

بررسی نظری و تجربی بارهای شبه استاتیکی وارد بر یک ماهواره مکعبی و مکانیزم رهاساز آن در حین پرتاب محموله

محرم شاملی*

استادیار، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، m.shameli@isrc.ac.ir

غلامرضا هاشمی

رئیس گروه مکانیزم‌ها، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، gh.hashemi@isrc.ac.ir

سید توحید خندانی کوزه‌کنان

پژوهشگر، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، پژوهشگاه فضایی ایران، تبریز، ایران، kandani@ut.ac.ir

چکیده

کیوب‌ست‌ها، ماهواره‌های کوچکی هستند که برای قرارگیری در مدار نیازمند مکانیزمی خاص هستند. این ماهواره‌ها به وسیله سیستم‌های توزیع مداری که به اختصار P-POD شناخته می‌شوند، محافظت می‌شوند. هدف اصلی این مقاله بررسی نیروهای دینامیکی و استاتیکی وارده بر P-POD و محاسبه نیروهای شبه استاتیکی در طول فرایند پرتاب می‌باشد. به دلیل ترکیب بارهای شبه استاتیکی و دینامیکی در زمان پرتاب، تأثیر ویژگی‌های مودال مجموعه مورد بررسی قرار می‌گیرد. برای دستیابی به این هدف، تمام نیروهای ارتعاشی شناسایی شده و سپس با استفاده از تحلیل مودال و در نظر گرفتن تمام زیرسیستم‌ها، مقادیر فرکانس‌های طبیعی و مدهای ارتعاشی مؤثر تعیین و نتایج بر اساس آزمون میز لرزه صحت سنجی می‌شوند. در ادامه، روش معادل‌سازی استاتیکی برای نیروهای دینامیکی ارائه شده و نتایج به دست آمده بیان می‌شوند. این مطالعه نشان می‌دهد که بارهای استاتیکی معادل می‌توانند تحت تأثیر توزیع جرم مؤثر در امتداد فرکانس‌های طبیعی قرار گیرند. به علاوه، در مرحله جدایش ماهواره از پرتابگر، پارامترهای مودال ماهواره بر بارهای ضربه‌ای که در هر دو جهت محوری (پرتاب) و جانبی اعمال می‌شوند، اثر گذارند.

واژه‌های کلیدی: کیوب‌ست؛ مود مؤثر ارتعاشی؛ بار معادل استاتیکی؛ بار شبه استاتیکی؛ جرم مؤثر؛ آنالیز مودال.

Theoretical and experimental investigation of the quasi-static loads on a cubesat and its release mechanism during payload launch

M. Shameli

Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

Gh. R. Hashemi

Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

S. T. Khandani

Space Thrusters Research Institute, Iranian Space Research Center, Tabriz, Iran

Abstract

CubeSats are small satellites that require a special mechanism to be put into orbit. These satellites are protected by in-orbit distribution systems known as P-PODs. The main purpose of this article is to investigate the dynamic and static forces on the P-POD and to calculate the quasi-static forces during the launch process. Due to the combination of quasi-static and dynamic loads during launch, the influence of the modal characteristics of the assembly is investigated. To achieve this goal, all vibration forces are identified and then the values of the natural frequencies and effective vibration modes are determined using modal analysis and taking into account all subsystems, and the results are validated with the seismic table test. In the following, the static compensation method for dynamic forces is presented and the results obtained are outlined. This study shows that the equivalent static loads can be influenced by the effective mass distribution along the natural frequencies. In addition, the modal parameters of the satellite in the phase of separation of the satellite from the launcher influence on the impact loads in the both axial (launch) and lateral directions.

Keywords: CubeSat, Effective mode of vibration, Static equivalent load, Quasi-statics load, Effective mass, Modal Analysis.

۱- مقدمه

ابعاد و اندازه ماهواره‌های پرتاب‌شده به فضا بسته به نوع مأموریت و محموله آن متفاوت است و از ماهواره‌های بسیار کوچک، مانند قوطی کنسرو ماهی، تا ماهواره‌های بسیار بزرگ، مانند تلسکوپ فضایی هابل و ایستگاه فضایی بین‌المللی، را شامل می‌شود. با پیشرفت فناوری و کاهش ابعاد ابزارآلات علمی و تجهیزات حیاتی، از جمله حسگرها، سیستم‌های ارتباطی و منابع انرژی، ابعاد ماهواره‌ها نسبت به سال‌های اولیه صنعت فضایی به‌طور قابل‌توجهی کاهش یافته و ماهواره‌های کوچک‌تر، مانند نانوماهواره‌ها و میکروماهواره‌ها، مورد استقبال بیشتری قرار گرفته‌اند. این ماهواره‌ها، با فراهم کردن سیگنال‌های GPS، نقش مهمی در سامانه‌های ناوبری و استفاده‌های مرتبط ایفا کرده و به‌ویژه در

بهبود دقت ناوبری فضایی و زمینی مؤثر هستند [۱-۳]. در سال‌های ابتدائی توسعه ماهواره‌های مکعبی، سازمان‌های فضایی بزرگ با این تصور که ماهواره‌های کوچک ارزش پروازی پائینی دارند استقبال چندانی به این نوع ماهواره‌ها نشان ندادند. درحالی‌که در حال حاضر سازمان‌های فضایی خود مهم‌ترین واسطه پرتاب ماهواره‌های مکعبی بوده و سهم بسزایی در مأموریت‌های حال حاضر این ماهواره‌ها دارند. با کوچک‌تر شدن محموله‌های فضایی و همچنین با توسعه علوم میکرو / نانو و همچنین پیشرفت مجموعه ماهواره‌های منظومه‌ای، استفاده از پیکو و نانو ماهواره‌ها با استقبال شایانی مواجه شده است و مباحث اقتصادی ساخت، توسعه، پرتاب، نگهداری و جایگزینی ماهواره‌ها، این

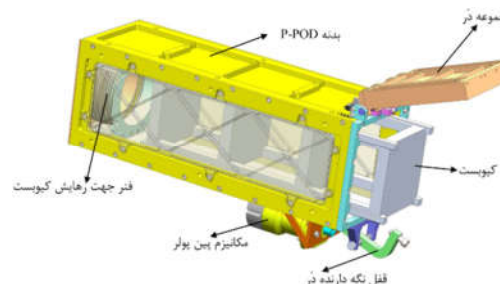
* نویسنده‌گان مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: m.shameli@isrc.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۱۰/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۲/۲۹

امر را بیشتر مطلوب نموده است. کیوبست^۱ها (ماهواره‌های مکعبی) که شکل آن‌ها به صورت مکعب مستطیل یا مربع می‌باشد ابتدا از ابعاد کوچک‌تر (یک واحدی) مورد تحقیق و توسعه قرار گرفتند و با توجه به موفقیت عملکرد و نیاز به محموله‌های بزرگ‌تر، به ابعاد بزرگ‌تر نیز تعمیم داده شدند. کیوبست‌ها در اندازه‌های مختلفی معرفی و ساخته می‌شوند و با مقیاس "U" نشان داده می‌شوند که U۱ رایج‌ترین اندازه است. یک کیوبست U۱ مکعبی با ضلع تقریبی ۱۰ سانتی‌متر است. کیوبست‌های بزرگ‌تر، مانند U۲، U۳، U۶، یا حتی U۲۴، چند برابر اندازه U۱ هستند.

مکانیسم پخش‌کننده مداری پیکو ماهواره (P-POD)^۲ یک سیستم استقرار استاندارد برای کیوبست‌ها است [۴]. P-POD که توسط دانشگاه ایالتی پلی‌تکنیک کالیفرنیا و دانشگاه استنفورد توسعه یافته است، وسیله‌ای مطمئن و مقرون به صرفه برای پرتاب و استقرار کیوبست‌ها در فضا را فراهم می‌کند. سیستم P-POD از یک سازه تشکیل شده است که می‌تواند یک یا چند کیوبست را در خود جای دهد. این سازه به گونه‌ای طراحی شده است که با پرتابگرهای مختلف به عنوان محموله ثانویه سازگار باشد. P-POD در مرحله پرتاب بسته می‌ماند و پس از رسیدن به مدار موردنظر در فضا، درب آن باز می‌شود و به کیوبست‌ها اجازه می‌دهد تا در مدارهای موردنظر خود رها شوند. سیستم P-POD فرآیند یکپارچه‌سازی را ساده کرده و ما را قادر می‌سازد تا چندین کیوبست را با هم در فضا استقرار دهیم [۵]. نمای P-POD به همراه کیوبست در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- نمای مدل مجموعه کیوبست و رها ساز آن

نیروهای مکانیکی وارد بر سازه‌های فضایی به دو دسته استاتیکی و دینامیکی تقسیم می‌شوند. نیروهای استاتیکی ثابت بوده و با گذر زمان تغییر نمی‌کنند، در حالی که نیروهای دینامیکی ماهیت متغیری دارند. این نیروها می‌توانند خارجی یا داخلی باشند و نقش مهمی در طراحی و عملکرد ماهواره‌ها ایفا می‌کنند. نیروهای استاتیکی خارجی شامل نیروهای شبه‌استاتیکی ناشی از شتاب گرانشی یا شتاب یکنواخت حامل پرتابگر است، در حالی که نیروهای استاتیکی داخلی از فرآیند مونتاژ قطعات یا تغییرات دمایی ناشی می‌شوند. نیروهای دینامیکی خارجی مانند نیروی پیش‌ران موتور، فشار صوت، و ارتعاشات زمان پرتاب و حمل‌ونقل، و نیروهای دینامیکی داخلی ناشی از نوسانات داخلی یا تغییر وضعیت، از دیگر عوامل تأثیرگذار هستند. همچنین، ماهواره‌ها در مدار تحت تأثیر نیروهای ترمو-مکانیکی ناشی از چرخه‌های گرمایی و

نیروهای ناشی از مانورهای مداری قرار می‌گیرند. با این حال، نیروهای حین پرتاب و پیش از استقرار در مدار، به دلیل تأثیر قابل توجه بر طراحی سازه و عملکرد ماهواره، از اهمیت ویژه‌ای برخوردارند.

۱-۱- نیروی معادل استاتیکی نیروهای وارده بر ماهواره

از آنجایی که بارگذاری‌های مختلفی بر روی ماهواره در مراحل مختلف ساخت، مونتاژ، حمل‌ونقل و حین پرتاب وجود دارد باید معادل استاتیکی این نیروها تعیین گردد. یکی از روش‌های به دست آوردن نیروهای معادل استاتیکی استفاده از روش آنالیز مودال می‌باشد. به طوری که با استفاده از این روش و مفهوم جرم مؤثر می‌توان مقادیر نیروهای استاتیکی معادل وارد بر هر سازه تحت بارگذاری‌های مختلف ارتعاشی را تعیین نموده و استحکام سازه را تحت این بارگذاری‌ها اعتبارسنجی کرد.

امامی و همکاران به بررسی پاسخ فرکانسی سازه‌های ماهواره‌ای کوچک تحت اثر بارهای ارتعاشی تصادفی ناشی از موتورهای موشک پرداختند. آن‌ها از روش ترکیب مودها برای محاسبه نیروهای شبه استاتیکی که بر پایه معیار ریشه دوم میانگین مربعات پاسخ فرکانسی بنا شده بود استفاده کردند. این روش با استفاده از جرم‌های مؤثر مودال، بار شبه استاتیکی معادل را محاسبه و نمایی کلی از پاسخ سازه در برابر ارتعاشات تصادفی ارائه کردند. یافته‌ها نشان داد که این رویکرد برای طراحی‌های اولیه و ارزیابی‌های سریع مناسب می‌باشد، با این حال در بررسی سازه‌های بزرگ‌تر نیاز به توجه بیشتری به رفتارهای موضعی احساس می‌گردد [۶]. همچنین در تحقیقی دیگر، امامی و همکاران به بررسی اثر نیروهای شبه استاتیکی بر رفتار دینامیکی و استاتیکی سازه ماهواره تحت شرایط پرتاب پرداختند. این نیروها که ناشی از شتاب‌های ناگهانی و ارتعاشات تصادفی در زمان پرتاب بودند، با استفاده از مدل‌های مودال و نرم‌افزارهای تحلیلی شبیه‌سازی گردیدند. نتایج نشان داد که توزیع مناسب جرم مؤثر مودال می‌تواند واکنش‌های ساختاری را به ویژه در برابر بارهای شبه استاتیکی کاهش دهد. با این حال، مدل ماهواره مورد استفاده در این مطالعه ساده بوده و قادر به پوشش دقیق پیچیدگی‌های سازه واقعی ماهواره و اثرات تغییرات ناگهانی شتاب در تمامی جهت‌ها نبود [۷]. حمدی و همکاران به بررسی اثر نیروهای شبه استاتیکی بر سازه ماهواره مایست-۱^۳ طی پرتاب پرداختند. این نیروهای شبه استاتیکی که ناشی از شتاب ثابت و اینرسی اجزای داخلی می‌باشد، موجب تنش‌ها و تغییر شکل‌هایی در سازه می‌شدند که می‌توانست بر موفقیت پرتاب تأثیر بگذارد. آن‌ها با استفاده از تحلیل المان محدود و انجام آزمایش‌های ارتعاشی نشان دادند که این سازه مقاومت لازم را در برابر بارهای شبه استاتیکی داشته و قادر به تحمل نیروهای پرتاب بدون تغییر شکل پلاستیک بوده است. این یافته‌ها برای طراحی ماهواره‌هایی که در برابر شرایط پرتاب مقاوم هستند، از اهمیت ویژه‌ای برخوردار هستند [۸]. قریشی و همکاران بر طراحی و آزمون سازه یک ماهواره مخابراتی با استفاده از روش شبه استاتیکی مطابق با استاندارد ECSS تمرکز کردند. در این رویکرد، شتاب‌های شبه استاتیکی ناشی از پرتاب و شوک‌های وارده به بهره‌گیری از مدل‌سازی المان محدود شبیه‌سازی

³ MYSAT-1

¹ Cubesat

² Poly Picosatellite Orbital Deployer

ارائه‌دهنده پرتاب برسد یا خیر. همچنین در [۱۹] از روش المان محدود برای انجام آنالیز استاتیکی و مودال کیوبست کوفاست^۴ و مقایسه برخی از آلیاژهای آلومینیوم مورد استفاده در سازه ماهواره استفاده شده است. در [۲۰] عملکرد کیوبست ساخته‌شده با مواد کامپوزیتی را با کیوبست تجاری ساخته‌شده از آلیاژ آلومینیوم از طریق آنالیز مودال و شبه استاتیک مقایسه شده است. در [۲۱] آنالیز استاتیکی و مودال و همچنین آنالیز ارتعاش اتفاقی و آسیب خستگی برای تأیید مقاومت ماهواره در محیط پرتاب برای یک کیوبست انجام شده است. در مطالعه دیگر علاوه بر آنالیز مودال و شبه استاتیک، انتقال گرما و تحلیل تنش گرمایی در مدل کیوبست نیز در نظر گرفته شده است [۲۲].

یکی از روش‌های کاربردی دسته‌بندی فرکانس طبیعی‌ها روش جرم مؤثر هست که در طبقه‌بندی مودها بر اساس اهمیت آن‌ها بسیار مفید هست. مفهوم جرم مؤثر که در اوایل دهه‌ی هفتاد قرن بیستم میلادی مطرح شد، مهم‌ترین مسئله در مطالعات دینامیکی مربوط به تحریک پایه و نیروی عکس‌العمل مودال هست. جرم مؤثر مودال کمیتی است که میزان اهمیت یک مود ارتعاشی را هنگامی که سازه ماهواره تحت تأثیر شتاب‌های منتقلی از طریق تحریک پایه قرار می‌گیرد، نشان می‌دهد [۲۳]. جمع اثر مودهای مختلف باعث ایجاد نیروی عکس‌العمل قابل‌ملاحظه‌ای در سازه می‌گردد. صدقاتی و همکارانش ابتدا به شرح مفهوم جرم مؤثر پرداختند و سپس روشی برای استخراج جرم مؤثر از نیروی عکس‌العملی FRF و پردازش داده‌ها با استفاده از نرم‌افزارهای المان محدود ارائه کردند [۲۴]. ازجمله موارد استفاده‌ی مهم جرم مؤثر می‌توان به آزمون ارتعاشات نیروی محدودشده (FLVT) اشاره کرد. این آزمون علاوه بر کنترل شتاب وارده به سازه همچنین مقدار نیروی عکس‌العمل بین سازه مورد آزمون و دستگاه آزمون ارتعاشی را اندازه‌گیری و محدود می‌نماید. ازجمله کارهای علمی در این زمینه را می‌توان به پژوهش ساسی و همکارانش [۲۵] روش‌های مختلف FLVT را باهم مقایسه کرده‌اند که در این روش‌ها مفهوم جرم مؤثر مودال به‌طور مستقیم مؤثر هست. ریچی و همکارانش یک دستگاه آزمون ارتعاشی مجازی کنترلی برای پیش‌بینی و ارتقا عملکرد آزمون ارتعاشات با مدل‌های حلقه‌های کنترلی طراحی نمودند و نتایج کار خود را بر مدل المان محدود یک ماهواره پیاده‌سازی نموده و در این مسیر از مفهوم جرم مؤثر استفاده کردند [۱۱]. صفرآبادی و امامی تأثیر نحوه‌ی توزیع جرم مؤثر مودهای ارتعاشی و رفتار محلی صفحات جانبی و قاب‌های تقویت‌کننده‌ی درب‌های دسترسی محلی یک ماهواره‌ی مکعبی را در طراحی سازه‌ی تحت بارگذاری دینامیکی شبه استاتیک و ارتعاشات اتفاقی حاصل از شرایط محیطی پرتاب را موردبررسی قرار داده‌اند [۲۶]. در این تحقیق نشان داده‌شده است که خصوصیات سطح مقطع قاب تأثیر مهمی در تجمیع و پراکندگی مودهای محلی صفحات و صلبیت سازه در جهت راستای پرتاب و لذا نیروهای روش تحلیلی خواهد داشت. آن‌ها همچنین میزان اعتبار به‌روزرسانی مدل المان محدود سازه‌ی میکرو ماهواره‌ی سفیر را با استفاده از نتایج آزمون ارتعاشات اتفاقی سطح پایین موردبررسی قرار دادند.

شده بودند تا قابلیت تحمل بارهای وارده توسط سازه ماهواره ارزیابی شود. در آزمون‌های شبه استاتیکی، با هدف بررسی پایداری سازه و ارزیابی آسیب‌های احتمالی، شتاب‌های مختلفی در جهت‌های متفاوت اعمال شده بود. یافته‌ها نشان دادند که طراحی سازه بر اساس این استانداردها از استحکام کافی برخوردار بوده و توانسته است ارتعاشات و فشارهای ناشی از پرتاب را تحمل کند [۹].

۲-۱- آنالیز مودال

آنالیز مودال فرآیند تعیین مشخصات دینامیکی ذاتی یک سیستم به فرم فرکانس‌های طبیعی، نیروهای میراگر و شکل مودها و استفاده از آن‌ها در فرمول‌بندی یک مدل ریاضی برای رفتار دینامیکی آن است. آنالیز مودال بر پایه‌ی این واقعیت بناشده است که پاسخ ارتعاشی یک سیستم خطی دینامیکی غیر متغیر با زمان را می‌توان به‌عنوان ترکیب خطی یک سری حرکات هارمونیک ساده به نام مودهای طبیعی بیان نمود. آنالیز مودال نظری بر اساس مدل یک سیستم دینامیکی شامل مشخصات جرم و سفتی و میرایی بنا می‌شود. این مشخصات ممکن است به فرم معادلات با مشتقات جزئی ارائه شوند. پاسخ این معادلات فرکانس طبیعی‌ها و شکل مودهای سیستم موردبررسی و پاسخ آن سیستم به تحریک خارجی است. یک مدل واقعی‌تر، معمولاً شامل مشخصات جرمی، سفتی و میرایی با رعایت موقعیت مکانی و چگونگی توزیع آن‌ها هست که ماتریس‌های جرم و سفتی و میرایی نامیده می‌شوند [۱۰، ۱۱]. در [۱۲] آنالیزهای مودال در ماهواره آموزشی کن-ست^۱ برای ارزیابی پاسخ ساختاری ماهواره انجام گردیده به‌طوری‌که بارهای استاتیکی در ماهواره در نظر گرفته شده است. در [۱۳] آنالیز هارمونیک برای ماهواره ITUpSAT1 ارائه گردید تا مشخص گردد که با شبیه‌سازی می‌توان مشخص کرد که با پرتابگر قطبی^۲ این ماهواره به مدار موردنظر می‌رسد یا نه. در [۱۴] چندین تحلیل برای نانو ماهواره‌ها انجام گردید تا از تحلیل مودال برای یافتن مودهای ارتعاشی و جرم مؤثر استفاده کنند و همچنین از مقادیر جرم مؤثر و مودهای اصلی برای بررسی ارتعاشات هارمونیک استفاده شد. محققان با این داده‌ها خستگی ناشی از ارتعاشات ایجادشده به‌وسیله پرتابگر ماهواره دنیپر^۳ را محاسبه کردند. در نهایت برای رسیدن به اثرات ارتعاش اتفاقی در سازه ماهواره تحلیل طیفی انجام دادند. در [۱۵] پارامتر طراحی آنتن‌های نانو ماهواره UPMSat-2 برای کاهش ارتعاشات در کل سازه مقایسه شده است. در [۱۶] رفتار پارامترهای مختلف در صفحات لانه‌زنبوری مورد استفاده در یک سازه ماهواره‌ای ارزیابی و با آزمایش‌های تجربی مقایسه شده است. در [۵] تنش ناشی از شتاب استاتیکی 10g در کیوبست ارزیابی گردیده است. محققان دیگری، طراحی و آنالیز یک کیوبست و محاسبات تحلیلی برای یافتن بهترین ابعاد ساختاری با توجه به نیازهای ارائه‌دهندگان پرتابگر ماهواره را انجام داده‌اند [۱۷]. در [۱۸] آنالیز المان محدود برای یک کیوبست طراحی‌شده انجام شد که در آن آنالیز سازه با نیروی استاتیکی و آنالیز مودال انجام گردید تا بررسی گردد که آیا کیوبست موردنظر می‌تواند به الزامات ساختاری

¹ CanSat

² Polar Satellite Launch Vehicle

³ Dnepr

⁴ KufaSat

همان گونه که از پیشینه تحقیق مشاهده می‌گردد، استفاده از بارهای شبه استاتیکی در تعیین بارهای واقعی بر سازه‌های مختلف در محیط‌هایی که با ارتعاشات تصادفی، سینوسی و سایر ارتعاشات همراه هستند، به‌ویژه در شرایط پرتاب، رویکردی مؤثر برای انجام تحلیل‌های دقیق‌تر محسوب می‌شود. این بارهای شبه استاتیکی با ایجاد تنش‌ها و تغییر شکل‌های قابل توجه در ساختار ماهواره، امکان شبیه‌سازی دقیق بارگذاری معادل استاتیکی را فراهم می‌کنند. نتایج تحلیل‌ها نشان می‌دهد که با در نظر گرفتن بارهای شبه استاتیکی، تغییر شکل‌های سازه‌ها افزایش می‌یابند به طوری که در برخی نقاط سازه نیاز به بهینه‌سازی حس می‌گردد. اجرای این بهینه‌سازی‌ها، چارچوبی جامع برای طراحی سازه‌های ماهواره‌ای ارائه می‌دهد که به افزایش پایداری و استحکام این سازه‌ها در برابر بارهای سنگین و شرایط سخت ناشی از پرتاب کمک می‌کند.

این مقاله به شرح زیر سازمان‌دهی شده است. در بخش دو به بررسی مفهوم جرم مؤثر پرداخته می‌شود. با استفاده از این مفهوم در بخش سوم به بررسی نیروهای وارده بر سیستم مانند ارتعاشات اتفاقی پرداخته و با استفاده از مفهوم ارائه‌شده در بخش دوم به محاسبه نیروهای شبه استاتیکی پرداخته می‌شود. در بخش چهارم روش آزمایش عملی انجام شده در بر روی کیوبست ساخته‌شده در پژوهشکده رانگرهای فضایی تبریز مورد بررسی قرار می‌گیرد. با توجه به داده‌های اندازه‌گیری شده در آزمایش عملی روش تحلیل المان محدود در بخش پنجم تأیید شده است. حال با استفاده از داده‌های المان محدود در نرم‌افزار ANSYS به بررسی نیروهای شبه استاتیکی وارد شده از ارتعاشات اتفاقی و ارتعاشات فرکانس پایین وارد بر مجموعه کیوبست و P-POD پرداخته می‌شود. در نهایت بدنه سازه P-POD با استفاده از تحلیل‌های المان محدود مناسب سازی می‌گردد. در بخش آخر نیز نتیجه‌گیری ارائه شده است.

۲- جرم مؤثر

در این بخش به بررسی معادلات حاکم بر جرم مؤثر هر سازه دلخواه می‌پردازیم. معادلات حرکت یک سازه‌ی خطی با میرایی لزج که دارای n درجه آزادی هست را می‌توان به فرم زیر بیان کرد:

$$M\ddot{x} + C\dot{x} + Kx = f \quad (1)$$

که تعداد n مود میرا نشده‌ی سازه یک گروه بردارهای خطی مستقل را در n فضا تشکیل می‌دهند؛ بنابراین، هر بردار در این n فضا را می‌توان به‌صورت ترکیب خطی این n بردار بیان نمود. با توجه به این، برای یک تحریک دینامیکی پایه، می‌توان بردار جابجایی x را به‌صورت ترکیب خطی این n مود شامل تعداد مود نرمال پایه ثابت و تعداد r مود جسم صلب نوشت لذا داریم [۲۷]:

$$x = \sum_{i=1}^n \phi_i \delta_i = [\phi \quad \psi] \begin{Bmatrix} \delta \\ \eta \end{Bmatrix} \quad (2)$$

باید توجه شود که گروه درجه آزادی r باید طوری انتخاب شوند که حرکت جسم صلب در تحریک پایه اعمال شود. به‌طور کلی، شش درجه آزادی برای جسم صلب پایه وجود دارند که مربوط سه حرکت جابجایی و سه حرکت چرخشی می‌باشند. ماتریس معرف ماتریس بردارهای ویژه‌ی پایه ثابت هست و Λ برای درجه آزادی پایه (گروه r)

با ماتریس صفرها مشترک شده است، بنابراین می‌توان نوشت:

$$\psi = \begin{Bmatrix} 0 \\ \Lambda \end{Bmatrix} \quad (3)$$

با جایگذاری معادله (۲) در معادله (۱) و ضرب هر دو طرف معادله در $[\phi \quad \psi]^T$ داریم:

$$\begin{bmatrix} \phi^T M \phi & \phi^T M \psi \\ \psi^T M \phi & \psi^T M \psi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\delta} \\ \ddot{\eta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \phi^T C \phi & \phi^T C \psi \\ \psi^T C \phi & \psi^T C \psi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\delta} \\ \dot{\eta} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \phi^T K \phi & \phi^T K \psi \\ \psi^T K \phi & \psi^T K \psi \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \eta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \phi^T f \\ \psi^T f \end{Bmatrix} \quad (4)$$

با استفاده از تعریف مودهای جسم صلب داریم:

$$\begin{bmatrix} K_{rr} & K_{rl} \\ K_{lr} & K_{ll} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \phi_r \\ \phi_l \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5)$$

با حل معادله (۵) برای سطر دوم داریم:

$$\phi_l = -K_{ll}^{-1} K_{lr} \phi_r = D_{lr} \phi_r \quad (6)$$

که

$$D_{lr} = -K_{ll}^{-1} K_{lr} \quad (7)$$

با توجه به معادله (۷)، گروه n تایی بردارهای جسم صلب، ϕ می‌توان نوشت:

$$\phi = \begin{bmatrix} \phi_r \\ \phi_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{rr} \\ D_{lr} \end{bmatrix} \phi_r \quad (8)$$

اساساً، مودهای صلب بردارهای جابجایی هستند که توسط یک واحد جابجایی یکی از درجات آزادی گروه r طوری که بقیه‌ی درجات آزادی گروه r را مقدار صفر دهیم. اکنون، معادله (۸) را در نظر می‌گیریم، مودهای صلب را $\phi^T M \phi$ می‌توان ستون‌های ماتریس تفسیر کرد؛ بنابراین ماتریس اصلی را می‌توان به‌صورت زیر بیان کرد [۲۷]:

$$\phi = \begin{bmatrix} I_{rr} \\ D_{lr} \end{bmatrix} \phi_r \quad (9)$$

حال با توجه به معادله (۵) خواهیم داشت:

$$\phi^T K \phi = 0 \quad (10)$$

همچنین با استفاده از معادلات (۳)، (۷) و (۹) و این فرض که ماتریس میرایی C با ماتریس سفتی متناسب است، می‌توان نشان داد که:

$$\phi^T K \psi = 0; \quad \psi^T K \phi = 0; \quad \phi^T C \phi = 0 \quad (11)$$

$$\phi^T C \psi = 0; \quad \psi^T C \psi = 0$$

همچنین

$$\psi^T M \psi = \begin{bmatrix} 0 & \Lambda^T \\ M_{lr} & M_{ll} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \Lambda \end{bmatrix} = \Lambda^T M_{ll} \Lambda \quad (12)$$

از شرط ماتریس‌های عمود داریم:

$$\Lambda^T M_{ll} \Lambda = \begin{cases} 0, & i \neq j \\ m_{ij}, & i = j \end{cases} \quad (13)$$

بنابراین معادله (۱۲) را می‌توان به فرم زیر نوشت:

$$\psi^T M \psi = m = \begin{bmatrix} \ddots & & 0 \\ & m_{ii} & \\ 0 & & m_{ll} \end{bmatrix} \quad (14)$$

و به‌طور مشابه می‌توان نشان داد که:

$$\bar{\eta}_i = \frac{1}{m_{ii}} \frac{\omega^2 L_i \bar{\delta}}{\omega_{ni}^2 - \omega^2 + j2\xi_i \omega \omega_{ni}} \quad (27)$$

که در آن $(\omega_{ni}/\omega, \xi_i)$ تابع انتقال مود نام است که به فرم زیر تعریف می‌شود:

$$H_i \left(\frac{\omega_{ni}}{\omega}, \xi_i \right) = \frac{1}{\left(\frac{\omega_{ni}}{\omega} \right)^2 - 1 + j2\xi_i \left(\frac{\omega_{ni}}{\omega} \right)} \quad (28)$$

حال ردیف اول معادله (۲۰) را در نظر بگیرید، نیروی واسط را می‌توان به فرم زیر نوشت:

$$\bar{f}_r = -\omega^2 \left(M_0 \bar{\delta} + \sum_{i=1}^n L_i^T \bar{\eta}_i \right) \quad (29)$$

که در آن بردار L_i^T یک بردار ستونی است (ترانوادهی بردار L_i). با جایگذاری معادله (۲۵) در معادله (۲۹) و فرض معادله (۲۸) نتیجه می‌گیریم:

$$\bar{f}_r = -\omega^2 \left(M_0 + \sum_{i=1}^n \frac{L_i^T L_i}{m_{ii}} H_i \right) \bar{\delta} = M^{app} \bar{\delta} \quad (30)$$

که در آن

$$M^{app} = M_0 + \sum_{i=1}^n \frac{L_i^T L_i}{m_{ii}} H_i \quad (31)$$

کمیت M^{app} را جرم آشکار یا ماتریس جرم دینامیکی نامیده می‌شود. معادله (۳۰) یک نتیجه بنیادی است. این درواقع همان فرم قانون نیوتن بین نیروهای عکس‌العملی، جرم آشکار و شتاب پایه است. عبارت $L_i^T L_i / m_{ii}$ در معادله (۳۱) به نام ماتریس جرم مؤثر مود نام شناخته‌شده است و آن را می‌توان به فرم زیر نوشت [۲۷]:

$$M_i^{eff} = \frac{L_i^T L_i}{m_{ii}} \quad (32)$$

که در آن بعد ماتریس $r \times r$ است. جرم مؤثر حساسیت هر مود را نسبت به تحریک پایه یا کوپلینگ فضایی بین هر مود و تحریک را نشان می‌دهد. تابع انتقال فرکانس H_i حساسیت هر مود را نسبت به فرکانس تحریک یا کوپلینگ فرکانس بین مود و تحریک را نشان می‌دهد [۲۸]. به‌طوری‌که هر مود ارتعاشی سازه‌ی تعمیم‌یافته به‌وسیله‌ی یک نوسانگر نمایش داده‌شده است. جرم هر نوسانگر توسط جرم مؤثر یک مود بیان‌شده است. برای هر مود، جرم مؤثر به مانند آن است که نیروی عکس‌العمل آن مود سازه به شتاب پایه‌ی تحریک‌شده با نیروی عکس‌العمل آن نوسانگر برابر است [۲۹].

۳- بارهای اعمال‌شده بر P-POD در هنگام پرتاب

سازه P-POD باید نیروهای استاتیکی و دینامیکی پرتابگر حامل را در حین پرتاب ماهواره و تزریق به مدار نهایی خود تحمل کند. صفحه پایه P-POD از طریق یک رابط به پرتابگر ماهواره متصل می‌شود. در طی حدود ده دقیقه که پرتابگر ماهواره، P-POD را به مدار نهایی خود منتقل می‌کند، سازه P-POD توسط نیروهای استاتیکی و دینامیکی متحمل بارگذاری می‌شود. این نیروها در طراحی سازه P-POD باید در نظر گرفته شوند. موتور پیش‌ران پرتابگر ماهواره نیروی محرکه تقریباً ثابتی را در امتداد محور حرکتی حامل ایجاد می‌کند به‌طوری‌که شتاب با کاهش توده سوخت پرتابگر ماهواره کمی افزایش می‌یابد و با مصرف کامل سوخت به‌طور کامل متوقف می‌شود. پرتابگر ماهواره P-POD

$$\psi^T K \psi = K = \begin{bmatrix} \ddots & & 0 \\ & k_{ii} & \\ 0 & & k_{ll} \end{bmatrix} \quad (15)$$

و

$$\psi^T C \psi = m = \begin{bmatrix} \ddots & & 0 \\ & C_{ii} & \\ 0 & & C_{ll} \end{bmatrix} \quad (16)$$

ضرب داخلی $\psi^T M \psi$ در معادله (۴) ماتریس جرم جسم صلب یعنی M_0 را ایجاد می‌کند که به فرم زیر است:

$$M_0 = \psi^T M \psi \quad (17)$$

با فرض اینکه تنها تحریک حرکت پایه است، خواهیم داشت:

$$\psi^T f = \begin{bmatrix} 0 & \Lambda^T \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} f_r \\ 0 \end{Bmatrix} = 0 \quad (18)$$

$$\phi^T f = \begin{bmatrix} I_\pi & D_{lr}^T \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} f_r \\ 0 \end{Bmatrix} = f_r$$

درنهایت، با تعریف ماتریس مشارکت جرم مودال، L ، داریم:

$$L = \psi^T M \phi \quad (19)$$

و با جایگذاری معادلات (۱۰) و (۱۱) و معادلات (۱۴) تا (۱۹) در معادله (۴) داریم [۲۷]:

$$\begin{bmatrix} M_0 & L^T \\ L & m \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \eta \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & c \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \eta \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & k \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta \\ \eta \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} f_r \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (20)$$

حال به بررسی پاسخ شتاب به تحریک پایه می‌پردازیم. با فرض تحریک پایه، δ ، مجهولات در معادله (۲۰) تعداد n بردار مختصات مود نرمال تعمیم‌یافته، η و تعداد r بردار نیروی واسط، f_r ، می‌باشند. با فرض حرکت پایه‌ی هارمونیک داریم:

$$\delta = \bar{\delta} e^{j\omega t}, \quad \eta = \bar{\eta} e^{j\omega t}, \quad f_r = \bar{f}_r e^{j\omega t} \quad (21)$$

با جایگذاری معادله (۲۱) در معادله (۲۰) داریم [۲۷]:

$$\left(-\omega^2 \begin{bmatrix} M_0 & L^T \\ L & m \end{bmatrix} + j\omega \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & k \end{bmatrix} \right) \begin{Bmatrix} \bar{\delta} \\ \bar{\eta} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \bar{f}_r \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (22)$$

که در آن $\bar{\eta}$ و $\bar{f}$ حرکت حرکت پایه و دامنه‌های پاسخ مختلط هستند. لذا از ردیف دوم معادله (۲۲) داریم:

$$-\omega^2 L \bar{\delta} + (-\omega^2 m + j\omega c + k) \bar{\eta} = 0 \quad (23)$$

ردیف i ام معادله (۲۳) به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

$$-\omega^2 L_i \bar{\delta} + (-\omega^2 m_{ii} + j\omega c_{ii} + k_{ii}) \bar{\eta}_i = 0 \quad (24)$$

که در آن بردار L_i ردیف نام ماتریس L است. از معادله (۲۳) پاسخ مود نام به‌صورت زیر خواهد بود:

$$\bar{\eta}_i = \frac{1}{m_{ii}} \frac{\omega^2 L_i \bar{\delta}}{\omega_{ni}^2 - \omega^2 + j2\xi_i \omega \omega_{ni}} \quad (25)$$

که در آن نامین فرکانس طبیعی مودال، ω_{ni} و ضریب میرایی، ξ_i ، به شکل زیر تعریف می‌شوند:

$$\omega_{ni}^2 = \sqrt{\frac{k_{ii}}{m_{ii}}} \quad (26)$$

معادله (۲۵) جابجایی مودال را به حرکت جابجایی پایه ربط می‌دهد. بازنویسی معادله (۲۵) در فرم شتاب به‌صورت زیر خواهد بود:

معمولاً از نوع چند مرحله‌ای هستند؛ بنابراین، فرآیند فوق ممکن است شتاب تقریباً ثابتی را به P-POD القا کند. سازندگان P-POD معمولاً مقادیر شتاب را به صورت مضربی از شتاب گرانشی (نیروهای شبه استاتیکی) در سه جهت اصلی (یک جهت در امتداد جهت پرتاب و دو جهت عمود بر جهت پرتاب) ارائه می‌کنند. این مقادیر شتاب اساساً پدیده اینرسی را نشان می‌دهد که به تمام اجزای P-POD به شکل نیروهای اینرسی اعمال می‌شود [۳۰]. جدول ۱ نیروهای شبه استاتیک را بر اساس اطلاعات گزارش شده در سیستم‌های پرتاب کاسموس^۱ معرفی می‌کند [۳۱].

جدول ۱- بار شبه استاتیکی کاسموس		
وسیله نقلیه پرتاب	در راستای حرکت	در راستای جانبی
کاسموس	۶/۸g	۱/۶g

انتخاب ماهواره بر کاسموس به دلیل داشتن مستندات دقیق و جامع در خصوص بارهای وارد در طول فرایند پرتاب، به‌ویژه بارهای شبه استاتیکی و دینامیکی، انجام شده است. این مستندات شامل اطلاعات کامل در مورد شتاب‌های شبه استاتیکی است که به صورت مضربی از شتاب گرانشی و در یک جهت محوری (مسیر پرتاب) و دو جهت جانبی بیان می‌شوند. این داده‌ها برای طراحی و تحلیل سازه ماهواره و زیرسیستم‌های آن ضروری هستند و امکان مدل‌سازی دقیق نیروهای وارد را فراهم می‌کنند تا از مقاومت سازه اطمینان حاصل شود. افزون بر این، مستندات کاسموس شامل اطلاعات جامعی از ارتعاشات تصادفی و بارهای سینوسی با فرکانس پایین است که به دلیل تأثیر ارتعاشات و نیروهای گذرا در طول پرتاب، اهمیت ویژه‌ای دارند. ترکیب این بارهای شبه استاتیکی و ارتعاشی، منجر به ایجاد بارهای ترکیبی پیچیده‌ای می‌شود که در طراحی سازه و تحلیل‌های دینامیکی باید در نظر گرفته شوند. دسترسی به داده‌های دقیق در خصوص دامنه و فرکانس ارتعاشات، امکان انجام تحلیل‌های مودال و استاتیکی دقیق و محاسبه صحیح بارهای معادل استاتیکی را فراهم می‌آورد. این ویژگی‌ها در کنار اطلاعات جامع ارتعاشی و نیرویی، به بهینه‌سازی طراحی سازه و تضمین عملکرد مطمئن در مراحل مختلف پرتاب کمک می‌کند؛ بنابراین، ماهواره بر کاسموس به دلیل شفافیت و دسترسی به داده‌های دقیق، گزینه‌ای مطلوب برای تحلیل و تحمل بارهای وارد بر ماهواره و مکانیزم رهاسازی آن به شمار می‌آید [۳۲]. لذا محققان پژوهشکده رانشگرهای فضایی تبریز از پرتابگر کاسموس به عنوان مبنایی برای آزمایش‌های زمینی زیر سیستم‌های ماهواره‌ای استفاده می‌کنند. جدول ۲ سطح ارتعاشات سینوسی را برای پرتابگر ماهواره کاسموس نشان می‌دهد [۳۱].

جدول ۲- بارگذاری سینوسی فرکانس پایین برای کاسموس				
باند فرکانسی (Hz)	۵-۲۰	۲۰-۴۰	۴۰-۶۵	۶۵-۱۰۰
دامنه (g)	۰/۵	۰/۷	۱	۱/۷

یکی دیگر از منابع نیروی اعمال شده بر روی سازه P-POD در طول فرایند پرتاب، ارتعاشات اتفاقی ناشی از موتور پرتابگر و قطعات و اجزای

مرتبط با آن است. در هنگام برخاست، علت اصلی این ارتعاشات اتفاقی، نیروهای صوتی ناشی از صدای موتور است. علاوه بر این عامل، ارتعاشات اتفاقی توسط نیروهای آئروپنایمیک ناشی از سرعت مافوق صوت به دست آمده توسط پرتابگر ماهواره ایجاد می‌شود. ترکیبی از این ارتعاشات از طریق ساختار پرتابگر ماهواره به P-POD منتقل می‌شود [۳۰]. نیروهای حاصل از پدیده تصادفی را نمی‌توان به صورت مضربی از شتاب گرانشی بیان کرد. سه متغیری که به توصیف ارتعاشات اتفاقی کمک می‌کنند عبارتند از نوع توزیع، محتوای فرکانس و بزرگی این ارتعاشات است. به‌طور کلی فرض بر این است که پدیده تصادفی دارای توزیع گاوسی است و به این ترتیب نوع توزیع شدت در زمان تعریف می‌شود. برای بیان محتوای فرکانس، از چگالی طیفی توان استفاده می‌شود (برای این کاربرد خاص، اصطلاح شتاب انتخاب بهتری است). چگالی طیفی شتاب (ASD) در فرکانس f ، شتاب میانگین مربع در یک باند فرکانسی انتخابی (که مرکز آن f است) تقسیم بر پهنای باند است. معمولاً PSD در واحدهای g^2 / Hz بیان می‌شود که g شتاب گرانش زمین در سطح دریا است [۳۳]. نیروهای ارتعاشی تصادفی پرتابگر ماهواره کاسموس [۳۱] در

جدول ۱۳ ارائه شده است.

نیروهای اصلی ناشی از شرایط پرتاب در دو گروه فوق قرار می‌گیرند. ساختار P-POD با توجه به شرایط فوق، نیروهای اینرسی فعال ناشی از شتاب‌های ارسالی از صفحه پایه P-POD را تحمل خواهد کرد. تنش‌های محاسبه شده در بدترین شرایط بارگذاری با نقطه تسلیم و استحکام کششی برای تعیین عوامل ایمنی مقایسه می‌شود. یک محیط آکوستیک ناشی از عملکرد موتور مرحله یک و نویز لایه مرزی وجود دارد. این نیروها در این تحقیق در مقایسه با مقدار نیروهای دیگر ذکر شده و ابعاد کوچک P-POD نادیده گرفته شده است. در مرحله آزمایش صلاحیت اولیه و قبل از پرتاب نیز برخی از نیروهای ذکر شده بر روی P-POD اعمال می‌شود. یکی از آن‌ها نیروهای ارتعاشات سینوسی برای آزمایش صلاحیت اولیه است که با نیروهای ارتعاشات سینوسی اعلام شده توسط سازندگان وسایل نقلیه پرتاب برابر است. بار آزمایشی دیگر، نیروهای ارتعاش اتفاقی برای آزمایش صلاحیت اولیه است که سطح آن ۳ دسی‌بل بالاتر از نیروهای ارتعاش اتفاقی اعلام شده توسط سازندگان پرتابگر ماهواره است.

جدول ۳- چگالی طیفی شتاب ارتعاش اتفاقی کاسموس

فرکانس (Hz)	PSD (g^2 / Hz)
۵۰-۲۰	۰/۰۰۴-۰/۰۱
۱۲۵-۵۰	۰/۰۱۰-۰/۱۱
۱۳۵-۱۲۵	۰/۱۱
۱۴۵-۱۳۵	۰/۱۱-۰/۰۸
۲۰۰-۱۴۵	۰/۰۸
۲۰۰-۲۰۰	۰/۰۸-۰/۰۱۶

با توجه به مطالب فوق نیروهای شبه استاتیکی ماهواره‌ی نمونه در جهت محوری به صورت زیر به دست می‌آید:

$$QSL_a = S_F \sqrt{(g_{a_z})^2 + (g_{l_x})^2 + (g_{l_y})^2} \quad (33)$$

که با در نظر گرفتن $S_F = 1.3$ مقدار $QSL_a = 9.3g$ خواهد بود.

^۱ Cosmos

همچنین در جهت جانی به صورت زیر است:

$$Q_{SL-L} = Q_{SL-a} \sin \alpha \quad (34)$$

و همچنین مقدار $Q_{SL-L} = 4.9g$ خواهد بود.

۳-۱- نیروی شبه استاتیکی معادل ناشی از ارتعاشات اتفاقی

برای سیستم n درجه آزادی با استفاده از معادلات ارائه شده در دستگاه مختصات نرمال، در صورت تحریک پایه، نیروهای وارده بر حسب موده‌های نرمال و جرم‌های مؤثر قابل بیان است [۲۹].

$$n_i = \sqrt{\frac{\pi}{2}} f_i Q \omega_i \quad (35)$$

که f_i و ω_i به ترتیب فرکانس طبیعی و مقدار PSD در مود نام و Q ضریب تقویت هست به طوری که

$$Q = \frac{1}{2\xi} \quad (36)$$

مقدار ξ که همان ضریب میرایی هست و برای سازه‌های فلزی مقدار آن از ۰/۲ تا ۰/۵ متغیر است که در این مقاله مقدار ۰/۵ را لحاظ می‌نماییم. مقدار پارامتر P_i برای هر یک از موده‌های انتخاب شده از رابطه:

$$P_i = n_i g m_{eff_i} \quad (37)$$

محاسبه شده است که در این رابطه m_{eff_i} جرم مؤثر به دست آمده از مود نام و g مقدار شتاب جاذبه زمین است. لذا مقدار ضریب بار شتاب با اعمال ضریب ۳ بر اساس نتایج آماری و عدم قطعیت در معادل سازی استاتیکی از رابطه

$$RVL = \frac{3\sqrt{\sum P_i^2}}{g \sum m_{eff,i}} \quad (38)$$

به دست می‌آید که RVL در این معادله نیروی شبه استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی هست.

۴-۱- نیروی شبه استاتیکی ناشی از ارتعاشات فرکانس پایین

برآیند نیروهای استاتیکی معادل ناشی از ارتعاشات هارمونیک سینوسی از رابطه زیر به دست می‌آید.

$$Q_{Ssin} = g_{input} Q_{SF} \quad (39)$$

که در این رابطه Q_{Ssin} مقدار متناظر با فرکانس اول ماهواره است. همچنین Q میزان ضریب تقویت که به علت عدم انجام آزمایش مطابق استانداردهای موجود ۱۰ فرض می‌شود و S_F نشان دهنده‌ی ضریب اطمینان است که مطابق با آیین‌نامه پرتابگر حامل معمولاً ۱/۳ فرض می‌شود [۳۳].

۴- طراحی سازه و آزمایش

به منظور به دست آوردن نیروها در ابتدا به بررسی نحوه انجام آزمایش می‌پردازیم. نحوه قرارگیری مجموعه کیبوست به همراه P-POD بر روی بستر آزمون در شکل ۲ نشان داده شده است. میز لرزه مورد استفاده در پژوهشگاه فضایی ایران به همراه مجموعه کیبوست و P-POD در شکل ۲ نشان داده شده است. این میز از نوع i260/SA7M/HT10 (HT6) می باشد. چیدمان دقیق حسگرها در

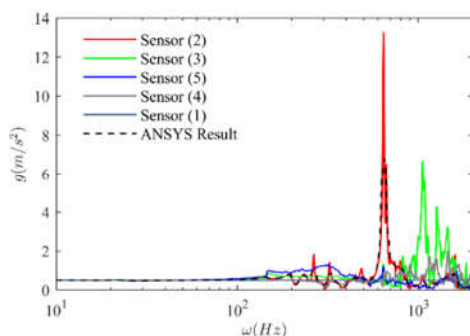
آزمون‌های ارتعاشی برای دستیابی به داده‌های معتبر و تحلیل دقیق رفتار دینامیکی سازه اهمیت دارد. انتخاب محل‌های نصب حسگرها باید به گونه‌ای باشد که نقاط با حداکثر ارتعاش و تغییر شکل مانند اتصالات، مراکز جرم و نواحی دور از تکیه‌گاه‌ها را پوشش دهد. این چیدمان امکان ثبت اطلاعات دقیق از نواحی مهم را فراهم کرده و تحلیل‌های تنش‌ها و تغییر شکل‌های بحرانی را بهبود می‌بخشد. توزیع حسگرها باید پوشش تمامی مدهای ارتعاشی را تضمین کند تا بتوان فرکانس‌های طبیعی و الگوهای حرکت سازه را شناسایی و بررسی کرد. شکل ۲ موقعیت قرارگیری حسگرهای شتاب سنج را نسبت به مجموعه کیبوست و P-POD نشان می‌دهد که به ترتیب (۱) شتاب سنج نصب شده بر روی فیکسچر به منظور کنترل صحت ارتعاشات وارد شده، (۲) شتاب سنج نصب شده بر روی مکانیزم رهایش، (۳) شتاب سنج نصب شده بر روی در مجموعه P-POD، (۴) شتاب سنج نصب شده بر روی بدنه P-POD، (۵) شتاب سنج نصب شده بر روی بدنه کیبوست می‌باشد. مدل شتاب سنج سه جهت از نوع ۳۵۶A۱۶ می باشد که مشخصات آن در جدول ۴ ارائه شده است.

جدول ۴- مشخصات عملکردی حسگر شتاب سنج

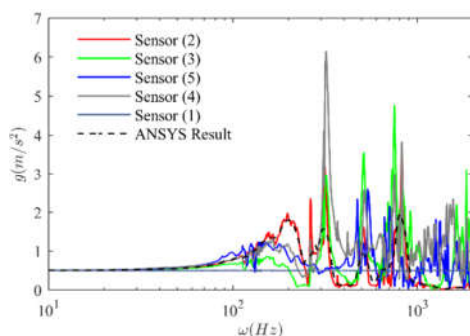
حسگر	پارامتر عملکردی	مقادیر
	حساسیت	100mV/g
حسگر شتاب سنج سه جهت ۳۵۶A۱۶	پاسخ فرکانسی	0.3~6Hz
	محدوده	±50gpk
	حساسیت جانی	< 5%

این شتاب سنج‌ها از طریق کابل به سیستم جمع‌آوری اطلاعات متصل می‌شوند. سیستم جمع‌آوری و ثبت اطلاعات ارتعاشی به کار گرفته شده در این آزمایش از نوع ۲۴ بیتی با ۱۲ کانال مستقل بوده و امکان برداشت ۲۰۰ نمونه با قدرت تفکیک بالا در ثانیه دارا می‌باشد.

پس از نصب شتاب سنج‌ها در جهات نشان داده شده و آماده سازی دستگاه لرزاننده، آزمایش ارتعاش اجباری بر مبنای محدودیت نیرویی سیستم تحریک انجام گرفت. انجام آزمایش به طریق جاروی فرکانسی در محدوده فرکانسی ۰ تا ۲۰۰۰ هرتز با افزایش پلکانی ۰/۰۲۶ هرتز در این مقاله صورت پذیرفت. آزمایش در سه جهت اصلی x ، y و z انجام گرفته است. اطلاعات حاصل از انجام آزمایش در سیستم ثبت اطلاعات مربوطه ذخیره شده و پس از اعمال ضرایب کالیبراسیون هر شتاب سنج به شتاب نگاشت شده حاصله از آن و استفاده از فیلترهای لازم برای حذف نویز و اصلاحات مرتبط با آن، اطلاعات پالایش یافته برای تحلیل نتایج مورد استفاده قرار داده شده است. به منظور این که مجموعه کیبوست و P-POD از طریق روش المان محدود و نرم افزارهای تجاری مورد بررسی قرار گیرد، سازه مورد نظر به صورت شکل ۳ شبیه سازی شده است. در اشکال ۴ تا ۶ نمونه هایی از داده‌های به دست آمده از انجام آزمایش برای حالت‌های مختلف تحریک در راس‌های مختلف نشان داده شده است. با توجه به این اشکال می‌توان مشاهده کرد که روش المان محدود انجام شده توسط نرم افزار ANSYS دارای مطابقت خوبی با داده‌های آزمون انجام شده با استفاده لرزاننده می‌باشد. لذا در ادامه با استفاده از تحلیل المان محدود انجام شده در نرم افزار ANSYS نیروهای شبه استاتیکی وارد بر مجموعه خواهیم



شکل ۵- شتاب ثبت شده مجموعه کیبوست به همراه P-POD در راستای محور x و نتایج المان محدود



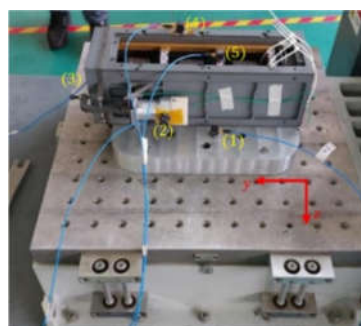
شکل ۶- شتاب ثبت شده مجموعه کیبوست به همراه P-POD در راستای محور x و نتایج المان محدود

۵-نتایج

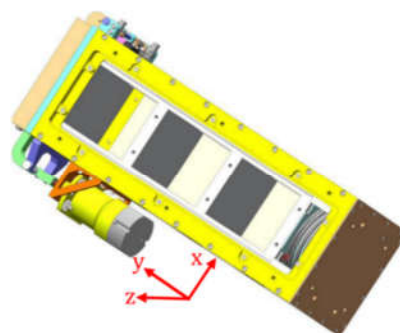
بارهای شبه استاتیکی ترکیبی شامل ارتعاشات اتفاقی و سینوسی فرکانس پایین، به دلیل افزایش بارهای معادل استاتیکی ارتباط مستقیمی با استحکام سازه دارند. این مسئله به ویژه به دلیل نزدیکی فرکانسهای ارتعاشات سینوسی با فرکانسهای طبیعی سازه، تشدید بارهای استاتیکی را موجب می شود. بر اساس آنالیز مودال، در این مقاله ابتدا، مودهای مؤثر مودال و جرمهای مربوط به آنها به دست می آید. نتایج به دست آمده از تحلیل های عددی با داده های تجربی به دست آمده از آزمون های میز لرزه مقایسه شدند تا دقت شبیه سازی المان محدود تأیید شود. جدول ۵ مودهای مؤثر، جهت آنها و جرمهای مؤثر مرتبط را که از تحلیل های مودال به دست آمده است، نشان می دهد. بیشتر مودهای مؤثر در جهت محوری پرتاب اتفاق می افتد. باین حال، مودهای جانبی نیز که تأثیر کمتری دارند، همچنان باید در تحلیل های جامع مورد توجه قرار گیرند. جداول ۶ و ۷ ضریب بار استاتیکی معادل به عنوان ضریبی از شتاب گرانشی g را به ترتیب ناشی از ترکیب بار شبه استاتیک با ارتعاشات اتفاقی و بارهای سینوسی فرکانس پایین نشان می دهد. همان طور که در جدول ۶ نشان داده شده است، حداکثر مقدار شتاب محوری ترکیبی برابر با $34g$ رخ می دهد، در حالی که دامنه شبه استاتیک پرتابگر کاسموس در جهت پرتاب $6/8g$ است. علاوه بر این، مقدار بارهای معادل جانبی در اثر ارتعاشات سینوسی $27g$ است که می باشد، در حالی که دامنه متناظر جانبی برای پرتابگر کاسموس برابر با $1/6g$ گزارش شده است. نتایج بیانگر این است که توزیع جرم مؤثر مودال باعث تغییر ۴ برابری در نیروی شبه استاتیکی با در نظر گرفتن

پرداخت.

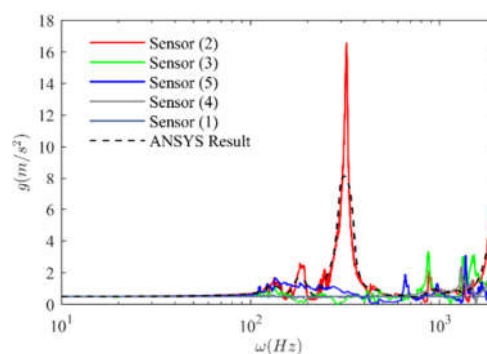
به منظور معادل سازی نیروهای دینامیکی پرتابگر حامل، از ترکیب رژیم های مختلف بارگذاری هنگام پرتاب به منظور محاسبه نیروی معادل استاتیکی در نظر گرفته شده است. برای وارد شدن به بحث محاسبه ی نیروهای معادل استاتیکی، ابتدا مدل المان محدود یک کیبوست به همراه P-POD ساخته شد و تحلیل مودال به منظور استخراج فرکانسهای طبیعی و مودهای مؤثر ارتعاشی از طریق نرم افزار المان محدود ANSYS برای سازه ی ماهواره و کل ماهواره با در نظرگیری تمام زیرسیستم ها به دست آمد و نتایج به صورت شکل مودهای ارتعاشی و منحنی جرم مؤثر ارائه شده است.



شکل ۲- مجموعه کیبوست به همراه P-POD در بستر تست ارتعاش



شکل ۳- شبیه سازی مجموعه کیبوست به همراه P-POD



شکل ۴- شتاب ثبت شده مجموعه کیبوست به همراه P-POD در راستای محور x و نتایج المان محدود

جدول ۷- بار استاتیکی معادل ناشی از ترکیب بارهای ارتعاشی شبه

استاتیکی و سینوسی فرکانس پایین ضربی g			
حالت بارگذاری	جهت جانبی (X)	جهت جانبی (Z)	جهت محوری (Y)
۲۵-۳۲	۴/۹	۴/۹	۳۱/۵
۳۳-۴۰	۲۷	۴/۹	۹/۳
۴۱-۴۸	۴/۹	۲۷	۹/۳

یافته‌های این پژوهش نشان می‌دهد که مؤلفه‌های تقویتی سازه، توزیع جرم مؤثر را در فرکانس‌های مختلف تغییر می‌دهند که این امر بر شدت بارهای تحمیل‌شده به ساختار تأثیرگذار است. در این تحقیق، لزوم حفظ یکپارچگی ساختاری P-POD در شرایط بارگذاری شدید ناشی از پرتاب به‌عنوان مسئله‌ای اساسی مورد توجه قرار گرفته است. باید توجه داشته باشیم که در این مقاله فقط ساختار بدنه P-POD مورد بررسی قرار گرفته است و مجموعه بدون همه زیر سیستم‌ها می‌باشد. به طوریکه فرکانس‌های طبیعی ارائه شده در جدول ۵ تنها مربوط به تحلیل ساختار بدنه P-POD است. چیدمان زیرسیستم‌ها و حضور آن‌ها در ساختار کیوبست می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر فرکانس‌های طبیعی سازه داشته باشد. افزودن زیرسیستم‌ها به ماهواره، به دلیل افزایش جرم و تغییر توزیع جرم، موجب کاهش فرکانس‌های طبیعی می‌شود. این تغییرات می‌تواند به کاهش سختی کلی سازه و تغییر مشخصات دینامیکی آن منجر شود. همچنین افزودن این اجزا می‌تواند موجب تغییر مودهای ارتعاشی گردد. این کاهش اهمیت ویژه‌ای در طراحی دارد، چرا که فرکانس‌های طبیعی سازه باید به گونه‌ای باشند که از تشدید با فرکانس‌های ارتعاشات ورودی در زمان پرتاب جلوگیری کنند.

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله، بارهای استاتیکی معادل ناشی از ترکیب بارهای شبه استاتیکی و دینامیکی در حین پرتاب بر اساس نتایج تحلیل مودال پیش‌بینی شده است. ابتدا بارهای اعمال‌شده به ماهواره شرح داده شده است. پرتابگر ماهواره کاسموس برای این مطالعه در نظر گرفته شده و بارهای شبه استاتیکی و دینامیکی آن طبق دفترچه راهنمای آن معرفی شده است. در بخش بعدی، فلسفه ترکیب بارها ارائه گردیده است.

به منظور محاسبه جرم مؤثر از آنالیز المان محدود استفاده شده است. باین‌حال به منظور تأیید روش آنالیز المان محدود از داده‌های آزمون میز لرزه استفاده شده است به طوری که برای این منظور ابتدا مجموعه کیوبست به همراه P-POD توسط میز لرزه تحت آنالیز مودال قرار گرفته و با استفاده از آنالیز المان محدود نتایج فرکانس‌های طبیعی به‌دست‌آمده از آزمون صحت سنجی شدند. در نهایت از مدل المان محدود ماهواره به منظور محاسبه جرم مؤثر استفاده شده است. بر اساس رویه مذکور و با ترکیب نتایج تحلیل مودال و بارهای پرتابگر ماهواره کاسموس، بارهای استاتیکی معادل در حین پرتاب به دست می‌آید. نتایج نشان‌دهنده نقش مهم ارتعاشات اتفاقی و فرکانس پایین است که در حین پرتاب به بارهای شبه استاتیک اضافه می‌شوند. بزرگی بارهای استاتیکی معادل (که ناشی از ترکیب بار شبه استاتیک با بارهای

ارتعاشات تصادفی در جهت محوری و تقریباً ۱۶ برابری با در نظر گرفتن ارتعاشات سینوسی فرکانس پایین در جهت جانبی شده است. این نتایج برای طراحی بهینه ساختار ماهواره‌ای با توجه به بارهای مختلف پرتاب بسیار کاربردی است.

در نهایت، این نتایج نشان داد که ترکیب بارهای شبه استاتیکی با ارتعاشات سینوسی فرکانس پایین و اتفاقی به‌طور مستقیم بر رفتار دینامیکی P-POD اثرگذار است. این تحقیق تأکید می‌کند که برای دستیابی به طراحی مقاوم و بهینه‌سازی شده سازه‌های فضایی، تحلیل ترکیب بارهای شبه استاتیکی و دینامیکی با در نظر گرفتن اثرات مودهای مختلف و جرم مؤثر آن‌ها ضروری است تا بتوان از خرابی‌های احتمالی در شرایط سخت پرتاب جلوگیری کرد. به طوری که در طراحی بدنه P-POD در پژوهشکده و به استناد به داده‌های و نتایج این مقاله، به بهینه‌سازی بدنه سازه پرداخته شده است. با استفاده از این نتایج میزان بیشینه تغییر شکل، تنش فون مایز و ضریب اطمینان بدنه سازه P-POD مورد بررسی قرار گرفته و بعد از ۶ بار تغییر در ساختار به بدنه مناسب دست‌یافته شده است.

جدول ۵- مودهای مؤثر، جهت و جرم‌های مؤثر مرتبط

شماره مود	فرکانس (Hz)	جرم مؤثر (%)		
		جهت جانبی (X)	جهت جانبی (Z)	جهت محوری (Y)
۱	۱۸۲	۲۷٪	۱٪	۱٪
۲	۱۹۸	۱٪	۱۸٪	۱٪
۳	۲۶۴	۱٪	۱۸٪	۲۷٪
۴	۳۱۳	۱٪	۲۰٪	۱٪
۵	۳۲۱	۲۳٪	۱٪	۱٪
۶	۳۲۲	۱٪	۱۱٪	۱٪
۷	۵۰۵	۱٪	۳٪	۱٪
۸	۵۱۳	۱۱٪	۶٪	۱٪
۹	۶۴۳	۱٪	۱٪	۱۳٪
۱۰	۷۵۱	۱٪	۲٪	۱٪
۱۱	۸۲۵	۱٪	۱٪	۷٪
۱۲	۸۷۳	۸٪	۱٪	۱٪
۱۳	۸۸۷	۷٪	۱٪	۱٪
۱۴	۹۱۷	۱٪	۳٪	۱٪
۱۵	۱۰۵۸	۱٪	۱٪	۳٪
۱۶	۱۱۶۱	۱٪	۱٪	۱۹٪
۱۷	۱۲۶۱	۱٪	۱٪	۱۶٪
۱۸	۱۲۹۸	۳٪	۱٪	۱٪

جدول ۶- بار استاتیکی معادل ناشی از ترکیب بارهای ارتعاشی شبه

استاتیکی و تصادفی ضربی g			
حالت بارگذاری	جهت جانبی (X)	جهت جانبی (Z)	جهت محوری (Y)
۱-۸	۴/۹	۴/۹	۳۴
۹-۱۶	۲۸	۴/۹	۹/۳
۱۷-۲۴	۴/۹	۱۴	۹/۳

- [14] Abdelal GF, Abuefoutouh N, Hamdy A. Mechanical fatigue and spectrum analysis of small-satellite structure. *International Journal of Mechanics and Materials in Design*. 2008; 4: 265-278.
- [15] Garcia Perez A, Chimenon Manguan M, Sanz Andres AP, Alonso Rodrigo G. Numerical results of modal coupling in the UPMsSat-2 structure. 2019.
- [16] Boudjemai A, Amri R, Mankour A, Salem H, Bouanane MH, Boutchicha D. Modal analysis and testing of hexagonal honeycomb plates used for satellite structural design. *Materials & Design*. 2012; 35: 266-275.
- [17] Chiranjeeve HR, Kalaichelvan K, Rajadurai A. Design and vibration analysis of a 2U CubeSat structure using AA-6061 for AUNSAT-II. *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*. 2014; 1: 61.
- [18] Bürger EE, Loureiro G, Bohrer RG, Costa LL, Hoffmann CT, Zambrano DH, Jaenisch GP. Development and analysis of a Brazilian CubeSat structure. *Proceedings of the 22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM)*. 2013.
- [19] Al-Maliky FT, AlBermani MJ. Structural analysis of KufaSat using Ansys program. *Artificial Satellites*. 2018; 53(1): 29-35.
- [20] Ampatzoglou A, Baltopoulos A, Kotzakolios A, Kostopoulos V. Qualification of composite structure for cubesat picosatellites as a demonstration for small satellite elements. *International Journal of Aeronautical Science & Aerospace Research (IJASAR)*. 2014; 1(1): 1-10.
- [21] Barsoum GI, Ibrahim HH, Fawzy MA. Static and random vibration analyses of a university CubeSat project. *Journal of Physics*. 2019; 1264(1): 012019.
- [22] Güvenç C, Topcu B, Tola C. Mechanical design and finite element analysis of a 3 unit cubesat structure. *Machines. Technologies. Materials*. 2018; 12(5): 193-196.
- [23] Soucy Y, Dharanipathi V, Sedaghati R. Comparison of methods for force limited vibration testing, in 2005 Conference & Exposition on Structural Dynamics (IMAC XXIII), Orlando, USA. 2005. p. 95-110.
- [24] Fitzpatrick K, McNeill SI. Methods to specify random vibration acceleration environments that comply with force limit specifications. *IMAC-XXV: conference & exposition on structural dynamics-smart structures and transducers*. 2007. Citeseer.
- [25] Ricci S, Peeters B, Fetter R, Boland D, Debille J. Virtual shaker testing for predicting and improving vibration test performance. *Proc. IMAC*. 2009.
- [26] Bamford R, Gayman W, Wada B. Equivalent spring-mass system for normal modes. 1971.
- [27] Fu Z-F, He J. *Modal analysis*. 2001: Elsevier.
- [28] Rocken C, Ying-Hwa K, Schreiner WS, Hunt D, Sokolovskiy S, McCormick C. COSMIC system description. *Terrestrial Atmospheric and Oceanic Sciences*. 2000; 11(1): 21-52.
- [29] Plessier JY, Rochus P, Defise JM. Effective modal masses. 5ème Congrès National de Mécanique Théorique et Appliquée. 2000.
- [30] Larson WJ, Wertz JR. *Space mission analysis and design*. (No Title). 1999.
- [31] System CL. *Payload User's Manual 2.1*. 1999.
- [32] Aborehab A, Kassem M, Nemnem A, Kamel M, Kamel H. Configuration design and modeling of an efficient small satellite structure. *Engineering Solid Mechanics*. 2020; 8(1): 7-20.
- [33] Sarafin TP, Larson WJ. *Spacecraft structures and mechanisms: from concept to launch*. 1995.

تصادفی، سینوسی و ارتعاشات است) عمدتاً به رفتار دینامیکی ماهواره بستگی دارد. علاوه بر این، هنگامی که دو پرتابگر مختلف در نظر گرفته می شود، بار استاتیک معادل برای پرتابگر ماهواره با بار شبه استاتیک کمتر می تواند بیشتر باشد. در نتیجه، برای انجام آنالیز مقاومت برای سازه ماهواره، به جای بارهای شبه استاتیک، باید بارهای ترکیبی معادل در نظر گرفته شود. بی توجهی به این واقعیت منجر به طراحی نامشخص ماهواره و در نتیجه خرابی مکانیکی آن می شود. به این ترتیب، ویژگی های مودال ماهواره تأثیر مهمی بر مقادیر بار ترکیبی دارند. پژوهش حاضر می تواند برای بهینه سازی طراحی ساختار ماهواره به منظور به حداقل رساندن اثرات بارها در هنگام پرتاب استفاده شود. این امر با توزیع جرم مؤثر مناسب از طریق تغییر هندسه ماهواره، موقعیتیابی بهینه زیرسیستم های آن، سفتی سازه و سایر راهکارها امکان پذیر است.

۷-مراجع

- [1] Keighobadi J, Faraji J, Janabi-Sharifi F, Hamed MA. Design and experimental evaluation of block-pulse functions and Legendre polynomials observer for attitude-heading reference system. *ISA Transactions*. 2021; 116: 232-244.
 - [2] Keighobadi J, Hosseini-Pishrobat M, Faraji J, Langehbiz MN. Design and Experimental Evaluation of Immersion and Invariance Observer for Low-Cost Attitude-Heading Reference System. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. 2020; 67(9): 7871-7878.
 - [3] Keighobadi J, Vosoughi H, Faraji J. Design and implementation of a model predictive observer for AHRS. *GPS Solutions*. 2018; 22: 1-18.
 - [4] University CPS. *CubeSat Design Specification*, <https://www.cubesat.org/resources>. May 20, 2020.
 - [5] Quiroz-Garfias C, Silva-Navarro G, Rodriguez-Cortes H. Finite Element Analysis and Design of a CubeSat Class Picosatellite Structure. 2007 4th International Conference on Electrical and Electronics Engineering. 2007. IEEE.
 - [6] EMAMI H, FARHANI F. Frequency response analysis of a small satellite structure under random vibration acceleration loads using Mode superposition method. *Material Science Research India*. 2009; 6(1): 41-52.
 - [7] Emami H, Farhani F, Safarabadi M. Influence of modal effective mass distribution on the static and dynamic behavior of a satellite structure under base excitations. *Material Science Research of India*. 2008; 5(2): 209-218.
 - [8] Alhammadi A, Al-Shaibah M, Almesmari A, Vu T, Tsoupos A, Jarrar F, Marpu P. Quasi-Static and Dynamic Response of a 1U Nano-Satellite during Launching. Eighth European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). 2019. Madrid, Spain.
- [۹] آفریشی، محمد نوید؛ جعفری، محمد امین؛ صداقتی، امیر؛ ذبیحیان، احسان. طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره مخابراتی مطابق با استاندارد ECSS. علوم، فناوری و کاربردهای فضایی. ۲۰۲۳؛ ۱(۳): ۴۸-۶۳.
- [10] Abdelal GF, Abuefoutouh N, Gad AH. Finite element analysis for satellite structures: applications to their design, manufacture and testing. 2012: Springer Science & Business Media.
 - [11] Sedaghati R, Soucy Y, Etienne N. Experimental estimation of effective mass for structural dynamics and vibration applications. *Proceedings of the 21st International Modal Analysis Conference (IMAC XXI)*. 2003.
 - [12] Roa AG, González MP, Téllez AC, González JP, Contreras OM, Pérez JC. Análisis dinámico estructural de satélite educativo CaSat. *Computación y Sistemas*. 2018; 22(2): 451-461.
 - [13] Cihan M, Haktanir OO, Akbulut I, Aslan AR. Flight dynamic analysis of ITUpSAT1. *International Workshop on small satellites, new missions and new technologies*. 2008.