



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 3, No. 1, pp.: 48-63
2023

DOI:

10.22034/jssta.2023.376852.1105

Article Info

Received: 2022-12-15

Accepted: 2023-05-31

Keywords

Structure, Finite Element
Analysis, Natural Frequency,
Random Vibration, Sine
Vibration, Shock

How to Cite this article

Seyed Mohammad Navid Ghoreishi, Mohammad Aminjafari, Amir Sedaghati, Ehsan Zabihian,” Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 3 (1), p.: 48-63, 2023.

Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard

Seyed Mohammad Navid Ghoreishi^{1*}, Mohammad Aminjafari², Amir Sedaghati³, Ehsan Zabihian⁴

1. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
smn.ghoreishi@isrc.ac.ir
 2. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
mohamad.aminjafari@gmail.com
 3. Institute of Mechanics, Iranian Space Research Center, Shiraz, Iran
sedaghati.sama@gmail.com
 4. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
e.zabihian@isrc.ac.ir
- * Corresponding Author

Abstract

The structure of a satellite, during its operational life, must be tolerated all applied mechanical loads which the most important of them is vibration loads during the launch. To ensure the verification of design of the satellite structure, finite element analysis and vibration tests should be performed on the structure of satellite according to the ECSS standard. In this paper, while simultaneously examining the optimal design process for a satellite structure with an increase in the strength to mass ratio, the required finite element analyzes along with the mechanical tests of the structure of a telecommunication satellite, including random vibrations, sinusoidal vibrations, shock and quasi-static, are fully presented. The results showed that by employing the cross section design for the satellite structure, the natural frequency of the satellite in the longitudinal direction have increased appreciably, which increases the strength of the satellite in the longitudinal direction. Also, the results of the conducted tests proved that the designed structure meets the frequency requirements of the launcher while tolerate the mechanical loads during launch. The results of the tests were in good agreement with the finite element analysis, including the modal analysis, random and sine vibrations and indicate the verification of the design of the satellite structure.



طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره مخابراتی مطابق با استاندارد ECSS

سید محمد نوید قریشی^{۱*}، محمد امین جعفری^۲، امیر صداقتی^۳، احسان ذبیحیان^۴

۱- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران mohamad.aminjafari@gmail.com

۳- پژوهشکده مکانیک، شیراز، ایران sedaghati.sama@gmail.com

۴- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران e.zabihian@isrc.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال سوم، شماره ۱، صفحه ۴۸-۶۳
بهار و تابستان ۱۴۰۲

DOI:
10.22034/jsssta.2023.376852.1105

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۲۴

پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۱۰

واژه‌های کلیدی

سازه، تحلیل المان محدود، فرکانس طبیعی، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شوک.

نحوه استناد به این مقاله

سید محمد نوید قریشی، محمد امین جعفری، امیر صداقتی، احسان ذبیحیان. " طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره مخابراتی مطابق با استاندارد ECSS"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد سوم، شماره اول، صفحات ۴۸-۶۳، ۱۴۰۲.

چکیده

سازه یک ماهواره در طول عمر عملیاتی خود، باید تمامی بارهای مکانیکی وارد بر ماهواره که مهم‌ترین آن‌ها بارهای ارتعاشی وارده در لحظه پرتاب است را تحمل نماید. برای اطمینان از صحت طراحی سازه ماهواره باید تحلیل‌های المان محدود و تست‌های ارتعاشی روی سازه، مطابق با استاندارد فضایی اتحادیه اروپا (ECSS) انجام شود. در این مقاله، ضمن بررسی هم‌زمان فرایند طراحی بهینه برای یک سازه ماهواره با افزایش نسبت استحکام به جرم، تحلیل‌های المان محدود مورد نیاز به همراه آزمون‌های مکانیکی سازه یک ماهواره مخابراتی شامل ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شوک و شبه استاتیک به صورت کامل ارائه شده است. نتایج نشان دادند که با بهره‌گیری از طرح صلیبی برای سازه ماهواره، مقادیر فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی افزایش قابل قبولی پیدا کرده که این امر باعث افزایش استحکام ماهواره در راستای طولی می‌شود. هم‌چنین، نتایج آزمون‌های انجام شده نشان دادند که سازه طراحی شده ضمن تحمل بارهای مکانیکی وارده در حین پرتاب، الزامات فرکانسی مورد نیاز پرتابگر را برآورده می‌نماید. نتایج آزمون‌ها تطابق بسیار خوبی با تحلیل‌های المان محدود انجام شده شامل تحلیل مودال، ارتعاشات اتفاقی و سینوسی داشت و بیانگر صحت طراحی انجام شده برای سازه ماهواره است.

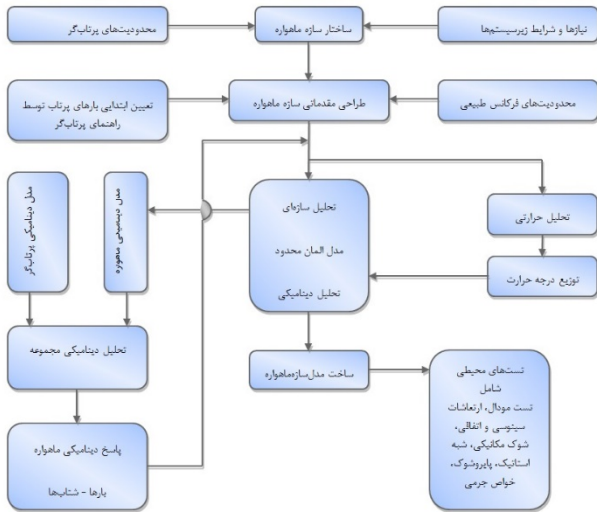
فاصله مرکز جرم و مرکز سطح، حداقل کردن ممان‌های اینرسی ضربدری و هم‌چنین حداقل کردن تمرکز حرارتی را به عنوان توابع هدف در نظر گرفتند. در زمینه طراحی و جانمایی بهینه تجهیزات ماهواره سان و همکاران در [۷]، ژانگ و همکاران در [۸]، تنگ و همکاران در [۹] تحقیقات مشابهی انجام دادند و در [۱۰] هوو و همکاران بهینه سازی طراحی جانمایی سازه را با روش تکاملی و فواین اکتشافی ارائه نمودند همچنین صالحی و بهرامی و همکارانشان در مراجع [۱۱]، [۱۲] فرایند طراحی مفهومی بهینه جانمایی را مورد بررسی و اجرا قرار دادند. در کنار روش‌های خودکار بهینه برای جانمایی ماهواره، هنوز روش‌های تجربی مهندسی برای جانمایی ماهواره جایگاه خاص خود را دارند. در این روش‌ها، از رابطه‌های ریاضی استفاده نمی‌شود بلکه همه شرایط و قیود جانمایی بر اساس تجربه مهندسان باتجربه بنا شده است. نمونه‌ای از الزامات تجربی موجود برای جانمایی ماهواره توسط سارافین، لارسون و همکارانشان در مراجع [۱۳]، [۱۴] ارائه شده است.

علاوه بر جانمایی بهینه تجهیزات ماهواره، پارامتر مهم دیگری که در طراحی سازه ماهواره بسیار حائز اهمیت است، نسبت استحکام به وزن سازه است. بدیهی است که همواره سازه ماهواره با توجه به محدودیت‌های وزنی پرتابگر و برای کاهش هزینه‌های پرتاب، باید در کم‌ترین وزن ممکن طراحی شود. در نقطه مقابل، کاهش بیش از حد وزن ماهواره نیز باعث کاهش استحکام آن و طبیعتاً عدم تحمل بارهای ارتعاشی شدید زمان پرتاب خواهد شد. بنابراین، در طراحی سازه ماهواره نسبت استحکام به وزن مهم است و هر چقدر در طراحی، این نسبت افزایش یابد، طراحی انجام شده بهینه‌تر می‌شود. یکی از راه‌های افزایش استحکام محوری سازه ماهواره، استفاده از استوانه مرکزی است. در این راستا، علیها و همکاران [۱۵] به بررسی خواص مکانیکی و چالش‌های ساخت استوانه مرکزی آلومینیومی پرداختند. در زمینه افزایش نسبت استحکام به وزن سازه فضایی طراحی شده نیز تحقیقات مختلفی انجام شده که از این دست می‌توان به تحقیقات جئو و همکاران در مرجع [۱۶] و بودجمای و همکاران در مرجع [۱۷] اشاره نمود. همچنین در مرجع [۱۸] ابورهاب و همکاران طراحی پیکربندی و مدلسازی سازه بهینه ماهواره را ارائه نمودند. در مراجع [۱۹]، [۲۰] صفراآبادی و

یک ماهواره برای آنکه بتواند مأموریت خود را به درستی انجام دهد، نیاز به زیرسیستم‌های مختلفی دارد که هرکدام از آنها لازم است عملکرد مناسب خود را تا پایان عمر ماهواره حفظ نمایند. یکی از مهم‌ترین زیرسیستم‌های مورد نیاز در ماهواره که دارای فصل مشترک‌های بسیار زیادی با سایر زیرسیستم‌ها و هم‌چنین پرتابگر است، زیرسیستم سازه است. بنابراین، طراحی دقیق و بهینه این زیرسیستم در موفقیت مأموریت یک پروژه فضایی بسیار تاثیرگذار است. اولین قدم در فرایند طراحی زیرسیستم سازه ماهواره، جانمایی و چیدمان بهینه تجهیزات سایر زیرسیستم‌ها است. بهینه بودن چیدمان ماهواره تاثیرات زیادی بر روی سایر زیرسیستم‌ها از جمله زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می‌گذارد. در زمینه بهینه‌سازی جانمایی تجهیزات ماهواره تاکنون تحقیقات مختلفی انجام شده که از این دست می‌توان به کار دانشجو و همکاران [۱] اشاره نمود. آنها با استفاده از الگوریتم پیشنهادی فراگام، به بهینه‌سازی جانمایی ماهواره زداس ۱۳ پرداختند. در الگوریتم فراگام، اولویت‌بندی جانمایی تجهیزات، ایجاد ماتریس برای جانمایی و هم‌چنین ضرایب وزنی برای قیود جانمایی در نظر گرفته شده بود. انجام جانمایی سه بعدی تجهیزات می‌تواند چالش‌های مختلفی را داشته باشد، در مرجع [۲] کاگان و همکاران مرور کاملی بر این موارد انجام شده است. از جمله چالش‌های انجام خودکار جانمایی سه بعدی، می‌توان به نحوه محاسبه تداخل اجسام بر روی یکدیگر، نحوه مکان‌یابی تجهیزات و تصمیم‌گیری برای طرح برگزیده اشاره نمود [۳]. تعامل انسان- رایانه^۲ و قوانین ترکیبی در آنها برای مکان‌یابی تجهیزات مختلف سایر زیرسیستم‌ها هم برای جانمایی استفاده شده است [۴]. فکور و همکاران، مروری بر روش‌های بهینه طراحی چیدمان قطعات ماهواره در دهه اخیر انجام دادند و این روش‌ها را به سه دسته روش‌های تجردی، تعامل انسان-رایانه و طراحی جانمایی سه بعدی دسته بندی نمودند [۵]. هم‌چنین در پژوهشی دیگر، فکور و همکاران [۶] با استفاده از الگوریتم ژنتیک چندهدفه، به بهینه‌سازی جانمایی یک ماهواره نمونه پرداختند. آنها در کار خود حداقل کردن

¹ ZS3

² Human-Computer Interface interaction



شکل (۱): الگوریتم طراحی، تحلیل و آزمون سازه ماهواره

سپس با توجه به طراحی انجام شده، یک مدل المان محدود^۱ از سازه ماهواره به کمک نرم‌افزارهای المان محدود تجاری نظیر آباکوس، نسترن و پترن، انسیس و ... تولید می‌شود. در ادامه، با استفاده از این مدل المان محدود می‌توان تمام تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی را شبیه‌سازی نمود. در صورتی که بعد از انجام تحلیل‌ها مشخص شود که محدودیت‌های تنش در حاشیه اطمینان نبوده یا فرکانس طبیعی سازه به نحو مطلوبی نباشد، طراحی سازه ماهواره باید مورد تجدید نظر قرار بگیرد و طراحی آن مجدد از نو انجام شود. پس از اتمام روند طراحی و تحلیل سازه ماهواره، برای اطمینان از عملکرد صحیح ماهواره، سازه ماهواره ساخته شده و مورد آزمایش‌های مکانیکی ناشی از بارهای پرتابگر مطابق با استاندارد ECSS-E-10-03 [۲۶] قرار می‌گیرد. در صورتی که ماهواره بتواند آزمون‌های ارتعاشی خود، شامل آزمون مودال، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شبه استاتیکی و شوک را با موفقیت به پایان برساند و آسیبی در سازه ماهواره ایجاد نشود، فرایند طراحی سازه با موفقیت به پایان می‌رسد و از سازه طراحی شده می‌توان در فرایند پرتاب استفاده نمود و اطمینان داشت که سازه ماهواره توانایی تحمل بارهای ناشی از پرتاب را دارد.

همکاران به طراحی سیستم و بررسی مدل المان محدود سازه پرداختند. همچنین، صفرآبادی و همکاران، تاثیر جرم موثر مودهای ارتعاشی در رفتار دینامیکی ماهواره و استحکام سازه ماهواره را در مراجع [۲۱-۲۳] مورد بررسی قرار دادند.

با توجه به پیشینه تحقیق ارائه شده، بررسی هم‌زمان فرایند طراحی بهینه برای یک سازه ماهواره با افزایش نسبت استحکام به جرم، تحلیل‌های المان محدود مورد نیاز و همچنین تست‌های تجربی مورد نیاز مطابق با استانداردهای فضایی برای تأیید کارکرد یک سامانه فضایی کمتر مورد توجه محققان قبلی قرار گرفته بود. بنابراین، در این مقاله ابتدا با استفاده از مفهوم صلیبی در طراحی سازه ماهواره، یک سازه بهینه با نسبت استحکام به وزن بالا طراحی می‌شود و سپس برای اطمینان از صحت طراحی انجام شده مطابق با استاندارد ECSS، تمام تحلیل‌ها و تست‌های تجربی مورد نیاز شامل ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شوک و شبه استاتیک بر روی سازه ماهواره انجام و نتایج آن به صورت کامل ارائه می‌شود.

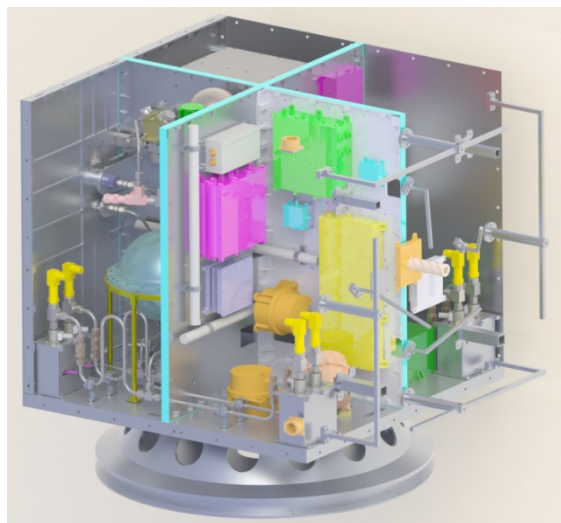
۲- طراحی سازه ماهواره

در طراحی سازه ماهواره، علاوه بر تعیین جانمایی خارجی و داخلی تجهیزات، رسیدن به استحکام و سفتی مناسب به همراه دستیابی به شرایط فرکانسی مناسب پرتابگر مطرح است. به طور کلی، در جانمایی تجهیزات ماهواره، فاکتورهای اساسی و روندهایی وجود دارد که بر اساس آن‌ها می‌توان پیکربندی کلی ماهواره را تعیین نمود.

روند مورد نیاز برای طراحی، تحلیل و تست یک سازه ماهواره در شکل ۱ نشان داده شده است. مطابق با این شکل، برای طراحی سازه، ابتدا باید پرتابگر ماهواره انتخاب شود تا بتوان به کمک آن قیود زیرمجموعه‌ها و وسایل پرتابه را با توجه به آن در نظر گرفت تا شکل اولیه سازه ماهواره تعیین شود. سپس یک سازه اولیه به گونه‌ای که بارهای مکانیکی ناشی از پرتاب، مستخرج از دفترچه پرتابگر را تحمل نماید، طراحی می‌شود.

^۱ Finite element model

ماهواره نظیر تجهیزات زیرسیستم کنترل وضعیت است. در طرف مقابل طرح صلیبی تا حدودی فضای دسترسی موجود در ماهواره را با محدودیت مواجه می‌نماید. در شکل ۲، نمایی از سازه طراحی شده با استفاده از مفهوم طرح صلیبی به همراه جانمایی تجهیزات ماهواره نشان داده شده است.



شکل (۲): نمایی از سازه طراحی شده به همراه جانمایی تجهیزات یک ماهواره مخابراتی

۲-۲ بارهای اعمالی بر سازه ماهواره

ماهواره از طریق آداپتور خود و توسط یک مکانیزم واسطه به پرتابگر متصل می‌شود. در زمانی حدود ده دقیقه، پرتابگر ماهواره را از سطح زمین به مدار خود منتقل می‌نماید. بارهای استاتیکی و دینامیک که در طول این زمان به ماهواره وارد می‌شوند، اصلی‌ترین بارهایی هستند که در طراحی سازه ماهواره در نظر گرفته می‌شوند [۱۳]. بر اساس الزامات اولیه، سازه ماهواره باید بارهای مکانیکی زیر را در طول فرایند پرتاب تحمل نماید:

- شتاب شبه استاتیکی پرتابگر
- ارتعاشات اتفاقی پرتابگر
- ارتعاشات سینوسی پرتابگر
- شوک

۲-۲-۱- شتاب‌های شبه استاتیکی

نیروی پیشرانه موشک عامل ایجاد یک نیروی پیشران تقریباً ثابت در امتداد محور پرتابگر است. این نیرو به صورت شبه

۲-۱ ملاحظات طراحی و جانمایی سازه ماهواره

برای طراحی و جانمایی تجهیزات در سازه ماهواره، الزامات خاصی وجود دارد که رعایت آنها برای دستیابی به یک سازه بهینه الزامی است. در ادامه به برخی از مهم‌ترین این الزامات در فرایند طراحی و جانمایی سازه ماهواره اشاره می‌شود:

سفتی و استحکام: سازه ماهواره باید دارای استحکام و

سفتی لازم به منظور تحمل بارهای وارده از طرف پرتابگر باشد.

تأمین حجم و سطوح لازم: مکان‌های در نظر گرفته شده

باید حجم لازم و سطح کافی برای نصب تجهیزات را فراهم آورد و با در نظر گرفتن محدوده مناسب، از تداخل فیزیکی اجزا جلوگیری شود. از طرفی، جانمایی باید به نحوی باشد که کم‌ترین فضای اضافی در ماهواره ایجاد شود.

قابلیت دسترسی: موقعیت و جهت نصب تجهیزات

حساس باید به نحوی باشد که در تمامی مراحل مونتاژ، نصب و آزمون، قابلیت باز و بسته نمودن تجهیزات فراهم باشد.

مشخصه‌های جرمی: جانمایی تجهیزات باید به نحوی

باشد که مشخصاتی نظیر مرکز جرم و ممان اینرسی ماهواره در محدوده مجاز قرار گیرد تا کار کنترل وضعیت ماهواره با مشکل مواجه نشود.

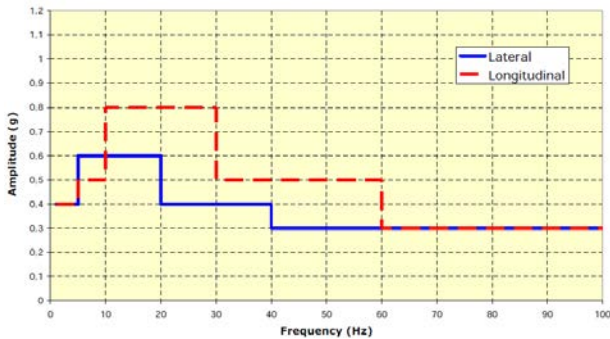
هزینه و سهولت ساخت: سهولت و سختی ساخت،

استفاده از مواد در دسترس یا غیرقابل وصول، هزینه‌ها و در نهایت وزن سازه در طراحی سازه، پارامترهای مهمی به حساب می‌آیند که در فرایند طراحی باید در نظر گرفته شوند.

با توجه به ملاحظات ذکر شده برای طراحی سازه و جانمایی قطعات، برای طراحی سازه یک ماهواره مخابراتی نمونه، از یک سازه ماهواره با ساختار مکعبی که یک سازه صلیبی آن را به چهار قسمت مساوی تقسیم کرده استفاده شده است. طرح صلیبی باعث افزایش هم‌زمان فرکانس‌های طبیعی ماهواره در راستای جانبی و محوری شده، هم‌چنین، در این طرح می‌توان هر یک از بخش‌ها را به قطعات چند زیرسیستم که بیش‌ترین ارتباط را با یکدیگر دارند اختصاص داد. در این راستا، در سازه طراحی شده یک ربع از ماهواره مختص قرارگیری تجهیزات زیرسیستم پیشران، یک ربع دیگر مختص قطعات و تجهیزات مخابراتی، یک ربع دیگر مختص قرارگیری E-Box و یک ربع دیگر مختص قرارگیری سایر ادوات و تجهیزات الکترونیکی

۳-۲-۲- ارتعاشات سینوسی

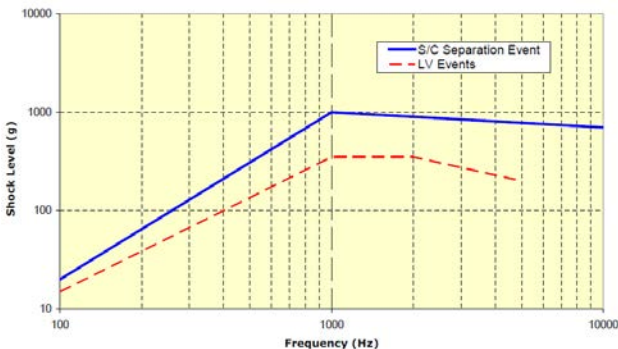
ارتعاشات سینوسی فرکانس پایین در اثر برهم‌کنش بین مودهای پرتابگر و بارهای اعمالی، در فازهای مختلف پرواز ایجاد می‌شود. نمونه‌ای از بارهای ناشی از ارتعاشات سینوسی پرتابگر در راستای جانبی و طولی، در شکل ۵ نشان داده شده است. میزان این نیروها برای آزمون کیفی ارتعاشات سینوسی مساوی با $+6\text{ dB}$ بالاتر از سطح ارتعاشات اتفاقی پرتابگر و برای آزمون پذیرش ماهواره، برابر با سطح ارتعاشات اتفاقی تعریف شده است.



شکل (۵): نمودار بارهای ارتعاشات سینوسی پرتابگر در راستای جانبی و طولی [۲۷]

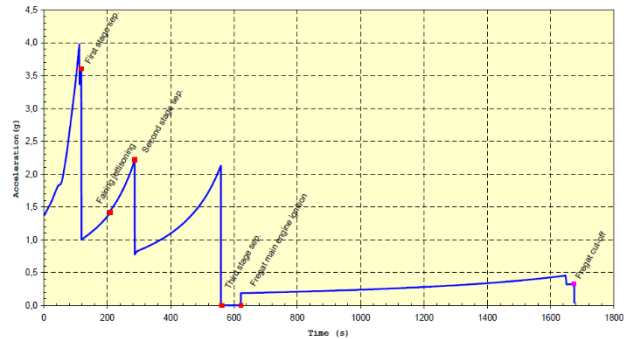
۴-۲-۲- شوک

پدیده شوک حاصل از جدایش ماهواره از پرتابگر، سومین منبع مهم اعمال بار به سازه است. جدایش آنتن‌ها و بازشدن صفحات خورشیدی نیز عامل ایجاد شوک هستند، اگرچه به طور معمول ۹۰٪ پدیده شوک مربوط به جدایش ماهواره است. نمونه‌ای از مقادیر نیروهای شوک وارد بر ماهواره در شکل ۶ ارائه شده است.



شکل (۶): نمودار بارهای شوک پرتابگر [۲۷]

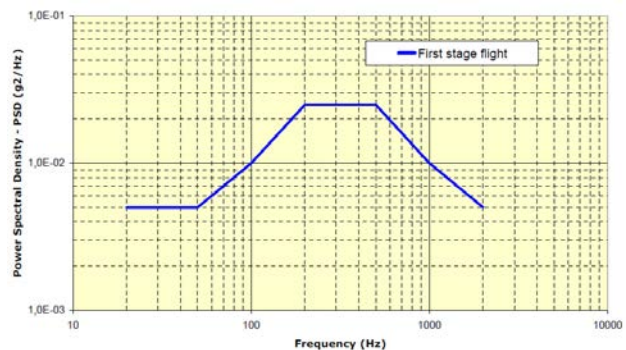
استاتیک در سه جهت اصلی بر حسب ضریبی از شتاب جاذبه شبه‌سازی شده است. نمونه‌ای از نمودار شتاب‌های شبه استاتیکی وارد بر ماهواره توسط پرتابگر در حین مراحل مختلف پرتاب در شکل ۳ نشان داده شده است. مطابق با این شکل، حداکثر شتاب شبه استاتیکی وارد به ماهواره توسط پرتابگر در حین پرتاب برابر با 4 g است.



شکل (۳): نمودار شتاب‌های شبه استاتیکی وارد بر ماهواره توسط پرتابگر [۲۴]

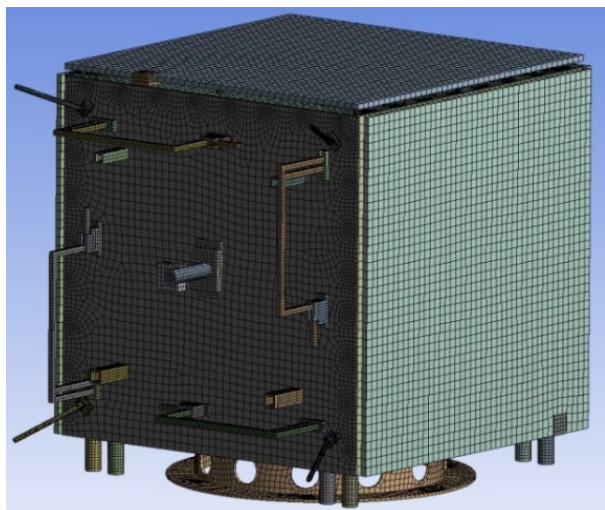
۲-۲-۲- ارتعاشات اتفاقی

ارتعاشات اتفاقی در اثر ارتعاشات موتور، تحریکات آیرودینامیکی و تحریکات آکوستیکی ایجاد شده و آداپتور به ماهواره منتقل می‌شود. نمونه‌ای از بارهای ناشی از ارتعاشات اتفاقی پرتابگر در شکل ۴ نشان داده شده است. میزان این نیروها برای آزمون کیفی ارتعاشات اتفاقی، مساوی با $+6\text{ dB}$ بالاتر از سطح ارتعاشات اتفاقی پرتابگر و برای آزمون پذیرش ماهواره برابر با سطح ارتعاشات اتفاقی تعریف شده است.



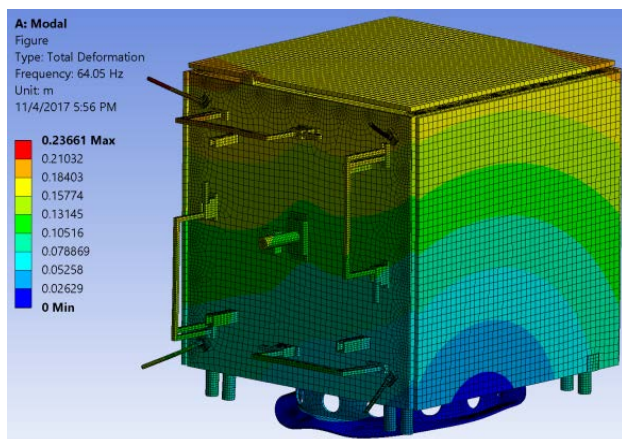
شکل (۴): نمودار بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتابگر [۲۷]

۳- تحلیل المان محدود سازه ماهواره



شکل (۷): مدل المان محدود ماهواره در نرم‌افزار انسیس

نتایج مربوط به فرکانس‌های طبیعی و شکل موده‌های ماهواره در چهار مود اول آن به ترتیب در اشکال ۸ الی ۱۱ نشان داده شده است. با توجه به این اشکال مشخص می‌شود که فرکانس طبیعی اول جانبی و محوری ماهواره به ترتیب برابر با ۶۴ و ۱۶۲/۳ هرتز است که بزرگ‌تر از الزام ارائه شده از طرف پرتابگر است. بنابراین، سازه ماهواره طراحی شده، الزامات فرکانسی پرتابگر را برآورده نموده و پدیده تشدید در آن رخ نخواهد داد.



شکل (۸): شکل مود ارتعاشی اول (جانبی) ماهواره با فرکانس ۶۴ هرتز

برای اطمینان از طراحی انجام شده لازم است تحلیل‌های المان محدود بر روی سازه طراحی شده انجام شود. یکی از مهم‌ترین تحلیل‌های المان محدود برای بررسی سازه طراحی شده، تحلیل مودال سازه شامل استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها است. برای جلوگیری از پدیده تشدید، باید فرکانس‌های طبیعی سازه ماهواره طراحی شده در جهت‌های طولی و عرضی از فرکانس‌های کاری پرتابگر مورد نظر بیش‌تر باشد تا کوپلینگ دینامیکی بین موده‌های فرکانس پایین پرتابگر و ماهواره ایجاد نشود. الزامات فرکانسی وارد شده از سمت پرتابگر برای طراحی ماهواره مورد نظر شامل الزام حداقل فرکانس طولی ۶۰ هرتز و حداقل فرکانس جانبی ۲۵ هرتز است. بنابراین، فرکانس‌های طبیعی سازه طراحی شده در جهت‌های طولی و عرضی، از مقادیر ذکر شده باید بیش‌تر باشد تا پدیده تشدید در ماهواره ایجاد نشود. برای تحلیل مودال و استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها، از نرم‌افزار انسیس^۱ استفاده شده است. برای مدل‌سازی المان محدود سازه ماهواره به همراه تجهیزات سایر زیرسیستم‌ها، در مجموع از تعداد ۱۲۶۷۸۱ المان استفاده شده است. برای مدل‌سازی رینگ ماهواره، صفحه مبنا و صفحات صلیبی، از المان سه بعدی SOLID186 و برای مدل‌سازی صفحات جانبی ماهواره، از المان دو بعدی shell281 استفاده شده است. برای اعمال شرایط مرزی ماهواره، تمام درجات آزادی نوده‌های موجود در محل اتصال رینگ ماهواره با رینگ معکوس پرتابگر برابر با صفر در نظر گرفته شده و برای اتصال اجزا به یکدیگر، از المان Beam به منظور مدل‌سازی اتصالات پیچی استفاده شده است. جرم مدل المان محدود ماهواره برابر با ۱۱۰ کیلوگرم است. مدل المان محدود ماهواره در نرم‌افزار انسیس در شکل ۷ نمایش داده شده است.

^۱ Ansys

- ۱- ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
- ۲- ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
- ۳- بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی
- ۴- بارهای استاتیکی ناشی از شوک

ترکیب بارگذاری فوق در حالت کلی شامل ۷۸ حالت مختلف بارگذاری می‌شود که سازه ماهواره باید به گونه‌ای طراحی شود که در تمام این ۷۸ حالت مختلف، در محدوده ایمن قرار گیرد. در ادامه، نحوه محاسبه و تحلیل هر یک از حالت‌های مختلف بارگذاری وارد بر ماهواره تشریح می‌شود.

۳-۱- بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر

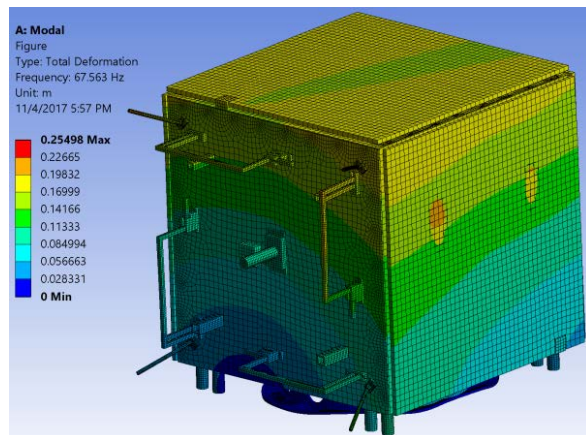
بارهای استاتیکی منتهی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RVL) و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر با استفاده از روابط مایلز محاسبه می‌شوند. در روابط مایلز، برای محاسبه شتاب‌های RVL، ابتدا باید تحلیل مودال سازه برای مودها به گونه‌ای انجام شود که تا حدود ۹۰٪ جرم سازه به عنوان جرم انباشته شده در سازه به دست آید. سپس، با انتخاب مودهای دارای جرم موثر بالای ۲٪ و با استفاده از روابط زیر، شتاب‌های RVL در جهات مختلف محاسبه می‌شوند [۲۵]:

$$P_i = \sqrt{\frac{\pi}{2}} \times f_i \times Q \times W_i \times g \times m_{eff,i} \quad (1)$$

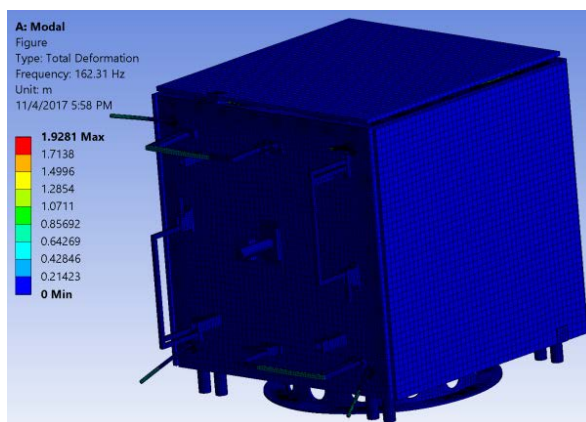
در رابطه فوق، f_i و W_i به ترتیب فرکانس طبیعی و مقدار PSD در مود i ام و Q ضریب تقویت است. هم‌چنین، در این رابطه $m_{eff,i}$ جرم موثر به دست آمده در مود i ام و g مقدار شتاب جاذبه زمین برابر ۹/۸۱ است. در نهایت، شتاب‌های RVL در جهات مختلف با اعمال ضریب ۳، بر اساس نتایج آماری و عدم قطعیت در معادل‌سازی استاتیکی و با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شوند [۲۸]:

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

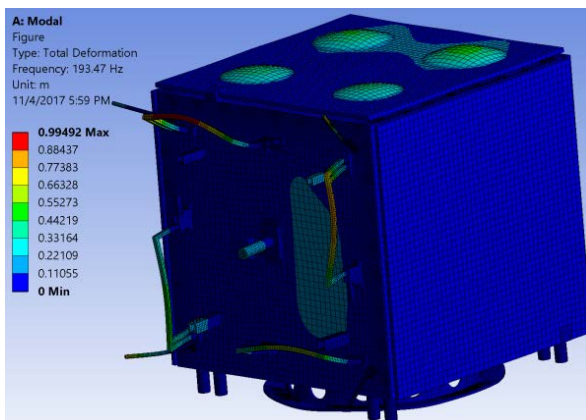
پس از محاسبه شتاب‌های RVL در جهات مختلف، بارهای استاتیکی منتهی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RVL) و بارهای



شکل (۹): شکل مود ارتعاشی دوم (جانبی) ماهواره با فرکانس ۶۷/۵ هرتز



شکل (۱۰): شکل مود ارتعاشی سوم (محوری) ماهواره با فرکانس ۱۶۲/۳ هرتز



شکل (۱۱): شکل مود ارتعاشی چهارم (محوری) ماهواره با فرکانس ۱۹۳/۴ هرتز

یک ماهواره در واقعیت و در هنگام پرتاب، ترکیبی از بارهای ارتعاشی را تجربه می‌نماید که شامل موارد زیر است:

جدول (۲): بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر [۲۸]

حالت بارگذاری	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۳۲-۲۵	$\pm QSL_{AX}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm \left(\begin{matrix} QSL_{LAT} + \\ QS_{Sine-LAT} \end{matrix} \right)$
۴۰-۳۳	$\pm QSL_{AX}$	$\pm \left(\begin{matrix} QSL_{LAT} + \\ QS_{Sine-LAT} \end{matrix} \right)$	$\pm QSL_{LAT}$
۴۸-۴۱	$\pm \left(\begin{matrix} QSL_{LAT} + \\ QS_{Sine-AX} \end{matrix} \right)$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm QSL_{LAT}$

۲-۴ بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی

در آزمون ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی ماهواره، سازه تحت بار ارتعاشات اتفاقی در سطح ۶ دسی بل بالاتر از مقادیر موجود در اسناد پرتابگر به مدت ۱۲۰ ثانیه قرار می‌گیرد. میزان نیروهای استاتیکی به دست آمده در این حالت، مانند روشی که در محاسبه بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتابگر به دست آمده محاسبه می‌شود با این تفاوت که در این بخش، مقادیر PSD موجود در دفترچه پرتابگر چهار برابر بزرگ‌تر در نظر گرفته می‌شوند. این آزمون در هر سه جهت ماهواره به صورت جداگانه انجام شده و بارهای جانبی نیز در هر جهت برابر ۱۰٪ جهت اصلی اعمال بار فرض می‌شوند. بنابراین، با توجه به مطالب بیان شده، بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی برای آزمون مدل کیفی با استفاده از روابط جدول زیر به دست می‌آیند [۲۸].

جدول (۳): بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی [۲۸]

حالت بارگذاری	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۵۶-۴۹	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$	$\pm RVL_{LAT-Y}$
۶۴-۵۷	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$	$\pm RVL_{LAT-Z}$	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$
۷۲-۶۵	$\pm RVL_{AX-X}$	$\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$	$\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$

شبه استاتیکی پرتابگر، با استفاده از روابط موجود در جدول ۱ به دست می‌آیند:

جدول (۱): بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر [۲۸]

حالت بارگذاری	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۸-۱	$\pm QSL_{AX}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Y}^2}$
۱۶-۹	$\pm QSL_{AX}$	$\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Z}^2}$	$\pm QSL_{LAT}$
۲۴-۱۷	$\pm \sqrt{QSL_{AX}^2 + RVL_{AX-X}^2}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm QSL_{LAT}$

۲-۳ بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر

نیروهای استاتیکی معادل ناشی از ارتعاشات سینوسی در جهات مختلف با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شوند [۲۸]:

$$QS_{Sine} = g_{Input} \times Q \times SF \quad (۳)$$

در رابطه فوق، g_{Input} در هر راستا برابر با شتاب استخراج شده از روی نمودار بارهای ارتعاشات سینوسی وارده از طرف پرتابگر در فرکانس طبیعی اول محاسبه شده در آن راستا است. در رابطه فوق، Q و SF به ترتیب ضریب تقویت و ضریب اطمینان هستند. ضریب اطمینان مطابق با اسناد پرتابگر برابر با ۱/۵ و ضریب تقویت برابر با ۱۰ در نظر گرفته می‌شود. پس از محاسبه شتابهای QS_{Sine} در جهات مختلف، بارهای استاتیکی منتجه از ترکیب ارتعاشات فرکانس پایین (سینوسی) و بارهای شبه استاتیکی با استفاده از روابط زیر به دست می‌آیند [۲۸].

بارهای استاتیکی ناشی از شوک

بارهای استاتیکی ناشی از شوک، پس از مشخص کردن مودهای موثر در جهات مختلف، با ضرب نیروهای شوک موجود در اسناد پرتابگر در هر راستا در درصد جرمی مودال سازه در مودهای انتخاب شده به دست می‌آید. میزان نیروی معادل شوک وارد بر سازه در هر راستا برابر حداکثر نیروی به دست آمده از هر مود است. در واقع، نیروی معادل شوک وارد بر سازه در هر راستا با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲۸]:

$$g_{Shock} = S_i \times \frac{m_{eff,i}}{M_{Total}} \quad (۴)$$

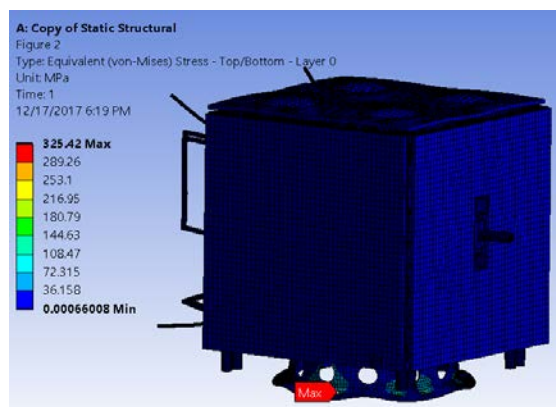
در رابطه فوق، S_i در هر راستا برابر با مقدار نیروی شوک استخراج شده از روی نمودار شوک وارده از طرف پرتابگر در فرکانس انتخاب شده در آن راستا است. همچنین، در رابطه فوق $m_{eff,i}$ و M_{Total} به ترتیب جرم موثر به دست آمده در مود i ام و جرم کل ماهواره هستند. پس از محاسبه شتاب‌های g_{Shock} در جهات مختلف، بارهای استاتیکی ناشی از شوک از روابط جدول ۴ به دست می‌آیند [۲۸].

جدول (۴): بارهای استاتیکی ناشی از شوک [۲۸]

حالت بارگذاری	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۷۴-۷۳	-	-	$\pm g_{Shock-LAT-Y}$
۷۶-۷۵	-	$\pm g_{Shock-LAT-Z}$	-
۷۸-۷۷	$\pm g_{Shock-AX-X}$	-	-

در این مقاله، تمام ۷۸ حالت مختلف بارگذاری وارد بر ماهواره با استفاده از روابط بیان شده محاسبه شد و در هریک از این حالت‌ها توزیع تنش فون مایز^۱ در کل ماهواره استخراج شد. در بین ۷۸ حالت بارگذاری مختلف وارد بر ماهواره، بارگذاری حالت ۶۵ که در اثر ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی ایجاد شده، به عنوان بحرانی‌ترین حالت در ماهواره شناخته شد. در شکل ۱۲، توزیع تنش فون مایز در ماهواره در اثر بارگذاری حالت ۶۵ نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود که

حداکثر تنش فون مایز ایجاد شده در ماهواره حدوداً برابر با ۳۲۵ مگاپاسکال است که در محل اتصال آداپتور با پرتابگر اتفاق افتاده است. بنابراین، با توجه به این تحلیل مشخص می‌شود که حداکثر تنش ایجاد در کل ماهواره در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری، از تنش تسلیم آلومینیوم ۷۰۷۵ که برابر با ۵۰۰ مگاپاسکال است، کمتر است. بنابراین، سازه ماهواره در تمام ۷۸ حالت بارگذاری وارد بر آن در محدوده ایمن قرار دارد. از این‌رو، می‌توان ادعا نمود که ماهواره طراحی شده توانایی تحمل بارهای مختلف ناشی از پرتاب را دارد و در اثر بارهای ناشی از پرتاب هیچ گونه آسیبی در ماهواره ایجاد نمی‌شود.



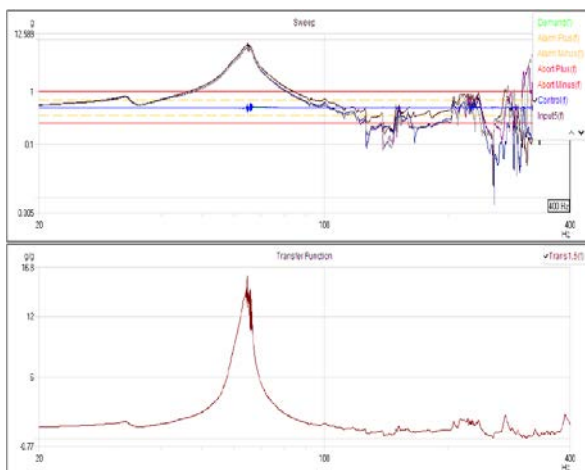
شکل (۱۲): توزیع تنش فون مایز در کل ماهواره در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری (حالت ۶۵)

۴- آزمون‌های مکانیکی ماهواره

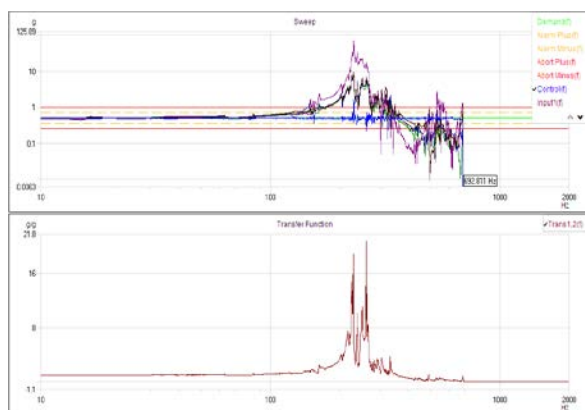
برای اطمینان از عملکرد صحیح ماهواره در طول پرتاب باید مطابق با استاندارد ECSS-E-10-03 [۲۶]، یک سری آزمون‌های مکانیکی بر روی ماهواره انجام شود. با توجه به فلسفه مدل در نظر گرفته شده برای ماهواره، این آزمون‌ها در یکی از سطوح پروازی، پیش پروازی یا کیفی خواهد بود. در این مقاله، با توجه به فلسفه مدل در نظر گرفته شده برای ماهواره مخابراتی مورد بررسی، آزمون‌ها در سطح کیفی انجام شده است. در شکل ۱۳، نمایی از ماهواره مورد بررسی بر روی شیکر^۲ برای انجام آزمون‌های مکانیکی نشان داده شده است.

² Shaker

¹ Vonmaises stress



شکل (۱۴): نتایج آزمون جستجوی فرکانسی ماهواره در راستای عرضی



شکل (۱۵): نتایج آزمون جستجوی فرکانسی ماهواره در راستای طولی

جدول (۵): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی فرکانس‌های طبیعی ماهواره مورد بررسی

درصد خطا	نتایج آزمون (هرتز)	نتایج تحلیل (هرتز)	راستا
۱/۵	۶۵	۶۴/۰۵	جانبی اول
۰/۸	۶۷	۶۷/۵۶	جانبی دوم
۴/۷	۱۵۵	۱۶۲/۳۱	محوری اول
۴/۴	۲۰۲	۱۹۳/۴۷	محوری دوم

۴-۲ آزمون ارتعاشات اتفاقی

آزمون ارتعاشات اتفاقی یکی از آزمون‌های بسیار مهم و تعیین کننده برای سازه ماهواره است. در این آزمون، سازه ماهواره تحت ارتعاشات اتفاقی مطابق با پروفایل پرتابگر از فرکانس ۲۰ تا ۲۰۰۰ هرتز قرار می‌گیرد. مدت زمان این آزمون



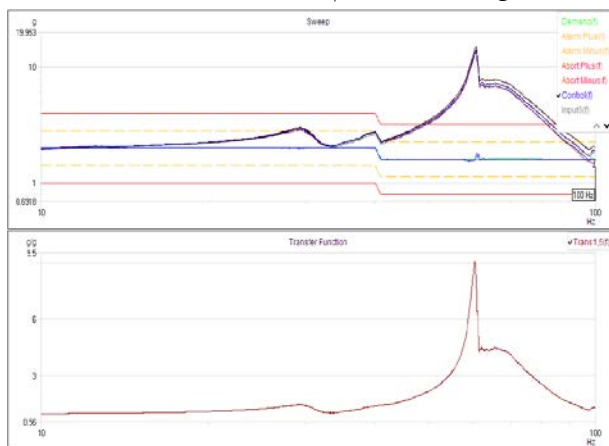
شکل (۱۳): نمایی از ماهواره مورد بررسی بر روی شیکر برای انجام آزمون‌های مکانیکی

۴-۱ آزمون جستجوی فرکانس طبیعی

مطابق با استاندارد ECSS، اولین آزمون مکانیکی که باید بر روی ماهواره انجام پذیرد، آزمون مودال^۱ به منظور تعیین فرکانس‌های طبیعی ماهواره است. در این راستا، آزمون جستجوی فرکانسی از فرکانس ۵ تا ۲۰۰۰ هرتز با نرخ جاروب ۲ oct/min با شتاب $0.5g$ ، در جهت‌های عرضی و طولی بر روی ماهواره انجام شد. نتایج مربوط به انجام آزمون جستجوی فرکانسی ماهواره در راستای عرضی و طولی با توجه به ثبت نتایج سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره، به ترتیب در اشکال ۱۴ و ۱۵ نشان داده شده است. در جدول ۵، مقایسه میان فرکانس‌های طبیعی استخراج شده از آزمون‌های مکانیکی با نتایج تحلیل‌های المان محدود انجام شده درج شده است. با توجه به این جدول، مشاهده می‌شود که تطابق بسیار خوبی بین نتایج تحلیل‌های انجام شده با نتایج آزمون‌های تجربی وجود دارد که این امر صحه‌ای بر فرایند طراحی و تحلیل ماهواره است. همچنین، با توجه به نتایج حاصله مشخص می‌شود که مقادیر فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی و جانبی از فرکانس‌های کاری پرتابگر بیش‌تر بوده و بنابراین، پدیده تشدید در ماهواره اتفاق نمی‌افتد.

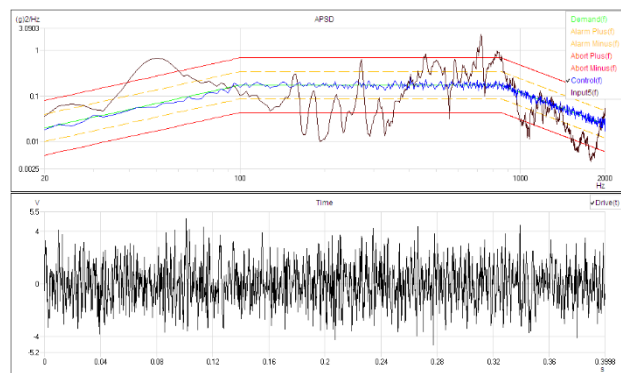
^۱ Modal test

مطابق با پروفایل پرتابگر از فرکانس ۵ تا ۱۰۰ هرتز قرار می‌گیرد. نرخ جاروب فرکانسی در این آزمون با توجه به سطح تست مشخص می‌شود. در سطح کیفی، نرخ جاروب 2 oct/min است و سازه ماهواره باید ارتعاشات وارده در این مدت را تحمل نماید و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشود. نتایج مربوط به انجام آزمون ارتعاشات سینوسی ماهواره در راستای عرضی و طولی با توجه به ثبت نتایج سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره به ترتیب در اشکال ۱۷ و ۱۸ نشان داده شده است. با توجه به شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، پاسخ ارتعاشات سینوسی جانبی ماهواره در نزدیکی مقدار فرکانس طبیعی عرضی ماهواره (حدود ۶۴ هرتز) دارای پیک است در حالی که این پیک در پاسخ ارتعاشات سینوسی محوری ماهواره به علت بیش‌تر بودن فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی از ۱۰۰ هرتز مشاهده نمی‌شود. همچنین، بعد از انجام آزمون سینوسی کل ماهواره مورد بازرسی چشمی قرار گرفت و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشد. مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات سینوسی ماهواره مورد بررسی در جدول ۷ درج شده است. با توجه به این جدول، مشاهده می‌شود تطابق بسیار خوبی بین نتایج عددی و نتایج آزمون‌های تجربی وجود دارد که بیانگر صحت تحلیل‌های عددی انجام شده است.



شکل (۱۷): نتایج آزمون ارتعاشات سینوسی ماهواره در راستای عرضی

با توجه به سطح تست مشخص می‌شود. در سطح کیفی، مدت زمان این آزمون ۲ دقیقه است و سازه ماهواره باید ارتعاشات وارده در این مدت را تحمل نماید و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشود. در شکل ۱۶، نتایج مربوط به انجام آزمون ارتعاشات اتفاقی ماهواره با توجه به ثبت پاسخ سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره نشان داده شده است. با توجه به این شکل مشاهده می‌شود، پاسخ ماهواره در بازه فرکانسی ۱۰۰ الی ۵۰۰ هرتز و همچنین ۹۵۰ الی ۲۰۰۰ هرتز تقریباً در زیر ورودی پرتابگر است ولی در سایر بازه‌های فرکانسی، پاسخ ماهواره در بالای سطح پرتابگر است. همچنین، بعد از انجام این آزمون کل ماهواره مورد بازرسی چشمی قرار گرفت و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشد. مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات اتفاقی ماهواره مورد نظر در جدول ۶ ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌شود، تطابق خوبی بین نتایج تحلیل‌ها و آزمون‌های انجام شده وجود دارد.



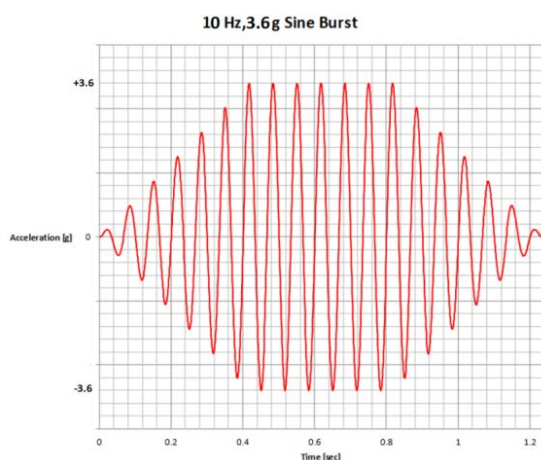
شکل (۱۶): نتایج آزمون ارتعاشات اتفاقی ماهواره

جدول (۶): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات اتفاقی

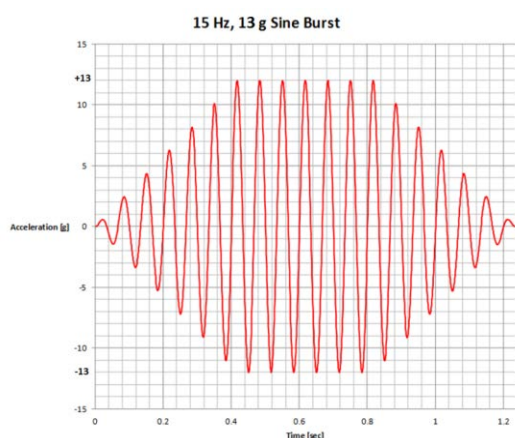
ماهواره مورد بررسی			
سنسور	نتایج تحلیل (g _{rms})	نتایج آزمون (g _{rms})	درصد خطا
سنسور صفحه X+	۱۸/۱	۱۸/۸	۳/۷
سنسور صفحه X-	۱۵/۸	۱۶/۵	۴/۲

۳-۴ آزمون ارتعاشات سینوسی

آزمون ارتعاشات سینوسی به منظور اطمینان از تحمل ارتعاشات فرکانس پایین وارده از طرف پرتابگر به ماهواره انجام می‌شود. در این آزمون، سازه ماهواره تحت ارتعاشات سینوسی



شکل (۱۸): مشخصات آزمون شبه استاتیکی در راستای عرضی



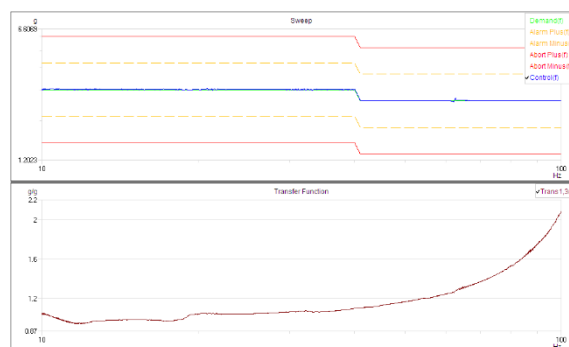
شکل (۱۹): مشخصات آزمون شبه استاتیکی در راستای محوری

۴-۵ آزمون شوک مکانیکی

آزمون شوک دندان‌اره‌ای به منظور اطمینان از تحمل شوک وارده به ماهواره ناشی از عملکرد فنر جدایش انجام می‌پذیرد. آزمون شوک مکانیکی در سطح کیفی مطابق با جدول ۹ انجام پذیرفت. در شکل ۲۱، نتایج مربوط به انجام شوک مکانیکی ماهواره با توجه به ثبت پاسخ سنسورهای شتاب‌سنج متصل به ماهواره نشان داده شده است.

جدول (۹): مشخصات آزمون شوک مکانیکی

جهت	تکرار تست	سطح تست	هدف تست	نوع تست
جهت محوری	سه بار	سطح پروازی	صلاحیت	تست شوک



شکل (۲۰): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات سینوسی ماهواره در راستای طولی

جدول (۷): مقایسه میان نتایج عددی و تجربی ارتعاشات سینوسی

ماهواره مورد بررسی			
راستا	حداکثر شتاب حس شده در تحلیل (g)	حداکثر شتاب حس شده در آزمون (g)	درصد خطا
عرضی	۱۵/۱	۱۵/۵	۲/۶
طولی	۲/۰	۲/۱	۴/۸

۴-۴ آزمون شبه استاتیکی

آزمون شبه استاتیکی برای اطمینان از تحمل شتاب‌های شبه استاتیکی وارده از طرف پرتابگر به ماهواره انجام می‌شود. در این آزمون، سازه ماهواره بارهای شبه استاتیکی مطابق با پروفایل پرتابگر قرار می‌گیرد. هدف این آزمون، عدم ایجاد آسیب در کل ماهواره در اثر بارگذاری وارده است. با توجه به فلسفه مدل ماهواره مورد بررسی، آزمون شبه استاتیکی در سطح کیفی مطابق با شکل‌های ۱۹ و ۲۰ به ترتیب برای راستاهای جانبی و محوری و مطابق با جدول ۸ انجام پذیرفت. در این راستا، ماهواره در راستای عرضی با فرکانس ۱۰ هرتز و در راستای محوری با فرکانس ۱۵ هرتز مطابق با پروفایل نشان داده شده تحت شتاب شبه استاتیکی برای اطمینان از تحمل بارهای شبه استاتیکی حین پرتاب قرار می‌گیرد. بعد از انجام این آزمون، کل ماهواره مورد بازرسی چشمی قرار گرفت و هیچ گونه آسیبی در آن مشاهده نشد که نشان دهنده قابلیت تحمل شتاب‌های شبه استاتیکی ناشی از پرتاب توسط ماهواره است.

جدول (۸): مشخصات آزمون شبه استاتیکی

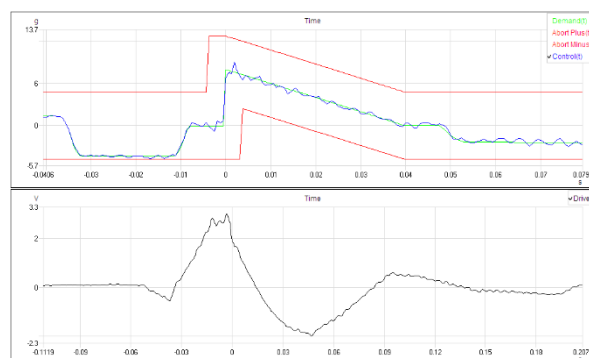
جهت تست	زمان تست	سطح تست	هدف تست	نوع تست
هر سه جهت	هرجهت یکبار	برآیند شتاب‌های شبه استاتیک سطح پروازی *	صلاحیت	تست شبه استاتیک
		۱/۲۵		

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] D. Kamran, A. Maziar, and S. Hossein, "FARAGAM algorithm in satellite layout," in *Proceedings of the Sixth Asia-Pacific Conference on Multilateral Cooperation in Space Technology and Applications, Beijing, 2001*, pp. 120-127.
- [2] J. Cagan, K. Shimada, and S. Yin, "A survey of computational approaches to three-dimensional layout problems," *Computer-Aided Design*, vol. 34, no. 8, pp. 597-611, 2002.
- [3] Z. Sun, H. Teng, and Z. Liu, "Several key problems in automatic layout design of spacecraft modules," *Progress In Natural Science*, vol. 13, no. 11, pp. 801-808, 2003.
- [4] M. O. Kahraman, E. D. Swenson, and J. T. Black, "A constraint based approach for building operationally responsive space satellites," in *2009 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2009*, pp. 506-511:
- [5] m. fakoor, "Review of method for optimal layout of satellite components," (in eng), *Modares Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 9, pp. 126-137, 2013.
- [6] M. Fakoor, S. M. N. Ghoreishi, and H. Sabaghzadeh, "Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): an efficient optimization tool," *Advances in Space Research*, vol. 58, no. 9, pp. 1654-1670, 2016.
- [7] Z.-G. Sun and H.-F. Teng, "Optimal layout design of a satellite module," *Engineering optimization*, vol. 35, no. 5, pp. 513-529, 2003.



شکل (۲۱): نتایج آزمون شوک مکانیکی ماهواره

۵- نتیجه‌گیری

سازه ماهواره باید علاوه بر تأمین فضای کافی و مناسب برای تجهیزات زیرسیستم‌های مختلف ماهواره، بارهای اعمالی از طرف پرتابگر در طول پرتاب را تحمل نماید و هیچ‌گونه آسیبی در آن ایجاد نشود. در این مقاله، تمامی فرایندهای لازم به منظور طراحی، تحلیل و آزمون یک سازه ماهواره مخابراتی تشریح شده است. در طراحی صورت گرفته برای سازه ماهواره، از ایده طرح صلیبی برای ساختار سازه اصلی ماهواره استفاده شده که طراحی این سازه را منحصر به فرد و ممتاز کرده است. همان‌طور که نتایج تحلیل‌های المان محدود و هم‌چنین آزمون مودال نشان دادند، این نوآوری در طراحی سازه بدون این‌که افزایش چشم‌گیری در وزن سازه به همراه داشته باشد، باعث افزایش چشم‌گیر استحکام محوری و جانبی ماهواره و به تبع آن، افزایش مقادیر فرکانس‌های طبیعی ماهواره در راستای محوری و جانبی شده است. در نهایت، به منظور اطمینان از طراحی انجام شده برای سازه ماهواره و قابلیت آن در تحمل بارهای ناشی از پرتاب، تمامی آزمون‌های مکانیکی مطابق با استاندارد ECSS شامل آزمون مودال، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، شبه استاتیکی و شوک مکانیکی بر روی سازه ماهواره انجام شد. نتایج آزمون‌ها به همراه بازرسی‌های فنی انجام شده بعد از انجام ارتعاشات ناشی از پرتاب را دارد و هیچ‌گونه آسیبی در آن ایجاد نمی‌شود. هم‌چنین، نتایج آزمون‌ها تطابق بسیار خوبی با تحلیل‌های المان محدود انجام شده شامل تحلیل مودال برای استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مود ماهواره داشت و بیانگر صحت طراحی انجام شده برای سازه ماهواره است.

- [16] J. Guo, J. Zhang, Y. Feng, F. Wang, and C. Li, "Lightweight implementation of natural vibration frequency adjustment of satellite structures by varying the structural stiffness," *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, p. 107061, 2021.
- [17] A. Boudjemai, M. Bouanane, L. Merad, and A. S. Mohammed, "Small satellite structural optimisation using genetic algorithm approach," in *2007 3rd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, 2007, pp. 398-406: IEEE.
- [18] A. Aborehab, M. Kassem, A. Nemnem, M. Kamel, and H. Kamel, "Configuration design and modeling of an efficient small satellite structure," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 8, no. 1, pp. 7-20, 2020.
- [19] M. Safarabadi, H. Haghshenas, and H. Kelardeh, "Design of micro-vibration isolation system for a remote-sensing satellite payload using viscoelastic Materials," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 8, no. 1, pp. 69-76, 2020.
- [20] م. صفرآبادی، ح. امامی، "بررسی میزان اعتبار به روز کردن مدل اجزا محدود سازه یک ماهواره میکرو با استفاده از نتایج آزمون ارتعاشات اتفاقی"، هفتمین همایش انجمن هوافضای ایران، تهران، ۱۳۸۶.
- [21] H. Emami, F. Farhani, and M. Safarabadi, "Influence of modal effective mass distribution on the static and dynamic behavior of a satellite structure under base excitations," *Material Science Research of India*, vol. 5, no. 2, pp. 209-218, 2008.
- [22] M. R. Roosta and M. Safarabadi, "Study of mass reduction possibility of a cubic microsatellite by replacing isogrid structure with sandwich panel structure using finite element analysis," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 16, no. 9, pp. 241-248, 2016.
- [23] M. R. Roosta and M. Safarabadi, "Investigation of a micro satellite structural properties on its effective vibration
- [8] B. Zhang, H.-F. Teng, and Y.-J. Shi, "Layout optimization of satellite module using soft computing techniques," *Applied Soft Computing*, vol. 8, no. 1, pp. 507-521, 2008.
- [9] H.-f. Teng, S.-l. Sun, D.-q. Liu, and Y.-z. Li, "Layout optimization for the objects located within a rotating vessel—a three-dimensional packing problem with behavioral constraints," *Computers & Operations Research*, vol. 28, no. 6, pp. 521-535, 2001.
- [10] J.-Z. Huo and H.-F. Teng, "Optimal layout design of a satellite module using a coevolutionary method with heuristic rules," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 22, no. 2, pp. 101-111, 2009.
- [11] A. Salehi, M. Fakoor, A. Kosari, and S. M. N. Ghoreishi, "Conceptual Design Process for LEO Satellite Constellations Based on System Engineering Disciplines," *CMES-COMPUTER MODELING IN ENGINEERING & SCIENCES*, vol. 131, no. 2, pp. 599-618, 2022.
- [۱۲] م. باقر بهرامی، "طراحی بهینه سازه یک میکروماهواره با قيود ارتعاشی"، علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ۱، شماره ۱، صفحات ۶۵-۸۰، ۱۴۰۰.
- [13] T. P. Sarafin and W. J. Larson, "Spacecraft structures and mechanisms: from concept to launch," 1995.
- [14] W. J. Larson and J. Wertz, "Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library," *Published jointly by Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers*, 2005.
- [15] M. Aliha, S. Ghoreishi, D. Imani, Y. Fotoohi, and F. Berto, "Mechanical and fracture properties of aluminium cylinders manufactured by orbital friction stir welding," *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 43, no. 7, pp. 1514-1528, 2020.

modes," *5th International Conference on Acoustics and Vibration*, 2015.

[۲۴] ح. امامی، م. صفراآبادی، "بررسی تاثیر هندسه و صلبیت صفحات جانبی یک ماهواره مکعبی در رفتار سازه تحت بارگذاری دینامیک حاصل از شرایط محیطی پرتاب"، ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوافضای ایران، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۵.

[۲۵] م. صفراآبادی، ح. امامی، "تاثیر نحوه توزیع جرم موثر مودهای ارتعاشی و رفتار محلی صفحات جانبی یک ماهواره مکعبی در طراحی سازه تحت بارگذاری دینامیک حاصل از شرایط محیطی پرتاب"، پانزدهمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۸۶.

- [26] *Testing*, ECSS-E-ST-10-03C, 2022.
- [27] A. Arianespace, "User's Manual (Issue 2-Revision 0)," *E. Perez (Ed.)*, 2012.
- [28] M. Safarabadi and S. Bazargan, "Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis," *Engineering Solid Mechanics*, vol. 3, no. 2, pp. 75-84, 2015.



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)