مقاله

آزمون‌های محیطی مورد نیاز سامانه‌های فضایی و مقایسهٔ دیدگاه استانداردهای فضایی موجود

امیر میرزا قیطاقی*
کارشناس ارشد پژوهشی
مرکز طراحی و توسعهٔ سامانه‌های فضایی
پژوهشگاه فضایی ایران
a_m_gheitaghy@mecheng.iust.ac.ir

بهنام صبوری
کارشناس ارشد پژوهشی
مرکز طراحی و توسعهٔ سامانه‌های فضایی
پژوهشگاه فضایی ایران
saboori@isa.ir

منا کارگر
کارشناس ارشد پژوهشی
مرکز طراحی و توسعهٔ سامانه‌های فضایی
پژوهشگاه فضایی ایران
kargar@isa.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۱/۱۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۳/۱۲/۲۵

چکیده

اساساً لازم است تا سامانه‌های فضایی توانایی تحمل شرایط سخت محیطی را، از لحظهٔ قرارگیری در سایت پرتاب تا اتمام مأموریت، داشته باشند. انجام آزمون‌های محیطی می‌تواند ابزاری مؤثر در ارزیابی قابلیت اطمینان سامانه و کاهش ریسک شکست مأموریت آنها باشد. در این مقاله، شرایط محیطی که هر سامانهٔ فضایی از ابتدای پرتاب تا پایان مأموریت با آن مواجه است، بررسی و فلسفهٔ انجام آزمون‌های محیطی مهم شامل اکوستیک، ارتعاش، شوک و حرارت ارائه می‌شود. سپس دیدگاه استانداردهای فضایی گوناگون در مورد لزوم انجام این آزمون‌ها در سطح سامانه و واحدهای جزء مقایسه و در انتها پیشنهاد می‌شود تا با توجه به تجهیزات موجود در کشور، استاندارد آزمون‌ها بومی‌سازی گردند.

واژگان کلیدی: آزمون محیطی، سامانهٔ فضایی، استاندارد، قابلیت اطمینان

۱. مقدمه

برای اطمینان از کارکرد موفقیت‌آمیز و نیل به اهداف از پیش تعیین‌شده، ضروری است که طراحی هر سامانهٔ صنعتی براساس عملکرد مورد انتظار، طول عمر، فرایند تولید و جز این‌ها توسط معیارها و فرایندهای مناسبی مورد صحه‌گذاری و تأیید قرار گیرد. روش‌های متداول صحه‌گذاری برای سامانه‌های فضایی نظیر ماهواره‌ها، کاوشگرها، فضاپیماها و حامل‌های فضایی عبارت‌اند از: بازرسی چشمی، تحلیل، تشابه، شبیه‌سازی و آزمون. آزمون‌های محیطی به‌عنوان بخشی ضروری از فرایند کلی صحه‌گذاری، ضامن دستیابی به تمامی الزامات طراحی، عملکردی و کیفی در سامانه‌های فضایی می‌باشند. این الزامات از طریق انجام آزمون‌های توسعه‌ای (فاز C)،

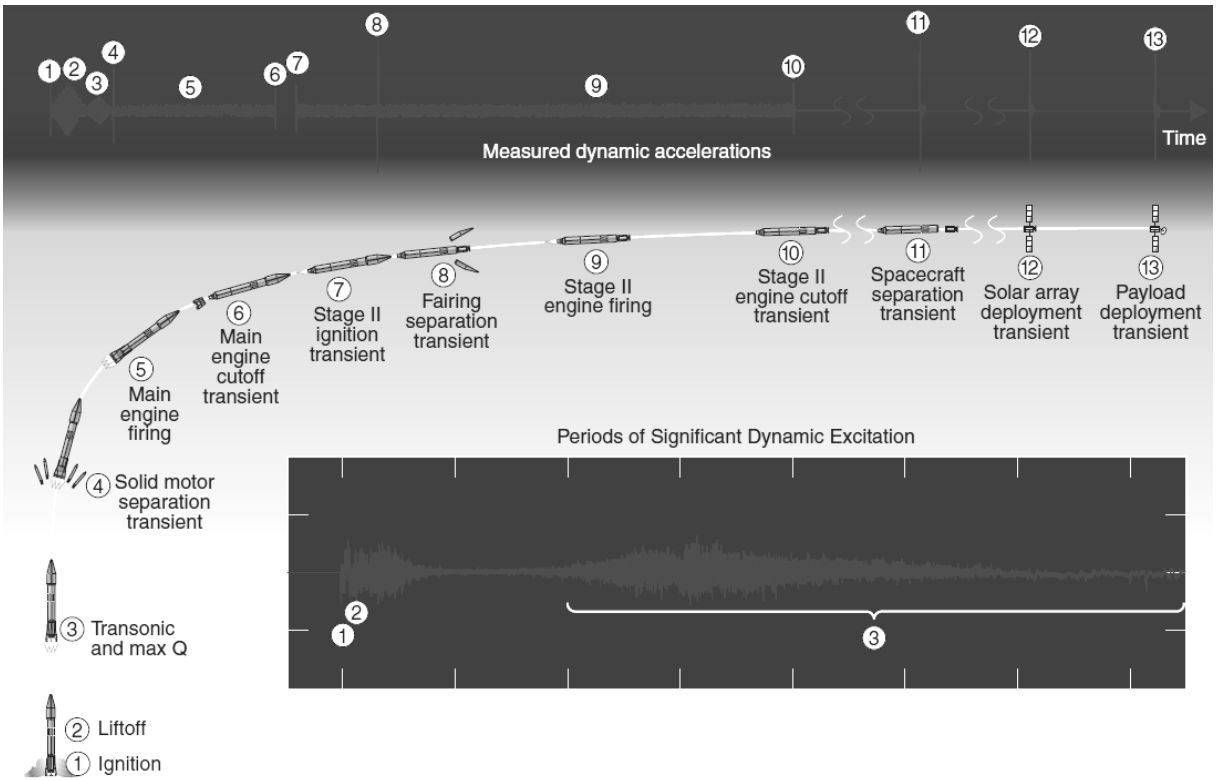
صلاحیت (فاز D)، پذیرش (فاز E)، تأیید پیش از پرواز (فاز F) و آزمون‌های مداری در سطوح تجهیز، زیرسامانه، سامانهٔ فضایی و ابرسامانه برآورده می‌گردد. به‌طور کلی این آزمون‌ها به‌منظور تأیید طراحی و ساخت (آزمون‌های صلاحیت) و تأیید محصول (آزمون پذیرش) انجام می‌شوند. لازم است تا آزمون انجام‌شده روی مدل انتخابی منطبق بر فلسفهٔ مدل باشد. فلسفهٔ مدل طی یک فرایند تکراری از ترکیب قیود برنامه‌ای، استراتژی تأیید و برنامهٔ تجمیع و آزمون تعریف می‌شود. آزمون پذیرش، صلاحیت و شبه‌پروازی عموماً در بین مدل‌های سخت‌افزاری مختلف مشترک می‌باشند. این اشتراک به فلسفهٔ مدل، مشخصه‌های پروژه و ماهیت مدل بستگی دارد. برنامه‌ریزی، الزامات و معیار آزمون از الزامات طراحی حاصل می‌گردند [۱]. در برنامهٔ آزمون لازم است تا مواردی چون هدف آزمون، روش و فرایند آزمون، شکل نمونهٔ تحت آزمون، بارها یا شرایط محیطی آزمون، توابع عملکردی تجهیز، پارامترهای فیزیکی یا الکتریکی مورد نیاز تجهیز، الزامات ایمنی در زمان جابه‌جایی و معیارهای رد و قبول و جز این‌ها ذکر شود.

۲. آزمون‌های محیطی

طراحی سازهٔ سامانه‌های فضایی براساس محیط‌های سخت حین پرتاب و شرایط حرارتی و الزامات عملکردی تجهیزات و محموله در مدار انجام می‌شود. در این مقاله، منظور از سامانهٔ فضایی، ماهواره‌ای است که با پرتابگر در مدار قرار می‌گیرد. در زمان پرتاب و چند ثانیه پس از آن، امواج صوتی شدیدی توسط زیرسامانهٔ پیشرانش تولید می‌شود که فشار صوتی زیادی بر تمام پرتابه اعمال می‌نماید. این فشار سبب تولید ارتعاشات داخلی و خارجی در سازهٔ سامانهٔ فضایی می‌شود. علاوه بر این، ارتعاشاتی نیز در اثر احتراق موتور، کارکرد حالت پایدار، خاموش‌شدن موتور، شوک جدایش موتور سوخت جامد، کلاهک (فیرینگ) و دیگر بخش‌ها، بازشدن آرایه‌های خورشیدی در مدار، مانورهای کنترل وضعیت، ورود به جو و جز این‌ها ایجاد می‌شود. همچنین سامانه‌های فضایی از لحظهٔ پرتاب تا پایان مأموریت، گسترهٔ وسیعی از تغییرات دما را تجربه می‌کنند. در شکل ۱ پروفیل پروازی پرتابگر دلتا و شتاب‌های ایجادشده ناشی از محیط‌های شوک، ارتعاش و اکوستیک در مراحل برخاستن، محدودهٔ صوتی و ماکزیمم فشار دینامیکی، جدایش موتور اصلی، جدایش دومین موتور، جدایش مرحلهٔ بعد، جدایش کلاهک و جدایش فضاپیما نمایش داده شده است. تغییرات شتاب برحسب زمان برای هر رویداد دینامیکی مهم تحلیل شده و با تبدیل به نمودار فرکانسی می‌توان سطوح فشار اکوستیکی، طیف شوک و ارتعاش را برای الزامات بعدی به‌دست آورد.

هر دو حالت ترکیبی و جداگانه شرایط مکانیکی و حرارتی و الکترومغناطیسی، الزامات طراحی متعددی بر تجهیزات سازه‌ای اعمال می‌کنند. استاندارد اروپایی با توجه به هزینه پیشنهاد می‌نماید که آزمون‌های محیطی به‌صورت متوالی با همان ترتیبی که در حالت واقعی رخ می‌دهد، و نه به‌صورت ترکیبی انجام شوند تا عیوب نمایان‌شده در آزمون قابل تشخیص و رفع باشد. مگر اینکه حالت‌های خاص ترکیب محیط حرارتی و مکانیکی مانند هنگام ورود به اتمسفر یا عملکرد موتور در هنگام پرتاب مورد نیاز باشد. اطمینان از بقای تجهیزات حساس فقط می‌تواند توسط آزمون‌های محیطی پیش از پرواز مکانیکی، حرارتی و الکترومغناطیسی فراهم آید [۲]. آزمون‌های محیطی در سطوح مختلف به‌منظور صحت‌سنجی طراحی سامانهٔ فضایی و شناخت عیوب سخت‌افزارهای پروازی و خطاهای ساخت انجام می‌شود. نخستین گام در فرایند تعریف آزمون، تعیین حالت‌های بحرانی محیطی در طول پرتاب و عملکرد در مدار می‌باشد. می‌توان از اطلاعات پرتاب‌های گذشته و آزمون‌های زمینی به‌منظور پیش‌بینی و تحلیل مأموریت‌های خاص استفاده کرد. این محیط‌ها از سطح سامانهٔ فضایی تا زیرسامانه‌ها و تجهیزات، برای استفاده به‌عنوان الزامات طراحی و سپس الزامات آزمون تقسیم

می‌شوند. سازمان کارفرما نقشی مهم در تأیید صحت این محیط‌ها و تأیید برنامه‌ریزی و انجام آزمون‌های کیفی طراحی و آزمون‌های پذیرش سخت‌افزارها دارد. بازنگری الزامات آزمون و تحلیل روش‌ها، به اعتباردهی نتایج دقیق و بامعنا کمک می‌کند. بازنگری در حالت‌های بحرانی پیش‌بینی شده این اطمینان را ایجاد می‌کند که سامانهٔ فضایی می‌تواند در برابر سخت‌ترین شرایط محیطی مأموریت مقاومت نماید. بازنگری در برنامه‌های آزمون به توسعهٔ فهم فرایند آزمون کمک می‌کند و مشاهدهٔ آزمون این اطمینان را ایجاد می‌نماید که آزمون‌ها براساس مشخصات و برنامه انجام شده‌اند. بازنگری اطلاعات آزمون نیز اعتبارسنجی مستقل نتایج را فراهم می‌آورد. جمع‌آوری و کاتالوگ‌سازی اطلاعات آزمون، برنامه‌ریزان را در به‌کارگیری روش‌های جدید یاری می‌کند و با مشاهده نواقص موجود، آموزه‌هایی برای برنامه‌های آتی به‌منظور افزایش قابلیت اطمینان سامانهٔ فضایی حاصل می‌گردد.



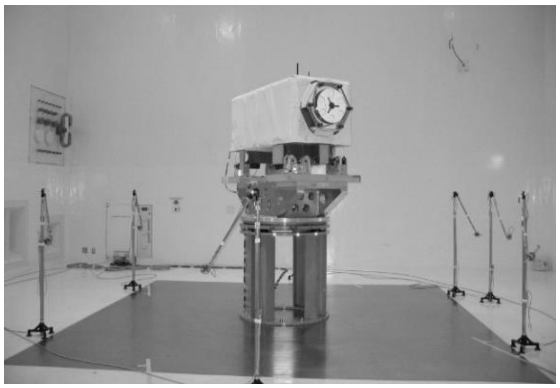
شکل ۱. پروفایل مأموریت پرتابگر دلتا و شتاب مربوطه برحسب زمان [۲]

۱-۲. آزمون اکوستیک

منبع اصلی بارهای دینامیکی وارده بر سامانه‌های فضایی در حین جداشدن پرتابگر از زمین و نیز طی پرواز در اتمسفر، در هنگام وقوع بیشترین فشار دینامیکی ناشی از بارهای ائرودینامیکی اتفاق می‌افتد. محیط اکوستیکی که یک ماهواره تجربه می‌کند، تابعی از پیکره‌بندی پرتابگر، جنس و ساختار پوشش ماهواره‌بر روی پرتابگر (فیرینگ) و مشخصات هندسی خود ماهواره است. این رخداد به‌دلیل فشار اکوستیکی شدیدی است که در اثر اختلاط آشفتهٔ گازهای پرفشار خروجی از موتورهای اصلی و موتور بوسترها با اتمسفر محیط تولید می‌شود. این تحریک اکوستیکی هنگام احتراق موتور اصلی شروع می‌شود و حدود سه تا شش ثانیه طول می‌کشد. گازهای خروجی

حاصل از احتراق سبب اعمال فشار اکوستیکی روی سکوی پرتاب شده و بازگشت آن به سامانهٔ فضایی باعث ارتعاش آن می‌شود. مقدار گاز خروجی و فشار اعمالی توسط آن وابسته به پارامترهایی چون نیروی رانش موتور، سرعت خروجی گاز، قطر نازل موتور، محل و شکل سازه‌هاست. با افزایش سرعت پرتابگر، سرعت نسبی بین حامل و اتمسفر اطراف سبب ایجاد فشارهای نوسانی در لایهٔ مرزی آشفته بین سطح خارجی و اتمسفر می‌گردد. با ورود به حدود سرعت صوت، جریان هوا با امواج شوک ائرودینامیکی چسبیده، نوسانی و جداشده، سبب ایجاد تحریک‌های اکوستیکی در حد فاز برخاست، اما با مشخصه‌های فرکانسی متفاوتی می‌شود. فشار صوتی و ارتعاش القاشده طبیعتی اتفاقی می‌دارد. پارامترهای مورد استفاده برای تخمین پتانسیل خرابی، فشار و شتاب می‌باشد که می‌تواند به واحدهای معمول دسی‌بل و چگالی طیفی توان تبدیل گردد. این طیف‌ها معمولاً در بازهٔ فرکانسی بین ۱۰ تا ۱۰۰۰۰ هرتز متغیرند.

آزمون‌های اکوستیک سامانه‌های فضایی یا زیرسامانه‌های مهم، به‌منظور شبیه‌سازی فشار صوتی در طول پرتاب و فازهای مأموریت انجام می‌شوند. سامانه‌های فضایی همچنین شامل تجهیزات پیچیدهٔ حساس به نوفهٔ صوتی می‌باشند که باید توسط آزمون از حالت‌های مستعد خرابی آنها و عیوب ساخت پیش از تجمیع سامانه اطمینان حاصل شود. در آزمون صوتی متداول، قطعهٔ تحت آزمون در یک محفظهٔ صوتی قرار می‌گیرد. این محفظه یک اتاق بزرگ با دیواره‌های نازک و سطح داخلی صاف و هموار است. قطعهٔ تحت آزمون یا روی یک فیکسچر[1] نصب می‌شود و یا به‌صورت معلق قرار می‌گیرد. گاهی ممکن است قطعهٔ تحت آزمون به یک صفحهٔ فلزی بزرگ‌تر متصل شود تا اتصال به سازهٔ فضاپیما به‌صورت واقعی شبیه‌سازی شده و بدین ترتیب منحنی اینترفیس[2] لزرهٔ واقعی‌تری به‌وجود آید. بلندگوها یا شیپورها انرژی اکوستیک را ایجاد می‌کنند و با دو یا چند میکروفون، که در محل‌های خاصی نصب شده‌اند، سطح صدای درون اتاق کنترل و ضبط می‌گردد. چند شتاب‌سنج روی قطعهٔ تحت تست نصب می‌شود تا جنبش القایی توسط فشار اکوستیک به عناصر بحرانی قطعه، اندازه‌گیری شود. بسیاری از این عناصر بحرانی در طول تست به‌صورت کارکردی هم پایش می‌شوند. اندازه‌گیری انجام‌شده با مشخصات مناسب طراحی عناصر قیاس می‌گردد تا کیفیت آنها برای پرواز ارزیابی شود. در شکل ۲ یک نمونه ماهواره در اتاق شبیه‌ساز محیط اکوستیک نمایش داده شده است.



شکل ۲. یک نمونه ماهواره در اتاق شبیه‌ساز اکوستیکی

سطوح آزمون اکوستیکی برای یک سامانه یا زیرسامانهٔ فضایی معمولاً از اندازه‌گیری داده‌ها روی سازه‌های مشابه در پرتاب‌های قبلی و یا آزمون‌های زمینی تعیین می‌گردد. اگر اطلاعات کافی در دست نباشد، می‌توان از ابزارهای تحلیلی مانند تحلیل آماری انرژی برای فرکانس‌های بیشتر از ۱۰۰ هرتز و روش‌های المان محدود و المان مرزی برای فرکانس‌های کمتر از ۱۰۰ هرتز استفاده کرد. به مقدار ماکزیمم فشار صوتی حاشیهٔ اطمینانی اضافه می‌شود تا از عدم قطعیت‌های تحلیل و استحکام کافی سخت‌افزار اطمینان حاصل شود. حاشیهٔ کیفی معمول، ۶ دسی‌بل یا چهار برابر انرژی ماکزیمم پیش‌بینی شدهٔ محیط می‌باشد. زمان آزمون یک دقیقه است تا حاشیهٔ چهار برابر زمان واقعی در پرتاب را شامل شود. در شکل ۳ نمونه‌ای از سطوح آزمون اکوستیک نمایش داده شده است.

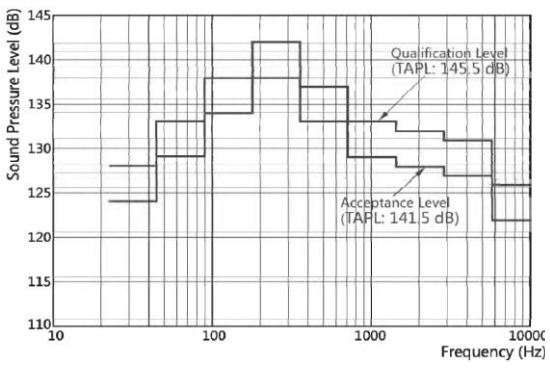
سخت‌افزارهایی با مساحت زیاد و چگالی جرمی کم مانند مواد کامپوزیتی آرایه‌های خورشیدی و بازتابندهٔ آنتن‌ها، به بارهای فشاری اکوستیکی حساس‌اند و باید تحت این آزمون قرار بگیرند.

۲-۲. آزمون ارتعاش

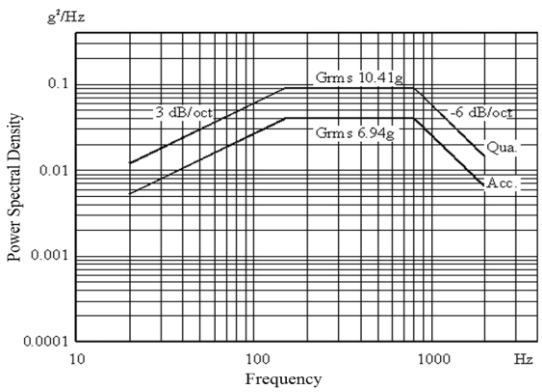
علاوه بر ارتعاشات اعمال‌شده توسط فشار صوتی، ارتعاشاتی نیز ناشی از عملکرد موتور، پرواز فراصوت، در زمان ماکزیمم فشار دینامیکی، در زمان مانور و تغییر وضعیت ایجاد می‌گردد. اصولاً آزمون ارتعاشی به‌منظور شبیه‌سازی این بارهای مکانیکی دینامیکی انجام می‌شود. ارتعاشات مربوط به کاربردهای فضایی در بازهٔ ۱ تا ۲۰۰۰ هرتز اتفاق می‌افتد که می‌توان آنها را به‌صورت ارتعاشات گذرا یا شبه‌هارمونیک در بازهٔ فرکانسی پایین (۱ تا ۱۰۰ هرتز) و یا ارتعاشات نوفه‌مانند دارای توزیع تصادفی در بازهٔ فرکانسی بالا (۲۰ تا ۲۰۰۰ هرتز) دسته‌بندی کرد.

به‌دلیل بازهٔ فرکانسی وسیع، بارهای ارتعاشی علاوه بر سازهٔ سامانهٔ اصلی، برای زیرسامانه‌ها و تجهیزات نیز اهمیت دارند. هدف آزمون ارتعاشی اثبات مقاومت تجهیزات در برابر بارهای دینامیکی و تعیین بارهای ارتعاشی سطح تجهیزات در طی آزمون در سطح سامانه است. به‌علاوه، اطلاعات اندازه‌گیری شده در آزمون ارتعاشی می‌تواند تا حدی برای استخراج خواص مودال تجهیزات به‌کار رود.

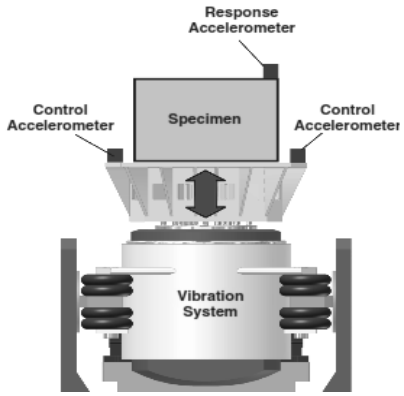
نظر به دسته‌بندی بارهای ارتعاشی می‌توان از دو روش متفاوت تحریک سینوسی و اتفاقی در آزمون استفاده کرد. تحریک سینوسی با حرکت تناوبی با دامنه و فرکانس طیفی مشخص انجام می‌شود. دامنهٔ بار ارتعاشی عموماً با شتاب تعریف می‌شود، اما سرعت و جابه‌جایی نیز می‌تواند به‌جای آن مورد استفاده قرار گیرد. افزایش فرکانس در طول آزمون (نرخ روبش) عموماً به‌صورت نمایی تغییر می‌کند. در شکل ۴ سطوح ارتعاشات اتفاقی، با منحنی چگالی طیفی قدرت، که توزیع آماری شتاب اعمالی در فرکانس‌های مختلف را مشخص می‌کند، نمایش داده می‌شود. از دیگر پارامترهای مشخصهٔ این آزمون جذر متوسط مربعات شتاب و ماکزیمم شتاب است. آزمون ارتعاشی توسط دستگاه لرزاننده‌ای که نمونهٔ آزمون روی صفحهٔ اصلی آن متصل می‌شود، انجام می‌گردد. نمونه‌ای از این دستگاه در شکل‌های های ۵ و ۶ نمایش داده شده است. انرژی مورد نیاز سیستم کنترلی دستگاه لرزاننده نیز با توجه به سطح مورد نظر ارتعاشی تعیین می‌شود. بازخورد سیستم کنترلی توسط مجموعه‌ای شتاب‌سنج، که در محل اتصال آداپتور نصب شده‌اند، فراهم می‌شود. دو روش کنترلی برای پاسخ سازه‌ای واقعی مورد استفاده قرار می‌گیرد. روش متداول محدودکنندهٔ پاسخ و روش محدودکنندهٔ نیرو که برای کنترل پاسخ در حالت تشدید استفاده می‌گردند.



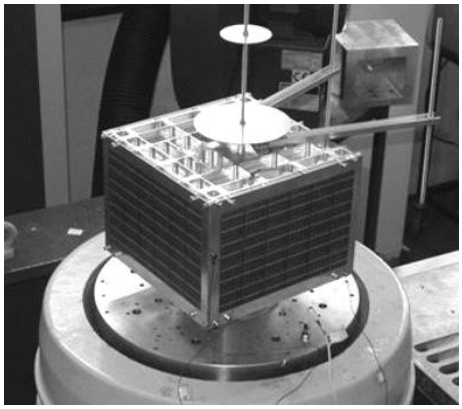
شکل ۳. سطوح آزمون اکوستیکی معمول
برای شبیه‌سازی محیط پرتابگر [۳]



شکل ٤. سطوح آزمون ارتعاشات اتفاقی معمول
برای شبیه‌سازی محیط پرتابگر [٤]



شکل ۵. نمایی شماتیک از سیستم آزمون ارتعاشی [۵]



شکل ٦. یک نمونه ماهواره روی میز لرزه

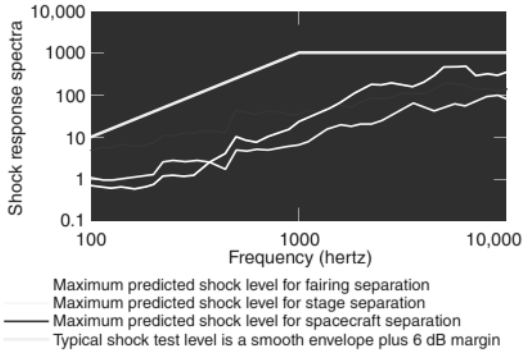
۳-۲. آزمون شوک

آزمون شوک به‌منظور شبیه‌سازی بارهای مکانیکی گذرا با زمان وقوع بسیار کوتاه انجام می‌شود. جدایش مراحل چندگانهٔ پرتابگر، فیرینگ، ماهواره و بازشدن اجزایی چون آرایه‌های خورشیدی در مدار، توسط تجهیزات پایروتکنیکی مانند پیچ‌های انفجاری، مهره‌های جدایش، بالشتک پرفشار، تیوپ انبساطی و جز این‌ها انجام می‌شود که در هنگام عملکرد شوک‌های شدیدی را ایجاد می‌کند. سطوح شوک به سازوکار جدایش بستگی دارند. این بارهای مکانیکی عموماً با شتاب بالا (تا ۱۰۰۰۰۰ متر بر مجذور ثانیه) و زمان بسیار کوتاه (۱۰ تا ۲۰ میلی‌ثانیه) مشخص می‌گردند. بنابراین تأثیرشان در تجهیزات الکترونیکی، قطعات مکانیکی کوچک یا تجهیزات اپتیکی مهم‌تر از سازهٔ اصلی سامانه می‌باشد. هدف این آزمون نیز اثبات مقاومت در برابر بارهای ناگهانی و تعیین بارهای شوک سطح تجهیزات در طی آزمون در سطح سامانه می‌باشد. لازم است تا پارامترهای آزمون شوک و سطوح آن با توجه به مشخصات پرتابگر مربوطه تعیین شوند. بارهای شوک را می‌توان با تاریخچهٔ شتاب برحسب زمان یا با استفاده از طیف پاسخ شوک در بازهٔ فرکانسی تعیین کرد. این تحریک تصادفی ناگهانی به‌سختی برحسب زمان توصیف می‌گردد، بنابراین توصیف دامنهٔ فرکانسی به‌عنوان طیف پاسخ شوک برای آن معمول‌تر می‌باشد. در شکل ۷، سطوح شوک یک نمونه پرتابگر نمایش داده شده است که آزمون کیفی مربوط به آن با حاشیهٔ اطمینان ۶ دسی‌بل انجام می‌شود. شبیه‌سازی بارهای شوک توسط تحریک مکانیکی یا پایروتکنیکی قابل انجام است. تحریک پایروتکنیکی توسط تجهیزات انفجاری جدایش ماهواره انجام می‌شود. شبیه‌سازی شوک پایروتکنیکی به‌دلیل هزینهٔ بالا معمولاً به آزمون در سطح سامانه محدود می‌شود. عمدتاً برای آزمون در سطح تجهیزات، از شبیه‌سازی مکانیکی توسط دستگاه لرزانندهٔ الکترودینامیکی یا صفحهٔ لرزاننده، که بار شوک مستقیماً به آن اعمال می‌شود، استفاده می‌گردد که این نوع شبیه‌سازی هزینهٔ کمتری نیز دارد. در طول آزمون، شتاب مرجع روی سطح مشترک قطعه و صفحه و پاسخ شتاب قطعه برحسب زمان اندازه‌گیری می‌گردد (شکل ۸). اگر پس از اعمال بار شوک مطابق با مشخصات مورد نظر، آزمون عملکردی قطعه بدون شکست انجام گردد، این آزمون با موفقیت انجام شده است.

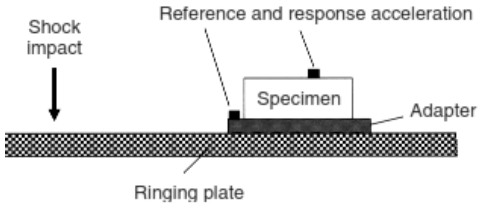
۴-۲. آزمون حرارتی

پرتابگر و ماهواره بایستی تغییرات دمایی وسیع مربوط به صعود و بازگشت اتمسفری، تابش خورشید و زمین و حرکت در محیط سرد آسمان را تحمل کنند. محیط حرارتی عموماً به‌عنوان پرتنش‌ترین محیط عملکردی برای سخت‌افزارها

در قالب خستگی در نظر گرفته می‌شود و تأثیر مستقیمی در قابلیت اطمینان واحدها دارد. به‌عنوان مثال، استفاده از موادی با ضرایب انبساط متفاوت می‌تواند به بازنشدن سازوکار و محموله‌های مکانیکی بیانجامد. گازپرانی با افزایش دما افزایش یافته و آلودگی‌های حاصل بیشتر تمایل به چسبیدن و پیوند شیمیایی با سطوح سرد دارند. قطعات الکترونیکی نسبت به شرایط حرارتی حساس‌اند و در معرض مشکلاتی چون ترک، تورق، عیوب اتصالی، تغییر رنگ، کاهش عملکرد، آسیب پوشش و تخریب اتصالات لحیمی قرار دارند.

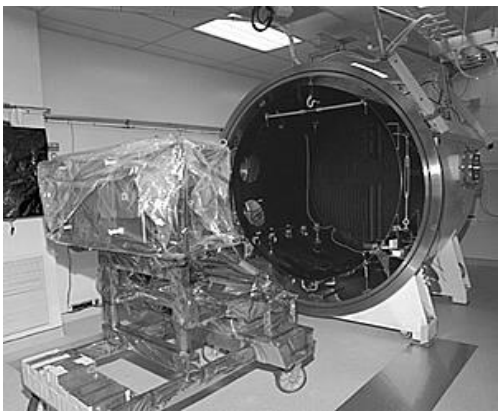


شکل ۷. سطوح آزمون شوک برای شبیه‌سازی محیط پرتابگر [۲]



شکل ۸ نمایی شماتیک از سیستم آزمون شوک [۵]

آزمون حرارتی به‌منظور تشخیص عیوب فیزیکی و ساختی تجهیزات و تأیید توانایی روشن‌شدن و عملکرد در محدوده‌های دمایی بحرانی و هنگام تغییر دما انجام می‌شود. چهار آزمون حرارتی متداول عبارت‌اند از حرارتی تناوبی، خلأ حرارتی، بالانس حرارتی و نهایتاً سوزش. در آزمون حرارتی تناوبی، نمونهٔ مورد نظر تحت چندین سیکل دمایی سرد و گرم در فشار محیط قرار می‌گیرد. انتقال حرارت جابه‌جایی باعث تغییرات نسبتاً سریع بین سیکل سرد و گرم می‌شود. آزمون خلأ حرارتی به‌منظور شبیه‌سازی واقعی‌تر شرایط فضا، به‌جای فشار محیط، در خلأ انجام می‌شود (شکل ۹) و سیکل‌های آرام‌تری به‌دلیل عدم تبادل حرارت جابه‌جایی رخ می‌دهد. آزمون بالانس حرارتی در خلأ به‌منظور شبیه‌سازی شرایط پروازی و دستیابی به داده‌های حالت پایدار دمایی برای مقایسه با پیش‌بینی مدل حرارتی مفید می‌باشد. با این آزمون می‌توان زیرسامانهٔ کنترل حرارت را ارزیابی و مدل تحلیلی حرارتی را تصحیح نمود. آزمون سوزش عموماً به‌عنوان بخشی از آزمون تناوبی انجام می‌شود؛ بدین صورت که نمونهٔ آزمون در سطوح بالاتر دمایی به‌مدت طولانی عمل می‌کند. آزمون‌های حرارتی دیگری چون آزمون پختن برای گازپرانی اجباری مواد پیش از پرتاب، آزمون تغییر شکل حرارتی برای آنتن‌ها و رفلکتورها، آزمون مرحله‌ای تناوبی حرارتی برای آرایه‌های خورشیدی مونتاژ شده نیز پیشنهاد می‌گردد [۵].



شکل ۹. نمونهٔ محفظه خلأ حرارتی

مشخصات آزمون حرارتی اغلب براساس اهداف آزمون تعیین می‌گردد. در سطح واحد، تأکید بر شناخت عیوب ساختاری قطعه می‌باشد که از طریق آزمون تناوبی و سوزش حاصل می‌شود. بازه‌های دمایی در این حالت بیش از آنچه در پرواز رخ می‌دهد، انتخاب می‌شوند تا عیوب به‌سرعت خود را نشان دهند و رفع شوند. در این مرحله، بهبود تجهیزات آسان‌تر از مراحل تجمیع‌شدهٔ بعدی است. در سطوح زیرسامانه و سامانهٔ فضایی، بیشتر تأکید بر

صحت‌سنجی عملکرد است. در سطوح بالاتر مونتاژ با شرایط پروازی، توانایی عملکرد پایانی بایستی نشان داده شود، زیرسامانه‌ها و فصل مشترکشان تأیید و الزامات نهایی پروازی برآورده شود. در این حالت‌ها، دستیابی به بازه‌های دمایی وسیع تجهیزات و کنترل آنها مشکل است و عیوب قطعات کمتر نمایان می‌گردد. شناخت و حل مشکلات در آزمون حرارتی، باعث افزایش قابل توجه موفقیت مأموریت می‌شود. بازه‌های دمایی و تعداد سیکل‌های سرد و گرم براساس شرایط مأموریت و به مقداری که عیوب آشکار شوند، انتخاب می‌شود. از دیگر پارامترهای مهم می‌توان به زمان ایستایی در محدوده‌های دمایی سرد و گرم و نرخ تغییر دما بین حالت‌های حدی اشاره کرد. در ساختارهای مکانیکی، گرادیان طولی دمایی و شرایط گذرای حرارتی هم مهم است. آزمون‌های حرارتی عموماً پس از آزمون‌های مکانیکی انجام می‌شوند. دلائل آن نیز این است که آزمون‌های اولیه احتمال شکست بالاتری دارند و برخی عیوب مواد مانند ترک، که در آزمون‌های مکانیکی ایجاد شده‌اند، در آزمون حرارتی بیشتر خود را نشان می‌دهند. همچنین هزینه و زمان آزمون‌های مکانیکی کمتر از آزمون‌های حرارتی می‌باشد. به‌علاوه در سناریوی واقعی پرتاب، بارهای مکانیکی پیش از حرارتی به سامانه وارد می‌آید.

۳. دیدگاه استانداردهای موجود دربارهٔ لزوم آزمون‌های محیطی

تاکنون استانداردهای گوناگونی برای آزمون‌های محیطی سامانه‌های فضایی ارائه شده است. لزوم، نحوه، مدل و سطوح انجام آزمون براساس تجارب مختلف در استانداردهای موجود متفاوت است. برای انتخاب استاندارد مناسب، ابتدا باید آنها را شناسایی کرد و سپس با توجه به مشخصات سامانه تصمیم‌گیری نمود. در جدول‌های ۱ و ۲ دیدگاه استانداردهای ناسا، اروپایی، ژاپن، نظامی، ایزو و جز این‌ها در مورد لزوم انجام آزمون‌های محیطی روی مدل‌های کیفی، شبه‌پروازی و پذیرش در سطح سامانه و واحدهای جزءتر مطرح شده است [۶]. همان‌گونه که مشاهده می‌شود تمامی این استانداردها نظر واحدی ندارند و فقط نشانگر دیدگاه سازمان مربوطه با توجه به پارامترهای خود می‌باشند. انتخاب میزان لزوم انجام آزمون بایستی توسط متخصصان با توجه به تجربهٔ فضایی مجموعه، مشخصات مأموریت، تجهیزات مورد نیاز، زمان، هزینه و جز این‌ها تعیین شود. بنابراین نیاز است استانداردها با توجه به شرایط بومی‌سازی شوند.

۴. تجهیزات آزمون‌های محیطی موجود در کشور

با توجه به روند روبه رشد پروژه‌های فضایی در کشور، تجهیزات آزمون‌های محیطی نیز در ارگان‌های گوناگون داخلی توسعه داده می‌شوند. هم‌اکنون برای آزمون حرارتی، محفظه‌های خلأ حرارتی دانشگاه‌های شهید بهشتی، صنعتی امیرکبیر و صنعتی شریف و پژوهشگاه فضایی ایران با توانایی جای‌دهی ماهواره موجود می‌باشند. علاوه بر آن، صرف‌نظر از مجموعه‌های نظامی، دانشگاه‌های صنعتی امیرکبیر و صنعتی شریف و پژوهشگاه فضایی ایران نیز مجهز به تجهیزات موردنیاز برای انجام آزمون‌های ارتعاشی روی ماهواره می‌باشند. تعریف آزمون‌های محیطی مورد نیاز بایستی براساس تجهیزات موجود و توانمندی‌های آینده انجام پذیرد. با توجه به کلاس سامانه‌های در حال ساخت داخل، می‌توان استاندارد آزمون برای این ماهواره‌های سبک را تنظیم نمود [۷].

۵. نتیجه‌گیری

در این مقاله فلسفهٔ انجام آزمون‌های متنوع در سطوح گوناگون با توجه به محیطی که سامانهٔ فضایی در طول پرتاب با آن مواجه می‌شوند، بررسی شد و توصیف مختصری از آزمون‌های اکوستیک، ارتعاش، شوک و آزمون حرارت ارائه شد. پس از آن، دیدگاه هر یک از استانداردهای موجود در مورد لزوم انجام آزمون‌ها در سطوح سامانه و

واحدهای جزءتر مقایسه شد. یقیناً با اشراف و تسلط بر این مباحث و در نظر گرفتن شرایط سامانه‌های فضایی موجود در کشور می‌توان به تنظیم فرایند جامعی برای آزمون‌های محیطی پرداخت.

جدول ۱. لزوم انجام آزمون‌های محیطی در سطح سامانه در استانداردهای فضایی گوناگون

استاندارد	ECSS-E-ST-10-03C			ISO-15864		
نمونه / آزمون	صلاحیت	شبه‌پروازی	پذیرش	صلاحیت	شبه‌پروازی	پذیرش
اکوستیک	اختیاری[۱×]	اختیاری[۱×]	اختیاری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]
ارتعاشات اتفاقی	اختیاری[۱×]	اختیاری[۱×]	اختیاری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]
ارتعاشات سینوسی	اجباری	اجباری	اختیاری[۲×]	اجباری	اجباری	اجباری
شوک	اختیاری	اختیاری	اختیاری	اجباری	اجباری	اختیاری
خلأ حرارتی	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری
سیکل حرارتی	اختیاری[۵×]	اختیاری[۵×]	اختیاری[۵×]	اختیاری	اختیاری	اختیاری
بالانس حرارتی	اجباری	اجباری	اختیاری	اجباری	اجباری	اختیاری

جدول ۱. لزوم انجام آزمون‌های محیطی در سطح سامانه در استانداردهای فضایی گوناگون (ادامه)

استاندارد	JERG-2-002			GSFC-STD-7000	
نمونه / آزمون	صلاحیت	شبه‌پروازی	پذیرش	صلاحیت / شبه‌پروازی	پذیرش
اکوستیک	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری	اجباری
ارتعاشات اتفاقی	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۱×]	اجباری[۳×]	اجباری[۳×]
ارتعاشات سینوسی	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری
شوک	اجباری	اجباری	اختیاری	اجباری	اجباری
خلأ حرارتی	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری
سیکل حرارتی	غیرلازم	غیرلازم	غیرلازم	اختیاری	اختیاری
بالانس حرارتی	اجباری	اجباری	اختیاری	اجباری	اجباری

جدول ۱. لزوم انجام آزمون‌های محیطی در سطح سامانه در استانداردهای فضایی گوناگون (ادامه)

استاندارد	SMC-S-016		NASA STD-7002A
نمونه / آزمون	صلاحیت / شبه‌پروازی	پذیرش	شبه‌پروازی
اکوستیک	اجباری[۴*]	اجباری[۴*]	اجباری
ارتعاشات اتفاقی	اجباری[۴*]	اجباری[۴*]	اختیاری[۳]
ارتعاشات سینوسی	–	–	اجباری
شوک	اجباری	اجباری	اجباری
خلأ حرارتی	اجباری	اجباری	اجباری[۶*]
سیکل حرارتی	غیرلازم	غیرلازم	غیرلازم
بالانس حرارتی	اجباری	اجباری	اجباری

[۱*] یکی از آزمون‌های اکوستیک یا ارتعاشات اتفاقی که مناسب‌تر است، اجباری است و دیگری اختیاری.

[۲*] ارتعاشات سینوسی می‌تواند با ترکیب آزمون‌های گذرا و مودال جایگزین گردد.

[۳*] مورد نیاز برای ماهواره‌های با جرم کمتر از ۴۵۰ کیلوگرم.

[۴*] آزمون ارتعاشات اتفاقی می‌تواند برای ماهواره‌های با جرم کمتر از ۱۸۰ کیلوگرم به‌جای آزمون اکوستیک انجام شود.

[۵*] قابل کاربرد برای المان‌های فضایی که کل طول عمر خود را در محیط غیر خلأ کار می‌کنند.

[۶*] اگر در خلأ عملکرد مورد نیاز است.

جدول ۲. لزوم انجام آزمون‌های محیطی برای واحدهای جزءتر سامانه (تجهیزات الکترونیکی) در استانداردهای فضایی مختلف

استاندارد	ECSS-E-ST-10-03C			ISO-15864		
نمونه / آزمون	صلاحیت	شبه‌پروازی	پذیرش	صلاحیت	شبه‌پروازی	پذیرش
اکوستیک	غیرلازم	غیرلازم	غیرلازم	اختیاری	اختیاری	اختیاری
ارتعاشات اتفاقی	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری
ارتعاشات سینوسی	اجباری	اجباری	غیرلازم	اختیاری	اختیاری	اختیاری
شوک	اجباری	اجباری	غیرلازم	اجباری	اختیاری	اختیاری
خلأ حرارتی	اجباری[۱*]	اجباری[۱*]	اجباری[۱*]	اجباری[۳*]	اجباری[۳*]	اجباری[۳*]
سیکل حرارتی	اختیاری[۲*]	اختیاری[۲*]	اختیاری[۲*]	اختیاری[۳*]	اختیاری[۳*]	اختیاری[۳*]
بالانس حرارتی	–	–	–	اختیاری	اختیاری	غیرلازم

جدول ۲. لزوم انجام آزمون‌های محیطی برای واحدهای جزءتر سامانه (تجهیزات الکترونیکی) در استانداردهای فضایی مختلف (ادامه)

استاندارد	JERG-2-002			GSFC-STD-7000	
نمونه / آزمون	صلاحیت	شبه‌پروازی	پذیرش	صلاحیت / شبه‌پروازی	پذیرش
اکوستیک	اختیاری	اختیاری	اختیاری	اجباری[×۵]	اجباری[×۵]
ارتعاشات اتفاقی	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری[×۳]	اجباری
ارتعاشات سینوسی	اختیاری	اختیاری	اختیاری	اجباری	اجباری
شوک	اختیاری[×۴]	اختیاری[×۴]	اختیاری[×۴]	اجباری[×۶]	اجباری[×۶]
خلأ حرارتی	اجباری	اجباری	اجباری	اجباری[×۷]	اجباری[×۷]
سیکل حرارتی	غیرلازم	غیرلازم	غیرلازم	اختیاری[×۷]	اختیاری[×۷]
بالانس حرارتی	اجباری	اجباری	اختیاری	اختیاری	اختیاری

جدول ۲. لزوم انجام آزمون‌های محیطی برای واحدهای جزءتر سامانه (تجهیزات الکترونیکی) در استانداردهای فضایی مختلف (ادامه)

استاندارد	SMC-S-016		NASA STD-7002A
نمونه / آزمون	صلاحیت / شبه‌پروازی	پذیرش	شبه‌پروازی
اکوستیک	اجباری[×۸]	اجباری[×۸]	اختیاری[×۱۰]
ارتعاشات اتفاقی	اجباری[×۸]	اجباری[×۸]	اجباری
ارتعاشات سینوسی	–	–	اجباری
شوک	اجباری	اختیاری	اجباری[×۱۰]
خلأ حرارتی	اجباری	اجباری[×۹]	اجباری[×۱]
سیکل حرارتی	اجباری	اجباری	اجباری[×۲]
بالانس حرارتی	–	–	غیرلازم

[×۱] اگر در خلأ عملکرد موردنیاز است.

[×۲] قابل کاربرد برای المان‌های فضایی که کل طول عمر خود را در محیط غیر خلأ کار می‌کنند.

[×۳] اگر واحدها به محیط خلأ حساس نباشند، آزمون خلأ می‌تواند با آزمون سیکل حرارتی در فشار محیط جایگزین شود.

[×۴] مورد نیاز برای واحدهای حساس به شوک و قرار داده شده در نزدیک منابع شوک.

[×۵] باید انجام شود، مگر اینکه ناظر از آن صرف‌نظر نماید.

[×۶] باید برای تجهیزات شوک‌زا انجام شود، اما در سطح محموله برای شوک‌های خارجی اعمال‌شده انجام می‌شود.

[×۷] سیکل حرارتی می‌تواند با خلأ حرارتی جایگزین شود، اگر با تحلیل مفهومی قابل قبول باشد به‌طوری‌که سطوح دمایی و گرادیان‌ها در هوا به اندازهٔ خلأ شدید باشد.

[×۸] یا ارتعاش یا اکوستیک مورد نیاز است.

[×۹] در صورتی که نشان داده شود، طراحی غیرحساس به محیط خلأ می‌باشد، غیرلازم می‌باشد.

[×۱۰] در صورتی که حساس به محیط باشد، انجام شود؛ اما می‌توان در سطوح بالاتر مونتاژ انجام داد.

۶. مآخذ

[1] *ECSS-E-10-03A: Space Engineering-Testing*, Netherlands, 2002.

[2] Erwin Perl et al., "Environmental Testing for Launch and Space Vehicles." *Crosslink Magazine*, 2005, Vol. 6, No. 3.

[3] *LM-3A Series Launch Vehicle User's Manual*, China, 2011.

[4] *LM-2C Series Launch Vehicle User's Manual*, China, 1999.

[5] Wilfried, L., K. Wittmann, W. Hallmann, *Handbook of Space Technology*, John Wiley & Sons, 2009.

[6] Mengu. C., H. Masui, T. Hatamura, "overview of nanosatellite environmental test standardization project", *26th Annual AIAA Conference on Small Satellites*, 2012.

[7] ISO 2002 Standard: Space systems -Design Qualification and Acceptance Tests of Small scale Satellites and Units Seeking Low-cost and Fast-Delivery, 2014.

پی‌نوشت

1. Fixure
2. Interface