌العمل در رابط مورد آزمون و لرزاننده به‌شدت و به‌طور غیرواقعی افزایش می‌یابند. همچنین در پیکربندی‌های پروازی، تشدیدها شامل حرکات محموله، سازوارگر و حامل خواهند بود. چنین سیستم‌های جفت‌شده‌ای[3] دارای میرایی‌های بزرگ‌تر و درنتیجه پاسخ نسبتاً کوچک‌تری نسبت به یک سیستم مونتاژ شده روی لرزاننده هستند.

از طرفی در اغلب پروژه‌های فضایی، ابعاد سازه‌های محموله، سازوارگر و حامل به‌قدری بزرگ بوده که امکان اجرای آزمون‌های محیطی روی مجموعه‌های مونتاژی آن‌ها وجود ندارد. به همین جهت می‌بایست آزمون‌های محیطی ارتعاشاتی محموله‌ها به نحوی انجام شود که هم‌زمان با دارا بودن نزدیک‌ترین شرایط مرزی و محیطی به شرایط پروازی، از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به سازه جلوگیری شود.

بلیک [۱] پس از بررسی‌های مختلف بیان نمود که می‌بایست امپدانس خروجی ماشین‌های آزمون ارتعاش و شوک کنترل شود. شارتون [۲] یک گزارش از تجدید آزمون محیطی ارتعاشات دوربین رصد کننده مریخ با استفاده از روش محدودیت‌های نیرویی که در آن شتاب ورودی به‌صورت خودکار اصلاح می‌شد ارائه نموده است. وی به این نتیجه رسید که در شرایطی که نگرانی‌هایی در خصوص افزایش ناخواسته سطح ارتعاشات و خرابی سیستم وجود دارد، باید از کنترل دوگانه استفاده کرد. همچنین در آن گزارش، توصیه‌هایی برای بهبود اجرای کنترل دوگانه ارائه‌شده است.

در سیستم‌های کنترل دوگانه مقادیر شتاب و نیروهای تکیه-گاهی در محل رابط مورد آزمون به‌صورت هم‌زمان توسط دستگاه لرزاننده کنترل می‌شوند. یکی از مهم‌ترین معایب این آزمون‌ها پیچیدگی سیستم کنترلی و همچنین نیازمند بودن به تجهیزات خاص اندازه‌گیری و کنترل نیروهای تکیه-گاهی می‌باشد.

همچنین شارتون [۳] یک پژوهش کامل در مورد آزمون ارتعاشات اتفاقی ارائه کرد. در این گزارش، کلیات و توصیه‌های موردنیاز جهت انجام این آزمون‌ها تدوین‌شده است. نایت و همکاران [۴] به بررسی روش‌های جایگزین

[1] Test item
[2] Adaptor
[3] Couple

برای انجام آزمون‌های ارتعاشات سازه‌های ثانویه (تجهیزات) به‌صورت جداگانه پرداختند. آن‌ها یک روش برای انجام این‌گونه آزمون‌ها در زاویه انحراف ارائه نمودند.

مارچند و سینقال [۵] به بررسی یکسری ثوابت نیمه تجربی برای اصلاح ورودی‌های آزمون در جهت نزدیک کردن شرایط آزمون به شرایط پروازی پرداختند. در آن پژوهش مدل منبع تحریک و محموله بر اساس یک مدل دو درجه آزادی توسعه داده‌شده و ثوابت به‌صورت تحلیلی و بر اساس بیشینه نیروها و شتاب‌های پروازی محاسبه‌شده‌اند. ویجکر و همکاران [۶] مقدار ثابت نیمه تجربی را برای یک مورد آزمون واقعی که اطلاعاتی از سازه‌ی تکیه‌گاهی وجود نداشت، محاسبه کردند. در آن پژوهش یک بیان احتمالی از منبع ناشناخته ارتعاشات ارائه‌شده است.

سارافین و همکاران [۷] یکسری دستورالعمل برای آزمون ارتعاشات ماهواره‌های کوچک ارائه نمودند. همچنین در آن پژوهش خلاصه‌ای از روش‌های ارائه‌شده از مرجع [۸] آورده شده و به بررسی چند مثال پرداخته‌شده است.

در شرایطی که اطلاعات امپدانسی حامل و سازوارگر در دسترس نباشد، علاوه بر روش‌های احتمالی می‌توان از روش‌های نیمه‌تحلیلی در جهت استخراج محدودیت‌های آزمون بهره برد. در این خصوص می‌توان به تئوری و توضیحات موجود در مراجع [۹ و ۱۰] ارجاع داد.

بای و همکاران [۱۳] یک روش برش با حفظ شکل معادل برای کنترل طیف و جلوگیری از پدیده‌ی بیش آزمون[1] ارائه کردند. آن‌ها عملیات اصلاح طیف را با استفاده از طیف نیروی استخراج‌شده در طول آزمون و بر اساس معادل‌سازی تنش در قطعات حساس انجام دادند.

بای و همکاران [۱۴] به‌منظور جلوگیری از آسیب خستگی یک روش برش دوگانه ارائه کردند که علاوه بر اصلاح طیف نیرو، زمان اجرای آزمون هم اصلاح می‌شود. آن‌ها نشان دادند که روش برش دوگانه نه‌تنها می‌تواند از جلوگیری پدیده بیش‌آزمون کند، بلکه می‌تواند موجب صرفه‌جویی در زمان اجرای آزمون شود.

مانرینگ و همکاران [۱۵] همگرایی آزمون ارتعاشات اتفاقی را با اعمال تغییراتی در الگوریتم کنترل توان، بهبود بخشیدند. آن‌ها ثابت کردند که عملکرد سیستم کنترل را می‌توان با تنظیم پارامترهای کنترلیو همچنین با به‌کارگیری یک میانگین متحرک بهینه بهبود بخشید. علاوه بر این نشان دادند که با استفاده از این تغییرات می‌توان همگرایی را با داشتن ۱۲ پنجره از طیف پاسخ به دست آورد که این امر می‌تواند قابلیت کنترل ارتعاشات سیستم را تا حد زیادی افزایش دهد.

در این پژوهش ابتدا با استفاده از روابط مایلز [۱۱] یکسری روابط برای ایجاد شکاف[2] در چگالی طیف توان[3] ارتعاشات اتفاقی استخراج شد. سپس با استفاده از روابط به‌دست‌آمده، نمودارهای چگالی طیف توان ارتعاشات اتفاقی ورودی یک محموله کاوشگر زیرمداری با هدف جلوگیری از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته در طول آزمون، اصلاح شدند. نهایتاً بر اساس استاندارد مرجع [۱۲] و همچنین نمودارهای چگالی طیف توان اصلاح‌شده، آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی محموله مذکور اجراشده و با استفاده از داده‌های ثبت‌شده در طول آزمون، عملکرد روش شکاف چگالی طیف توان موردبررسی قرارگرفته شد.

بر اساس مراجع فوق، ازآنجایی‌که روش‌های نیرو محدود[4]، نیازمند تجهیزات آزمایشگاهی خاص بوده و دسترسی به آن‌ها در سطح پروژه‌های بزرگ فضایی در داخل کشور امکان‌پذیر نیست، در این پژوهش با اجرای آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی برای یک نمونه واقعی، برای یافتن یک راه‌حل عملیاتی برای اجتناب از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به محموله، روش‌های مختلف ارائه‌شده، مرور و بررسی گردید و درنهایت روش عملیاتی بدون نیاز به تجهیزات پیچیده آزمایشگاهی، روش شکاف‌گذاری چگالی طیف توان انتخاب و در آزمون واقعی اجرا و صحه‌گذاری شد. بنابراین می‌توان گفت، روش اتخاذی در این پژوهش به سبب عدم نیاز به تجهیزات خاص آزمایشگاهی مانند ماشین‌های لرزاننده با سیستم کنترل دوگانه، نیروسنج‌های خاص در اجرای آزمون نیرو محدود و تثبیت‌کننده‌های الحاقی، می‌تواند کمک شایانی به توسعه و اجرای آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی داخل کشور نماید.

[1] Over testing

[2] Notch
[3] Power spectral density
[4] Force limit

۲- روش شکاف‌گذاری چگالی طیف توان

یکی از سریع‌ترین و کارآمدترین روش‌های کاهش ریسک در آزمون‌های ارتعاشات اتفاقی، روش شکاف چگالی طیف توان می‌باشد. در این روش با استفاده از روش‌های نیمه‌تجربی و همچنین استفاده از مدل‌های ارتعاشی، بدون نیاز به محاسبه‌ی نیروهای تکیه‌گاهی در طول آزمون و تنها بر اساس شتاب قطعات، از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به سیستم جلوگیری می‌شود.

با استفاده از این روش می‌توان اثراتی را که قطعات مجاور در پیکربندی پروازی می‌توانند روی محموله ایجاد نمایند، در چگالی طیف توان شتاب منظور نمود. ازآنجایی‌که نیروهای تکیه‌گاهی در محدوده‌ی تشدید سیستم‌های ارتعاشی به بیشترین حد خود می‌رسند، شکاف‌های چگالی طیف توان اغلب در فرکانس‌های طبیعی سیستم تعبیه می‌شوند.

ازاین‌رو لازم است قبل از اجرای آزمون‌های ارتعاشات اتفاقی، یک شناخت کلی از مؤلفه‌های مودال سیستم وجود داشته باشد. این شناخت می‌تواند با استفاده از اجرای آزمون مودال با استفاده از چکش و یا یک جاروب سینوسی به‌وسیله‌ی لرزاننده حاصل شود.

یکی از مهم‌ترین مزایای این روش، عدم نیاز به سیستم کنترل ثانویه دستگاه لرزاننده می‌باشد. به‌این‌ترتیب با استفاده از شکاف‌های ایجادشده در چگالی طیف توان و کنترل شتاب رابط[1] محموله توسط لرزاننده، می‌توان از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به محموله‌های فضایی در طول آزمون‌های ارتعاشات اتفاقی جلوگیری نمود.

شکاف‌ها به دو روش دستی و خودکار ایجاد می‌شوند. لرزاننده‌هایی که قابلیت ایجاد شکاف به‌صورت خودکار را دارا هستند، در طول آزمون به‌طور پیوسته شتاب نواحی حساس محموله را اندازه‌گیری نموده و چگالی طیف توان ارتعاشات اتفاقی ورودی را اصلاح می‌کنند.

ازآنجایی‌که اغلب لرزاننده‌های موجود در آزمایشگاه‌های شرایط محیطی قابلیت اجرای خودکار فرآیند شکاف‌گذاری را ندارند، به‌طورمعمول عملیات شکاف‌گذاری به‌صورت دستی انجام می‌شود. در ادامه به نحوه‌ی محاسبه‌ی عمق و پهنای شکاف در روش دستی پرداخته می‌شود.

اگر $\ddot{x}_s$ بیشینه شتابی باشد که یک محموله فضایی در طول مسیر خود متحمل می‌شود، M_{total} جرم کل محموله، $W_{\ddot{u}}$ تابع چگالی طیف توان شتاب ارتعاشات اتفاقی مسیر و M_i , Q_i , f_i به ترتیب فرکانس، ضریب کیفیت میرایی و جرم مؤثر مود i-ام محموله باشند، بر اساس معادله‌ی مایلز [۱۰] رابطه‌ی (۱) برای نیروهای عکس‌العمل تکیه‌گاهی برقرار است:

$$F_{base} = 3\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\left[\frac{\pi}{2} M_i^2 f_i Q_i W_{\ddot{u}}(f_i)\right]} \le M_{total}\ddot{x}_s \qquad (۱)$$

درصورتی‌که بخواهیم رابطه‌ی فوق را بر اساس اطلاعات k مود محدود ارائه کنیم آنگاه داریم:

$$F_{base} = 3\sqrt{\sum_{i=1}^{k}\left[\frac{\pi}{2} M_i^2 f_i Q_i W_{\ddot{u}}(f_i)\right] + \ldots \atop M_{res}^2 \int_{f_{\min}}^{f_{max}} W_{\ddot{u}}(f)df} \le M_{total}\ddot{x}_s \qquad (۲)$$

که M_{res} بیانگر جرم باقی‌مانده بوده و به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$M_{res} = M_{tot} - \sum_{i=1}^{k} M_i \qquad (۳)$$

رابطه (۲) بیانگر این مهم است که دریک پیکربندی پروازی نیروهای ایجادشده توسط ارتعاشات اتفاقی در تکیه‌گاه هیچ‌گاه نمی‌توانند از نیروهای اینرسی ایجادشده در طول مسیر پرتاب بزرگ‌تر باشند. در واقع هنگامی‌که در یک پیکربندی آزمون، رابطه‌ی (۲) برقرار نباشد، می‌بایست از روش شکاف چگالی طیف توان استفاده نموده و مقدار چگالی طیف توان شتاب را به‌گونه‌ای اصلاح نمود تا رابطه‌ی زیر برقرار شود:

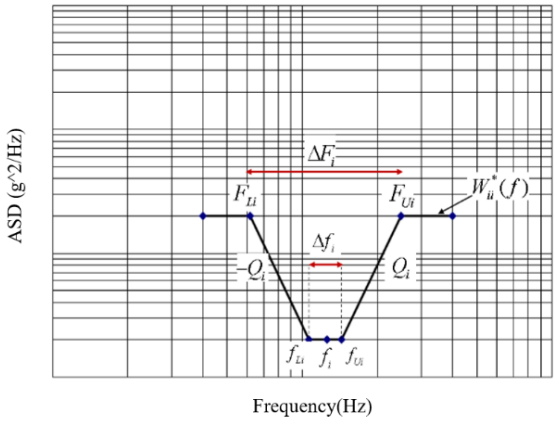
$$3\sqrt{\sum_{i=1}^{k}\left[\frac{\pi}{2} M_i^2 f_i Q_i W_{\ddot{u}}^*(f_i)\right] + M_{res}^2 \int_{f_{\min}}^{f_{max}} W_{\ddot{u}}^*(f)df} \le M_{total}\ddot{x}_s \qquad (۴)$$

که $W_{\ddot{u}}^*$ در آن تابع چگالی طیف توان شتاب اصلاح‌شده ارتعاشات اتفاقی بوده که با استفاده از روش‌های تکرارشونده محاسبه می‌شود. همچنین مقدار M_i در روابط اخیر را می‌توان با استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی و یا اطلاعات به‌دست‌آمده از تجارب قبلی به دست آورد. با توجه به این‌که شکاف‌گذاری در محل فرکانس‌های طبیعی سیستم انجام

[1] Interface

می‌شود و با فرض ثابت بودن سطوح کلی شتاب و مقادیر جرمی، از رابطه‌ی (۴) می‌توان پی برد که عمق شکاف در تشدیدهای کم میرا نسبت به تشدیدهای میرا عمیق‌تر خواهد بود.

در شکل **۲**، مؤلفه‌ها و هندسه‌ی یک شکاف چگالی طیف توان نمایش داده‌شده است. همان‌گونه که در این شکل مشهود است، شکاف‌هایی که به‌صورت دستی ایجاد می‌شوند، دارای یک دره‌ی تخت و شیب‌های ورود و خروج مشخص بوده که در یک باند فرکانسی محدود جانمایی می‌شوند.



شکل (۲): مؤلفه‌ها و هندسه شکاف چگالی طیف توان.

پهنای دره شکاف می‌بایست به‌گونه‌ای در نظر گرفته شود تا دستگاه لرزاننده بتواند آزمون را کنترل کند. در اغلب موارد از رابطه‌ی زیر برای انتخاب پهنای شکاف استفاده می‌شود [۱۰]:

$$\Delta f_i = \frac{3 f_i}{Q_i} \quad i = 1, 2, \ldots, k \tag{۵}$$

همچنین مقادیر $F_{Ui}, F_{Li}, f_{Ui}, f_{Li}$ در شکل ۲ به‌صورت زیر به دست می‌آیند [۱۰]:

$$\begin{aligned} f_{Li} &= f_i - \frac{\Delta f_i}{2} \\ f_{Ui} &= f_i + \frac{\Delta f_i}{2} \\ F_{Li} &= f_{Li}\left(\frac{W_{\ddot{U}}^*(f_i)}{W_{\ddot{U}}(f_i)}\right)^{\frac{3}{Q_i}} \\ F_{Ui} &= f_{Ui}\left(\frac{W_{\ddot{U}}(f_i)}{W_{\ddot{U}}^*(f_i)}\right)^{\frac{3}{Q_i}} \end{aligned} \tag{۶}$$

به‌منظور ساده‌سازی روند محاسبات، می‌توان رابطه‌ی (۴) را به‌صورت زیر بازنویسی نمود:

$$3\sqrt{\sum_{i=1}^{k}\left[\frac{\pi}{2} M_i^2 f_i Q_i W_{\ddot{u}}^*(f_i)\right]} + 3M_{res}\left(G_{initial} - G_{notch}\right) \le M_{total}\ddot{x}_s \tag{۷}$$

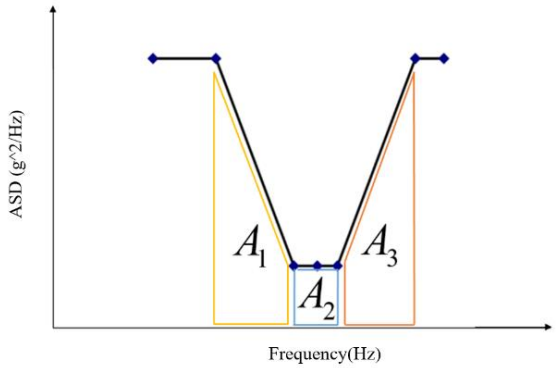
که $G_{initial}$ در آن ریشه مجذور مربعات سطح شتاب چگالی طیف توان اولیه و G_{notch} ریشه مجذور مربعات سطح شتاب تقلیل یافته به‌وسیله‌ی شکاف می‌باشد. ازآنجایی‌که سطح زیر نمودار چگالی طیف توان ارتعاشات اتفاقی بیانگر سطح شتاب می‌باشد، مقدار G_{notch} به‌صورت زیر محاسبه می‌شود که مؤلفه‌های A_3, A_2, A_1 در شکل **۳** نمایش داده و از رابطه‌ی (۹) محاسبه می‌شوند:

$$G_{notch} = \Delta F_i W_{\ddot{u}}(f_i) - A_1 - A_2 - A_3 \tag{۸}$$

$$A_1 = \frac{W_{\ddot{U}}(f_i)}{1 - \frac{Q_i}{3}}\left[\left(\frac{f_{Li}}{F_{Li}}\right)^{1-\frac{Q_i}{3}} - 1\right]$$

$$A_2 = \Delta f_i W_{\ddot{U}}^*(f_i) \tag{۹}$$

$$A_3 = \frac{W_{\ddot{U}}(f_i)}{1 + \frac{Q_i}{3}}\left[1 - \left(\frac{f_{Ui}}{F_{Ui}}\right)^{1+\frac{Q_i}{3}}\right]$$



شکل (۳): سطوح شتاب باقی‌مانده در محدوده‌ی شکاف.

پس از اجرای آزمون می‌بایست عملکرد شکاف ایجادشده در محدود کردن پاسخ سیستم موردبررسی قرار گیرد. به‌این‌ترتیب می‌بایست ریشه مجذور مربعات شتاب رابط در باند فرکانسی منطبق بر محدوده‌ی شکاف ($F_{Li}\ to\ F_{Ui}$) از مجذور سطح زیر منحنی چگالی طیف توان در محدوده‌ی شکاف ایجادشده در مرکز مود أ-ام کمتر باشد؛ یعنی:

$$G_{NB} \le \sqrt{\int_{F_{Li}}^{F_{Ui}} W_{\ddot{u}}^*(f)\,df} \tag{۱۰}$$

که G_{NB} از فیلتر کردن سیگنال شتاب اندازه‌گیری شده در محل رابط و در محدوده‌ی فرکانسی شکاف به دست می‌آید. ازآنجایی‌که هدف از شکاف‌گذاری جلوگیری از ایجاد خرابی غیرواقعی در محموله می‌باشد، یکی دیگر از شاخص‌های موردبررسی برای حصول اطمینان از حذف ارتعاشات ناخواسته در طول آزمون محیطی ارتعاشات اتفاقی، بازرسی فیزیکی و عملکردی سازه، تجهیزات و زیرسامانه‌ها می‌باشد. به این منظور پس از انجام هر آزمون، حتی‌المقدور می‌بایست ابتدا تمامی قطعات و پیکربندی‌ها به‌صورت فیزیکی مورد بازرسی قرارگرفته و آزمون‌های عملکردی سیستم‌های مکانیکی، الکتریکی و الکترونیکی انجام شوند.

۳-آزمون محیطی ارتعاشات اتفاقی

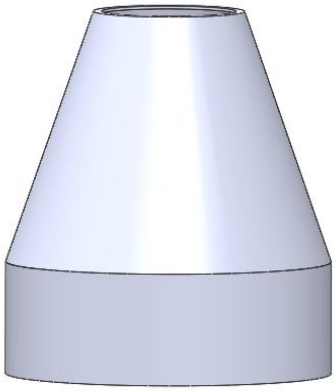
به‌منظور انجام این آزمون محموله فضایی با مشخصات بیان‌شده در جدول **۱** و هندسه‌ی شکل **۴** به‌عنوان مورد آزمون در نظر گرفته شد.

جدول (۱): مشخصات محموله فضایی

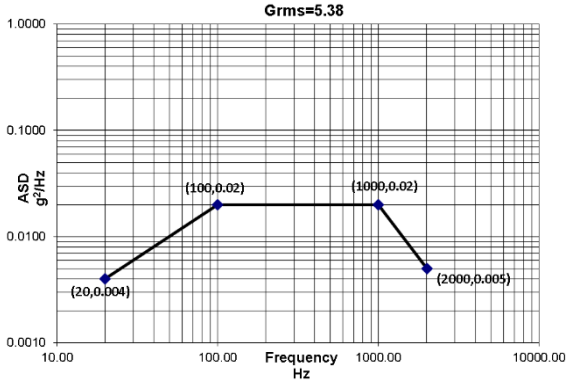
نوع محموله	کاوشگر زیرمداری
جرم (kg)	۳۰۵
هندسه	مخروط ناقص
قطر کوچک (mm)	۲۹۵
قطر بزرگ (mm)	۹۵۸
ارتفاع (mm)	۱۳۱۴

با توجه به شرایط پروازی و بر اساس استاندارد مرجع [۱۱] چگالی طیف توان شکل **۵** به‌عنوان ورودی اولیه‌ی آزمون در نظر گرفته شد.

بر اساس استاندارد مذکور می‌بایست سازه‌ی محموله‌ی کاوشگر زیرمداری به مدت ۲ دقیقه در معرض ارتعاشات اتفاقی شکل **۵** قرار بگیرد. به‌منظور انجام آزمون از یک شیکر ۲۰۰kN، سیستم پایش ارتعاشات bit ۲۴ و حسگرهای شتاب‌سنج پیزوالکتریک سه‌جهته با سریال PCB-356A16 استفاده شد.



شکل (۴): هندسه‌ی محموله کاوشگر زیرمداری.



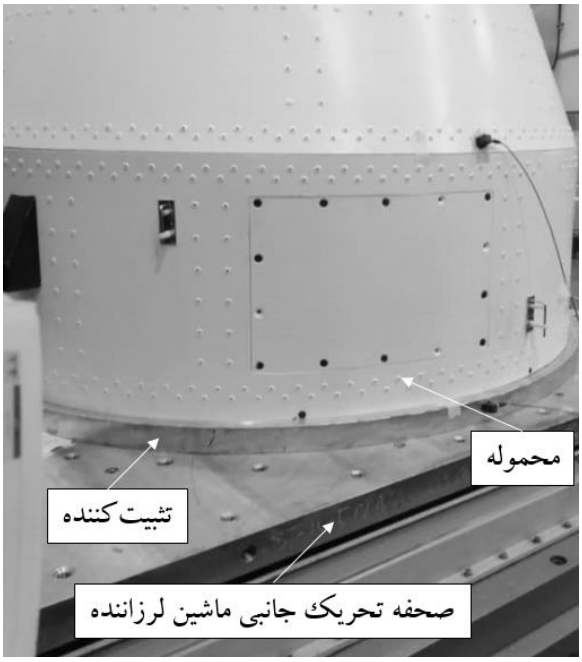
شکل (۵): چگالی طیف توان ارتعاشات اتفاقی ورودی محموله.

۳-۱- اجرای آزمون راستای جانبی

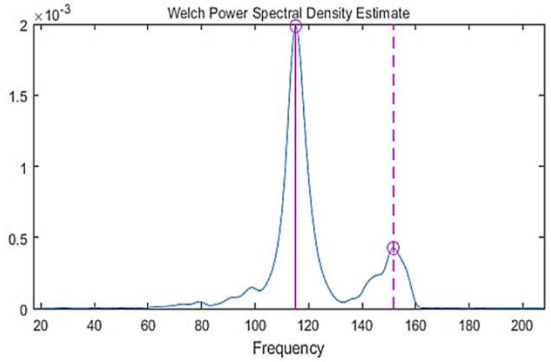
ابتدا محموله از طریق یک تثبیت‌کننده طراحی‌شده برای اتصال محموله به صفحه دستگاه لرزاننده، به لرزاننده متصل شد (شکل **۶**). پس از تنظیم راستاهای اصلی محموله با راستاهای تحریک، عملیات حسگرگذاری انجام شد. همچنین با توجه به ابعاد و جرم محموله، تصمیم گرفته شد از دو حسگر برای کنترل دستگاه لرزاننده استفاده گردد.

در نخستین گام یک آزمون جاروب سینوسی باهدف جستجوی مؤلفه‌های مودال برای مود جانبی اول سیستم انجام شد. به‌این‌ترتیب با توجه به شناخت اولیه از شرایط محموله، این آزمون از فرکانس ۲۰Hz تا ۲۵۰Hz با سطح ۰/۵g و نرخ جاروب ۲ Octave/min اجرا شد. همان‌گونه که در شکل **۷** مشهود است، فرکانس طبیعی مود جانبی اول

سیستم در حدود ۱۱۵Hz با میرایی مودال هم‌ارز ۲/۶۳٪ به دست آمد.



شکل (۶): پیکربندی آزمون راستای جانبی.

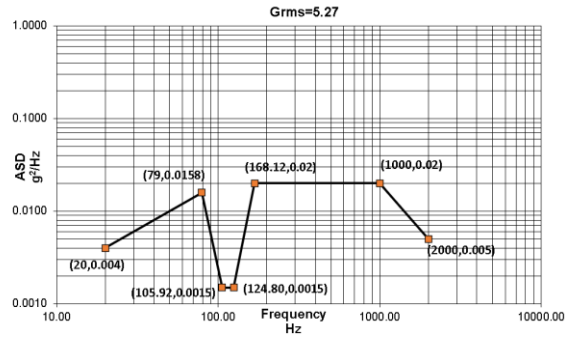


شکل (۷): چگالی طیف توان ولچ[1] آزمون جاروب سینوسی راستای جانبی.

پس از به دست آمدن مؤلفه‌های مودال، صحت‌سنجی شبیه‌سازی عددی انجام‌شده و نهایتاً از خروجی‌های حل مسئله، جرم مؤثر مود اول جانبی مطابق جدول **۲** استخراج گردید. سرانجام بر اساس مقادیر مودال به‌دست‌آمده، به‌منظور جلوگیری از وارد شدن شتاب‌های مخرب به سیستم در آزمون ارتعاشات اتفاقی، عملیات شکاف گذاری چگالی طیف توان انجام‌شده و نهایتاً منحنی ارتعاشات اتفاقی تحریک راستای جانبی به‌صورت شکل **۸** اصلاح شد. لازم به ذکر است که سطح شتاب متناظر با این منحنی ۵/۲۷ Grms می‌باشد.

جدول (۲): مؤلفه‌های شکاف چگالی طیف توان آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای جانبی

مؤلفه	مقدار	واحد
$\ddot{x}_S$	۶/۸	g
$W_{ii}^*(f_1)$	۰/۰۰۱۵	g^2/Hz
M_1	۲۱۰/۱	kg
f_1	۱۱۵	Hz
Δf_1	۱۸/۸۸	Hz
f_{L1}	۱۰۵/۹۲	Hz
f_{U1}	۱۲۴/۸	Hz
F_{L1}	۷۹	Hz
F_{U1}	۱۶۸/۱۲	Hz
G_{notch}	۰/۱۱	g

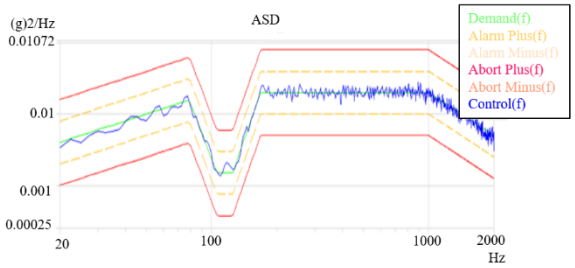


شکل (۸): چگالی طیف توان شکاف گذاری شده آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای جانبی.

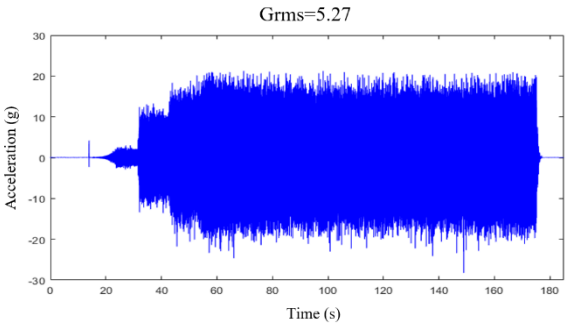
نهایتاً آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای جانبی محموله با چگالی طیف توان اصلاح‌شده شکل **۸** اجرا شد. در شکل **۹** مؤلفه‌های ورودی و کنترلی لرزاننده در این آزمون نمایش داده‌شده است. همان‌گونه که در این شکل مشهود است، دستگاه آزمون توانسته مقادیر شتاب تثبیت‌کننده آزمون را تا قبل از رسیدن به محدوده‌ی هشدار (۳±dB) کنترل کند. همان‌گونه که در شکل فوق مشهود است مقدار شتاب چگالی طیف توان ورودی، عیناً به محموله واردشده است. به‌منظور اطمینان یافتن از عملکرد مطلوب شکاف گذاری، سیگنال شکل **۱۰** با استفاده از یک فیلتر میان‌گذر در محدوده‌ی شکاف (۱۶۸,۱۲-۷۹Hz) فیلتر شده و در شکل

[1] WPSD

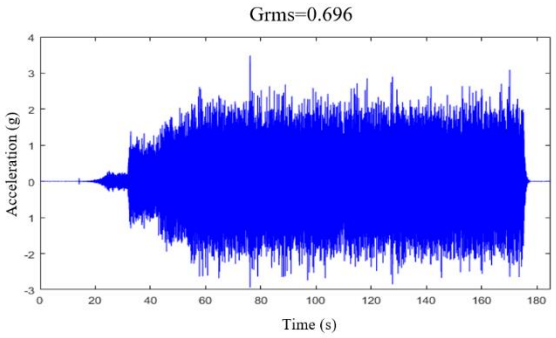
۱۱ نمایش داده‌شده است. همان‌گونه که در این شکل مشهود می‌باشد، مقدار ریشه مجذور مربعات شتاب برابر با $G_{NB} = 0.696$ g می‌باشد. با توجه به این مقدار، داده‌های جدول **۲** و شکل **۸** می‌توان گفت که رابطه‌ی (۱۰) برقرار بوده و شکاف ایجادشده پاسخ سیستم را بدون ایجاد ارتعاشات ناخواسته در باند فرکانسی تعریف‌شده محدود نموده است. در بازرسی‌های فیزیکی انجام‌شده پس از آزمون هیچ‌گونه خرابی در قطعات محموله مشاهده نشد. همچنین آزمون‌های عملکردی انجام‌شده پس از آزمون نشان‌دهنده این مهم بودند که هیچ خرابی در مکانیزم‌ها و زیرسامانه‌های الکتریکی و الکترونیکی محموله ایجاد نشده و همین امر تأییدکننده عملکرد مناسب شکاف ایجادشده می‌باشد. همچنین، در شکل **۱۰** تاریخچه زمانی شتاب (در راستای تحریک) در محل رابط محموله و تثبیت‌کننده آزمون نمایش داده‌شده است.



شکل (۹): مؤلفه‌های ورودی و کنترلی دستگاه لرزاننده در آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای جانبی.



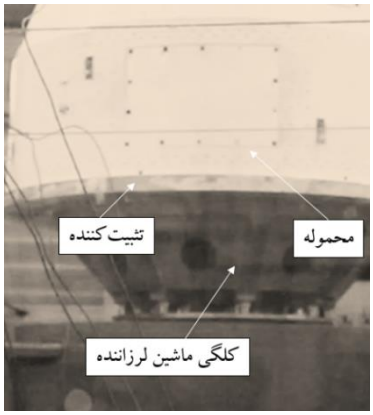
شکل (۱۰): تاریخچه زمانی شتاب در محل رابط محموله و تثبیت‌کننده آزمون- آزمون راستای جانبی.



شکل (۱۱): تاریخچه زمانی فیلتر شده شتاب در محل رابط محموله و تثبیت‌کننده آزمون- آزمون راستای جانبی.

۲-۳- اجرای آزمون راستای محوری

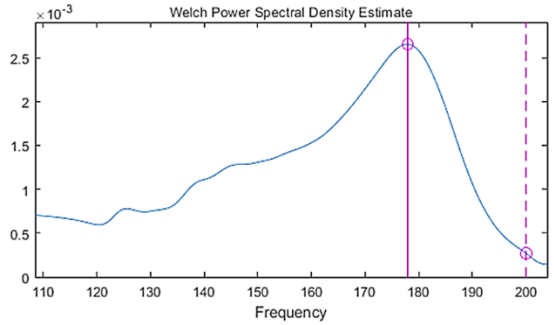
ابتدا محموله از طریق تثبیت‌کننده به کلگی ماشین لرزاننده متصل شد (شکل **۱۲**).



شکل (۱۲): پیکربندی آزمون راستای محوری.

با توجه به شناخت اولیه از مشخصات محموله و باهدف جستجوی مؤلفه‌های مودال محوری اول سیستم، ابتدا یک آزمون جاروب سینوسی از فرکانس ۱۰۰Hz تا ۲۰۰Hz با سطح ۰/۵g و نرخ جاروب ۲ Octave/min اجرا شد. همان‌گونه که در شکل **۱۳** مشهود می‌باشد، فرکانس طبیعی محوری اول سیستم در محدوده ۱۸۰Hz با میرایی مودال هم‌ارز ۶/۸۱٪ به دست آمد؛ بنابراین، بر اساس داده‌های مودال به‌دست‌آمده برای مود محوری اول سیستم و همچنین مقدار جرم مؤثر مود محوری اول سیستم، عملیات شکاف‌گذاری چگالی طیف توان انجام‌شده و نهایتاً منحنی چگالی طیف توان ارتعاشات اتفاقی راستای محوری مطابق شکل **۱۴** و با سطح شتاب ۴/۹۲ Grms به دست آمد. سپس آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای محوری محموله با استفاده از

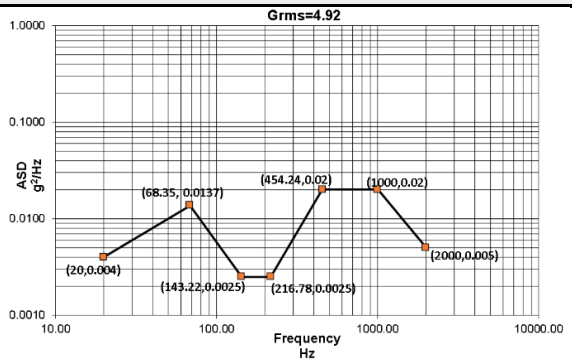
چگالی طیف توان شکل **۱۴** اجرا شد. همان‌گونه که در شکل **۱۵** مشهود می‌باشد، دستگاه لرزاننده توانسته مقادیر شتاب تثبیت‌کننده را قبل از عبور از محدوده‌ی هشدار (۳±dB) کنترل نماید.



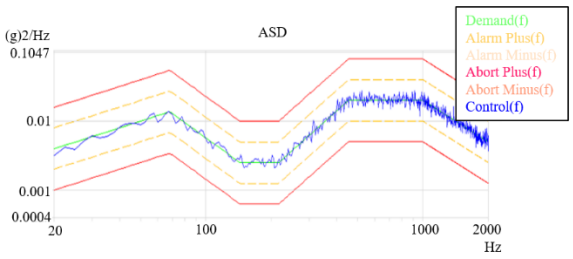
شکل (۱۳): چگالی طیف توان ولچ آزمون جاروب سینوسی راستای محوری.

جدول (۳): مؤلفه‌های شکاف چگالی طیف توان آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای محوری

مؤلفه	مقدار	واحد
$\ddot{x}_S$	۶/۸	g
$W_{ii}^*(f_1)$	۰/۰۰۲۵	g^2/Hz
M_1	۱۹۷/۸	kg
f_1	۱۸۰	Hz
Δf_1	۷۳/۵۶	Hz
f_{L1}	۲۱۶/۷۸	Hz
f_{U1}	۱۴۳/۲۲	Hz
F_{L1}	۶۸/۳۵	Hz
F_{U1}	۴۵۴/۲۴	Hz
G_{notch}	۰/۴۶	g



شکل (۱۴): چگالی طیف توان شکاف گذاری شده آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای محوری.



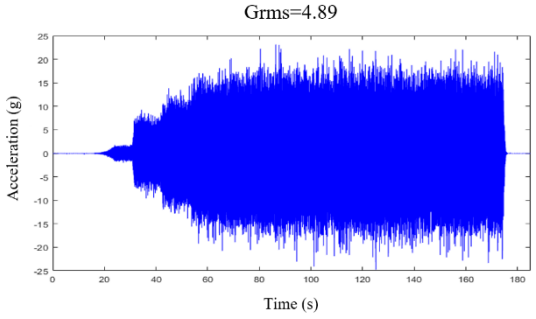
شکل (۱۵): مؤلفه‌های ورودی و کنترلی دستگاه لرزاننده در آزمون ارتعاشات اتفاقی راستای محوری.

در شکل **۱۳** تاریخچه زمانی شتاب (در راستای تحریک محوری) در محل رابط نمایش داده‌شده است. همان‌گونه که در این شکل مشهود است، سطح ارتعاشات تعریف‌شده عیناً به محموله اعمال‌شده است. همچنین به‌منظور بازرسی عملکرد شکاف ایجادشده، سیگنال شکل **۱۶** با استفاده از یک فیلتر میان‌گذر در محدوده‌ی شکاف ایجادشده در شکل **۱۴** فیلتر شد. مقدار ریشه مجذور مربعات شتاب در شکل **۱۷** برابر با $G_{NB}=1.67$ g می‌باشد که بر اساس داده‌های شکل **۱۴** می‌توان گفت که در این آزمون هم رابطه‌ی (۱۰) برقرار بوده و شکاف ایجادشده توانسته پاسخ سیستم را در باند فرکانسی شکاف به‌خوبی محدود نماید. همچنین بازرسی‌ها و آزمون‌های عملکردی انجام‌شده پس از آزمون فوق، تأییدکننده عملکرد مناسب شکاف ایجادشده می‌باشد.

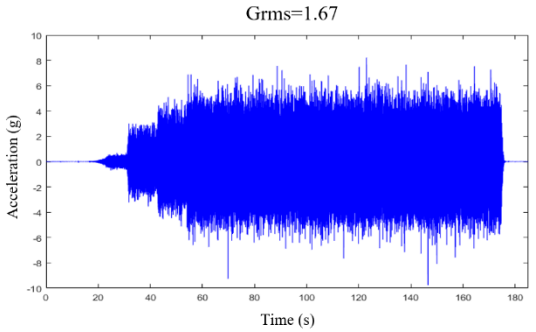
۴- نتیجه‌گیری

در این مقاله یک روش کلی برای جلوگیری از ورود ارتعاشات ناخواسته به محموله‌های فضایی در آزمون ارتعاشات اتفاقی معرفی شد. این روش که به «روش شکاف‌گذاری چگالی طیف توان» معروف است، یک روش عملیاتی بوده که می‌تواند به‌صورت دستی و بدون نیاز به اندازه‌گیری نیروهای تکیه‌گاهی مستقیماً روی توابع چگالی طیف توان اعمال‌شده و پاسخ سیستم را در یک محدوده‌ی خاص محدود نماید. در این روش حتماً لازم است قبل از اجرای آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی، با استفاده از شبیه‌سازی عددی و آزمون‌های مودال، یک شناخت کلی از مؤلفه‌های مودال محموله ایجاد شود.

در این پژوهش روابط کلی حاکم بر شکاف‌گذاری بر اساس معادلات مایلز استخراج شدند. با توجه به روابط به‌دست‌آمده می‌توان بیان کرد که عمق شکاف ایجادشده می‌تواند تابع مقادیری مانند بیشینه شتاب مسیر پروازی، فرکانس مرکز شکاف، میرایی مودال، جرم مؤثر مودال محموله در راستای تحریک و جرم کل محموله باشد. همچنین به‌منظور جلوگیری از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به سازه یک محموله کاوشگر زیرمداری در آزمون‌های محیطی ارتعاشات اتفاقی، توابع چگالی طیف توان شتاب ورودی این آزمون‌ها با استفاده از روش شکاف‌گذاری اصلاح شدند. پس از اجرای آزمون‌های محیطی این محموله، نتایج ثبت‌شده توسط حسگرهای شتاب‌سنج موردبررسی قرار گرفتند. نتایج به‌دست‌آمده حاکی از آن هستند که روش شکاف‌گذاری چگالی طیف توان می‌تواند به‌عنوان یک روش ساده و کاربردی، از وارد شدن ارتعاشات ناخواسته به سیستم جلوگیری نموده و موجب نزدیک‌تر شدن شرایط مرزی و محیطی در پیکربندی‌های آزمون و پروازی شود.



شکل (۱۶): تاریخچه زمانی شتاب در محل رابط محموله و تثبیت‌کننده آزمون- آزمون راستای محوری.



شکل (۱۷): تاریخچه زمانی فیلترشده‌ی شتاب راستای تحریک محوری در محل رابط محموله و تثبیت‌کننده آزمون.

۵- فهرست علائم

F_{base}	نیروهای عکس‌العمل تکیه‌گاهی
f_i	فرکانس ضریب کیفیت میرایی مودiام
$G_{initial}$	ریشه مجذور مربعات سطح شتاب چگالی طیف توان اولیه
G_{notch}	ریشه مجذور مربعات سطح شتاب تقلیل یافته به‌وسیله شکاف
i	شمارنده مود
k	تعداد مود
M_i	جرم مؤثر مود iام
M_{res}	جرم باقیمانده
M_{tot}	جرم کل محموله
Q_i	ضریب کیفیت میرایی مود iام
W_{ii}	تابع چگالی طیف شتاب ارتعاشات اتفاقی مسیر
$\ddot{x}_s$	شتاب استاتیکی معادل

۶- مراجع

[1] Blake RE. The Need to Control the Output Impedance of Vibration and Shock Machines. Shock and Vibration and Associated Environments. 1954;23.

[2] Scharton TD. Dual control vibration tests of flight hardware. in Institute of Environmental Sciences, Annual Technical, Pasadena. 1991.

[3] Scharton TD. Force Limited Vibration Testing Monograph. NASA Reference Publication RP-1403, Pasadena. 1997.

[4] Knight C , Aglietti GS , Richardson G. Satellite Vibration Testing: Angle optimization method to Reduce Overtesting. Acta Astronautica. 2018;147:205-18.

[5] Marchand P . Evaluation of the Force Limited Vibration Semi-Empirical Constant for a Two-Degree-of-Freedom System. AIAA Journal. 2010;48(6):1251-6.

[6] Wijker JJ , Boer A. Force limited random vibration testing: the computation of the semi empirical constant C2 for a real test article and unknown supporting structure. CEAS Space J. 2015;7:359-73.

[7] Sarafin T, Doukas P, Browning M. Notching and Force Limiting," Instar Engineering and Consulting. 2017.

[8] NASA-HDBK-7004B. 2003.

[9] Piersol AG . Harris' Shock and Vibration Handbook: MCGraw-Hill; 2010.

[10] Salter JP. Taming the General Purpose Vibration Test. Shock and Vibration and Associated Environments. 1964:211-7.

[11] Wijker JJ. Miles' Equation in Random Vibrations, Theory ans Applications in Spacecraft Structures Design: Twente: Springer International Publishing; 2018.

[12] NASA-STD-7001b. 2017.

[13] J. Bai YQ, J. Li, H. Wang, Z. Wang. An equivalent shape-preserving clipping method for the control spectrum to avoid over-testing of triaxial random vibration. Journal of Sound and Vibration. 2021;501.

[14] J. Bai YQ, J. Li, H. Wang, Z. Wang. A double-clipping method to achieve the fatigue damage equivalence between uniaxial and triaxial random vibrations. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures. 2022;45(9):2499-515.

[15] L.H. Manring JFS, S.J. Zimmerman, B.P. Mann. Improving convergence of the Matrix Power Control Algorithm for random vibration testing. Mechanical Systems and Signal Processing. 2023;182.

Journal of Aerospace Mechanics/ 2023/ Vol.19/ No.1/ 17-28

Journal of Aerospace Mechanics

DOR: 20.1001.1.26455323.1402.19.1.2.7

Preventing Unwanted Vibrations in the Environmental Test of Random Vibrations of a Spacecraft by Power Spectrum Density Notching

Hossein Beiranvand[1], Hassan Naseh[2*]

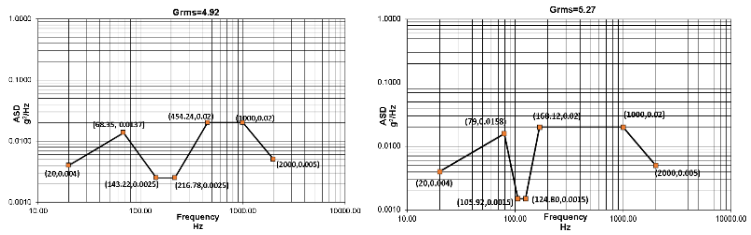
[1] M.Sc., Faculty of Engineering, Kharazmi University, Tehran, Iran

[2] Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- The method of power spectrum density notching of random vibrations is presented.
- The random vibration test inputs were modified based on the power spectrum density notching method
- Environmental tests of a sub-orbital spacecraft were carried out.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 29 August 2022

Received in revised form: 15 September 2022

Accepted: 9 October 2022

Available online: 12 December 2022

*Correspondence:

hnaseh@ari.ac.ir

How to cite this article:

H. Beiranvand, H. Naseh. Preventing unwanted vibrations in the environmental test of random vibrations of a spacecraft by power spectrum density notching. Journal of Aerospace Mechanics. 2023; 19(1):17-28.

Keywords:

Random vibration

Notch

Power spectrum density

Environmental test

Spacecraft

ABSTRACT

The purpose of this study is to provide a method to prevent unwanted vibrations in environmental tests of random vibrations of spacecraft. Unwanted vibrations in many environmental random vibration tests will lead to the hidden fault (hiding failure) that would be happened in operational conditions in a space mission. Hence, in this research, first, a method called the power spectrum density notching method was presented to prevent unwanted vibrations, and then, by using the obtained analytical relationships, environmental random vibration tests of a sub-orbital spacecraft were performed. After the test, the recorded results by the fixture and payload's accelerometer sensors have been analyzed. In this analysis, the performance of the power spectrum density notching method was examined. The obtained results indicate, although the power spectrum density notching method is a simple, practical, and operational method but can be an efficient method to prevent unwanted vibrations to spacecraft and also prevent damage to spacecraft during testing.

* Copyrights for this article are retained by the author(s) with publishing rights granted to Imam Hossein University Press. The content of this article is subject to the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC-BY-NC 4.0) License. For more information, please visit https://www.creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/legalcode.