



Original Research Paper

Vibration Absorber System Design to Dampen Vibrations on the Block of Power Supply of Satellite Launch Vehicle

Keramat Malekzadeh Fard^{1*}, Alireza Shahi², and Alireza Pourmoayed³^{1,2}. Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran³. Faculty of Mechanical Engineering, University of Khatamul-Anbiya Air Defense, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

ABSTRACT

Article History:

Received 21 February 2025

Revised 05 August 2025

Accepted 09 August 2025

Available Online 27 August 2025

Keywords:

Satellite

Power supply block

Vibration absorber

Isolator

Semi-active


During flight missions, power supply blocks are subjected to various dynamic environments, including sinusoidal and step input vibrations, which are the primary causes of structural degradation and reduced performance of satellite launch vehicles. Among the components of these vehicles, electronic subsystems and power supply blocks are particularly susceptible to vibration-induced failures. This study investigates, for the first time, the application of semi-active absorbers in combination with a novel damping mechanism to reduce vibrations affecting the power supply block systems of satellite launch vehicles. To facilitate a comprehensive analysis, the motion equation of the power supply block was formulated in state-space representation. Based on the system's dynamic model, vibration responses were analyzed, and mitigation strategies were assessed. The proposed system incorporates a passive absorber and, ultimately, a hybrid configuration combining active and passive elements using elastomeric bases to suppress vibrations encountered during pre-launch, launch, and flight phases. Results demonstrate that the novel damper system improves efficiency by 18% compared to passive absorbers and by 16% relative to active absorbers, representing a substantial performance enhancement.

* Corresponding Author's E-mail: Kmalekzadeh@mut.ac.ir**How to Cite this Article:**

K. Malekzadeh Fard, A. Shahi, and A. Pourmoayed, "Vibration absorber system design to dampen vibrations on the block of power supply of satellite launch vehicle," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 1-14, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)  **ACCESS** Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).

طراحی سیستم جاذب ارتعاشات برای میراسازی ارتعاشی وارده بر بلوک تأمین انرژی موشک‌های ماهواره‌بر

کرامت ملک‌زاده فرد^{۱*}، علیرضا شاهی^۲، و علیرضا پورموید^۳

*۱- استاد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- دانشیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم‌الانبیاء (ص)، تهران، ایران

چکیده

بلوک‌های تأمین انرژی در طول انجام مأموریت پروازی خود، تحت اثر محیط‌های دینامیکی و ارتعاشی مختلفی از جمله ارتعاشات با ورودی سینوسی، پله قرار می‌گیرند که اثر آن‌ها، عمده‌ترین دلیل در تخریب و تضعیف عملکرد کلی موشک‌های حامل می‌باشد. از قسمت‌های مختلف موشک‌های ماهواره‌بر، زیرسیستم‌های الکترونیکی و بلوک تأمین انرژی موشک‌های ماهواره‌بر است که حساس به ارتعاشات ایجاد می‌شود. در این مقاله به تشریح استفاده از جاذب‌های نیمه فعال و جاذب ابتکاری پرداخته شده و برای اولین بار جهت میراسازی ارتعاشات وارده بر سامانه‌های بلوک تأمین انرژی موشک‌های ماهواره‌بر بررسی شده است. به این طریق که برای تحلیل کلی بلوک تأمین انرژی معادله حرکت آن در فضای حالت به دست آمده است. در قدم بعدی باتوجه به نوع معادله حرکت سیستم به تحلیل ارتعاشات وارده بر ماهواره‌بر راه‌های میراسازی آن بررسی می‌شود. سیستم ابتکاری این پژوهش با استفاده از جاذب غیرفعال و در نهایت با استفاده از ترکیب جاذب‌های فعال و غیرفعال (پایه‌های الاستومری) به میراسازی ارتعاشات ایجاد می‌شود. در حین پرتاب و در زمان پرواز پرداخته شده است. همچنین نتایج تحقیق نشان می‌دهد که سیستم میراگر ابتکاری مورد استفاده، راندمان را ۱۸ درصد بیشتر نسبت به جاذب غیرفعال و ۱۶ درصد بهتر از جاذب فعال می‌نماید که در نوع خود بسیار قابل توجه است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۳ اسفند ۱۴۰۳
بازنگری ۱۴ مرداد ۱۴۰۴
پذیرش ۱۸ مرداد ۱۴۰۴
اولین انتشار ۰۵ شهریور ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

ماهواره‌بر
بلوک تأمین انرژی
جاذب ارتعاشات
ایزولاتور
نیمه فعال

* پست الکترونیکی نویسنده مسئول: Kmalekzadeh@mut.ac.ir

How to Cite this Article:

K. Malekzadeh Fard, A. Shahi, and A. Pourmoayed, "Vibration absorber system design to dampen vibrations on the block of power supply of satellite launch vehicle," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 10, No. 1, pp. 1-14, 2026, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2026.10.1.1>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by ARI. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

ارتعاشات پدیده‌ای ناگزیر و غیرقابل بیان اندازه دقیق می‌باشد که اغلب خرابی‌های عمده و مشکلات را در زیرسیستم‌های دستگاه‌های در حال حرکت را به بار می‌آورد [۱]. یکی از روش‌های مرسوم و به کار برده شده در تجهیزات مکانیکی برای دمپ ارتعاشات استفاده از جاذب‌های غیرفعال [۲] با هزینه‌های بسیار پایین می‌باشد که تا حد نسبتاً خوبی ارتعاشات ایجاد سیستم را کنترل می‌کند. استفاده از میراگرهای غیرفعال نیاز به راه‌اندازی اولیه ندارد که در واقع مزیت اصلی این جاذب‌ها می‌باشد [۳]. در جهت تحقق مأموریت‌های پروازی تجهیزات هوافضایی و بالا بردن راندمان این تجهیزات، باید مسائل و مشکلات مربوط به طراحی، ساخت، تولید و آزمایش‌های گوناگون را به نحوی حل نمود که عملکرد مطلوب و مورد انتظار در تست‌های عملی و آزمایشگاهی حاصل شود [۴ و ۵]. باتوجه به اینکه سیستم بلوک تأمین در نظر گرفته شده در این مقاله و جاذب ارتعاشی ابتکاری کاملاً ساینینگ و انعطاف‌پذیر از جهت نصب بر روی بدنه و یا پک در بلوک تأمین انرژی می‌باشد و ساخت قطعات موردنیاز آن، به سادگی قابل انجام می‌باشد و عملکردهای سیستم را با استفاده از آزمون‌های تحلیلی و آزمایشی در محیط نرم‌افزار به اثبات رسیده می‌توان به راحتی از آن استفاده نمود. سیستم‌های کنترلی ارتعاشی را در سیستم باید به نحوی بکار برد که ماهواره بتواند از نظر ارتعاشات وارده به قسمت‌های مختلف آن بخصوص موتور، تجهیزات الکترونیکی و بلوک تأمین انرژی کاملاً میرا باشد و صدمات احتمالی وارده به حرکت اصلی و مأموریت پروازی موشک‌های حامل جلوگیری شود. همچنین باتوجه به اینکه عملکرد اصلی موشک‌های حامل بخصوص موشک‌های ماهواره‌بر بعد از تزریق ماهواره اهمیت خواهد داشت لذا باید سیستم را کاملاً میرا و با حداقل ارتعاش، با استفاده از سیستم‌های نوین ارتعاشی کنیم تا مأموریت به‌طور کاملاً موفقیت‌آمیز انجام شود [۶]. از جمله کارایی میراگرهای فعال را می‌توان در کاهش نویز توربین‌های بادی در نیروگاه‌ها دانست [۷]، باتوجه به اینکه میراگرهای ارتعاشی فعال به‌طور گسترده‌ای در این سیستم‌ها استفاده می‌شود و هزینه‌های بالایی به این صنعت باتوجه به فناوری خاص این میراگر، وارد می‌کند و باتوجه به اینکه سیستم بلوک تأمین از لحظه آماده به پرتاب دچار ارتعاشی مشابه با سیستم توربین‌ها در لحظه بدون وزش باد می‌باشد، استفاده از میراگر ابتکاری مقاله هزینه میراسازی ارتعاش را به‌طور محسوسی کاهش می‌دهد. کاهش ارتعاشات تیرها و ورق‌های نصبی بدون تکیه‌گاه در سیستم [۸] باتوجه به اینکه میراگر ارتعاشی تحقیق حاضر از جهت نصب به بدنه بلوک تأمین و بدون نصب به بدنه موشک کاملاً مستقل از جهت به‌کارگیری تکیه‌گاه

می‌باشد کاملاً بهینه و کاربری آن بسیار آسان‌تر خواهد بود. کاهش ارتعاشات سازه‌های ساختمانی و فلزی و استفاده از آن‌ها در دمپ ارتعاش ایجاد می‌تواند توسط بار زلزله [۹ و ۱۰] با توجه به‌کارگیری گسترده در کشور ژاپن و اندونزی، از میراگرهای ارتعاشی فعال برای دمپ ارتعاشات، از تنوع ارتعاشات لرزه‌ای و اتفاقی و بار پله با استفاده از جایگذاری آن‌ها در پی ساختمان و زیر ستون‌ها با اندازه‌های بسیار بزرگ، دمپ این نوع ارتعاش را در سیستم‌های ارتعاشی ما باتوجه به ماهیت بار ایجاد می‌شود مشابه در هر دو سیستم را قابل توجیه می‌کند ولی از آنجایی که جایگیری و وزن بالایی دارد نمی‌توان گزینه‌ای مناسبی برای یک سیستم هوافضایی دانست.

باتوجه به بررسی‌های صورت گرفته در مقاله‌ای انتشار یافته در سال ۲۰۲۴ توسط آوانس^۱ و همکاران از نظر نمودارهای ارتعاشی بعد از وارد شدن بار و با استفاده از حالات و فرکانس‌های ارتعاشی مختلف، می‌توان میراگرهای ارتعاشی تحقیق حاضر را کاملاً بهینه‌تر و مستقل‌تر باتوجه به عدم درگیر کردن بدنه باتوجه به مأموریت مورد انتظار دانست [۱۰]. کاهش نویز ریل بعد از عبور قطار در محیط‌های شهری و برون‌شهری [۱۱] در ریل‌های قطار نیز باتوجه به اتصال کامل آن‌ها به زمین کاملاً محدود شده‌است و تکیه‌گاهی کامل برای دمپ این ارتعاشات ایجاد نموده‌اند و باتوجه به اینکه بلوک تأمین انرژی مستقر در موشک ماهواره‌بر در لحظه پرواز از زمین کاملاً جدا می‌باشد امکان به‌کارگیری این نوع جاذب‌ها نیز در سیستم در نظر گرفته شده در این تحقیق مناسب نخواهد بود. میلاد مجیدان و همکاران [۱۲] با استفاده از روش آزمایشگاهی پاسخ ایزولاتور الاستومری تحت اثر بارگذاری ضربه‌ای را تعیین نمودند و مدل عددی برای تحلیل پاسخ ایزولاتور جهت تعیین میزان نسبت انتقال و نمودار طیف پاسخ شوک در محدوده فرکانس تحریک ارائه نمودند. پینگ و همکاران [۱۳]، از ایزولاتور ویسکو-الاستومر مگنت که شامل مواد هوشمند جدید می‌باشد و مزایای زیادی در سال‌های اخیر از آن مشاهده شده، استفاده کردند. ویسکو-الاستومر مگنت می‌تواند سفتی و میرایی قابل تنظیمی برای سازه فراهم کند. آن‌ها نشان دادند که رسیدن به ویژگی‌های دینامیکی مطلوب توسط اعمال رشته‌های مغناطیسی در سازه صورت می‌گیرد. ژاو و همکاران [۱۴]، در یک مقاله مروری به بررسی جامع روش‌های تحقیق و مدل‌های محاسباتی برای مطالعه ویژگی‌های ارتعاشی استاتیکی و دینامیکی مواد با میرایی ویسکوالاستیک پرداختند. آن‌ها در این مقاله روش‌های سنتی میرایی ویسکوالاستیک را بر اساس ویژگی‌های فیزیکی، کاربرد و روش‌های محاسباتی تقسیم‌بندی نمودند. کاهش ارتعاشات چرخ‌دنده‌ها و تجهیزات دوار بخصوص پمپ‌های به‌کار برده

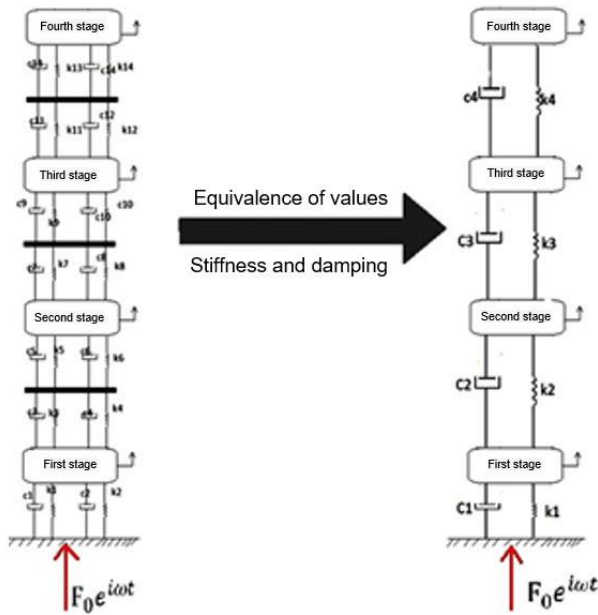
داس^۳ و همکاران [۲۰]؛ با حل عددی در نرم‌افزار انسیس به مطالعه رفتار ایزولاتورهای الاستومری تقویت‌شده پرداختند. آن‌ها در این مطالعه به جای استفاده از تقویت‌کننده‌های رایج قدیمی مانند فولادها از الیاف کربن استفاده کردند. همچنین نشان دادند که رفتار جاذب‌های انرژی در صورت استفاده از الیاف کربن بهبود ویژه‌ای می‌یابند. روش ایزولاسیون غیرفعال [۲۱] برای محافظت از مجسمه‌های باستانی تحت بار زلزله و دیگر ارتعاشات توسط الیمجانوف^۴ ارائه گردیده است. در این تحقیق جاذب به صورت یک سیستم با ۵ درجه آزادی مدل و با آزمون تجربی اعتبارسنجی شده است. همچنین ایشان در این پژوهش از دو الگوریتم بهینه‌سازی متفاوت برای بهینه‌کردن پارامترها استفاده کردند. مطلبی و نجفی [۲۲] در بروزترین پژوهش‌های انجام شده در داخل کشور نیز در پژوهش‌های جداگانه خود هر یک با روش‌های ابتکاری، به بکارگیری میراگرهای جرمی مستهلک شده اقدام نمودند که با توجه به اینکه موشک‌های ماهواره‌بر در لحظه جدایش از سکوی ارتعاشی وارد فاز شوک و ارتعاش ناگهانی می‌شوند نمی‌توان این نوع میراگر را گزینه‌ای مناسب برای دمپ شوک‌های ناشی از سکوی پرواز در لحظه جدایش بدانیم. نتایج بهینه‌سازی تحقیق آورش^۵ [۲۳] نشان داد که ارتعاش منتقل شده به سازه در روش جرم-فنر میزان شده ساکن به طرز قابل توجهی کاهش می‌یابد، بدون اینکه جرم اضافه‌ای به سیستم وارد شود. آقایان عسگر پور و مزیدی [۲۴] نیز در پژوهشی در سال ۲۰۲۳ تلاش‌های مؤثری برای به‌دست آوردن راه‌کاری مناسب برای میراسازی ارتعاشات شفت‌های انتقال نیرو با استفاده از روش‌های نوین پرداختند و سبب ارائه مدل‌های مناسبی برای بکارگیری در دمپ ارتعاشات موتورهای همیشه در حرکت شدند. با توجه به کارکرد و کارایی بسیار بالای سیستم ارتعاشی مطرح شده در این مقاله در نوآوری خاص آن، میراگر به کار برده شده در این مقاله نسبت به ایزولاتورهای بکار برده شده در صنعت، کاربری ویژه و سهل‌تری و با محاسبات کمتری دارد و امکان انبار کردن این سیستم ارتعاشی با توجه به استراتژیک بودن نگهداری موشک‌های حامل در انبارها، امکان مقاومت این نوع ایزولاتور در برابر بارهای آکوستیک بالا و امکان دمپ ارتعاشات با انرژی بالا و پایین بدون محاسبات و تحلیل‌های گسترده و زمان‌بر، اندازه نسبتاً کوچک‌تر از میراگرهای مشابه و امکان دمپ بارهای ارتعاشی از نوع سینوسی، پله‌ای و با انرژی‌های پایین و بالا را با هزینه‌ی ساخت و نگهداری بسیار پایین‌تر نسبت به پژوهش‌های قبلی دانست. همچنین جاذب ارتعاشی بکار برده شده در

شده در صنایع پتروپالایشگاهی [۱۵] را می‌توان از جهتی مشابه بلوک تأمین انرژی دانست. با توجه به اینکه موشک‌های حامل بعد از لحظه جدایش از زمین و تا زمان تزریق ماهواره در حال ارتعاش دائمی می‌باشد؛ که در سیستم ارتعاشی پمپ‌ها از میراگر غیرفعال معمولاً استفاده می‌شود که در این نوع سیستم نمی‌توانیم با توجه به نوع میراگر بکار برده شده ارتعاشات با فرکانس‌های پایین استفاده کرد لذا با توجه به امکان به‌کارگیری نوع جاذب ارتعاشی ابتکاری در این مقاله می‌توان تا حد زیادی این مشکل را در صنایع مشابه حل نمود. با توجه به اینکه سیستم در نظر گرفته شده در این تحقیق دارای نویز بالایی حرکتی و آکوستیک در لحظه می‌باشد امکان وارد شدن صدمات احتمالی به میراگر در لحظه جدایش از زمین را محتمل می‌کند که به این دلیل نمی‌توان از سیستم‌های دمپ ارتعاشی مرسوم استفاده نمود [۱۶]. نجاتی و همکاران [۱۷] روش تحلیلی برای ارزیابی میزان شوک انتقالی به نقاط مختلف یک نانو ماهواره ارائه دادند. آن‌ها در این پژوهش سطح شوک انتقالی به زیرسیستم‌های حساس به شوک را در حوزه‌ی زمان و فرکانس را تعیین نمودند. در حوزه‌ی زمان با داشتن پیشینه شتاب-زمان پیرو شوک ورودی با استفاده از مدل ساده شده‌ی چند درجه آزادی پاسخ سیستم را می‌توان در نقاط موردنظر به‌دست آورد. در حوزه‌ی فرکانس با داشتن طیف پاسخ شوک ورودی و ماتریس مودال سیستم، پیشینه پاسخ محتمل محاسبه می‌شود. آن‌ها به این نتیجه رسیدند که پاسخ حاصل از طیف پاسخ شوک، توانایی دقیق پاسخ را نداشته و تنها ارائه‌کننده حدود آن جهت تجسم سریع رفتار دینامیکی سیستم است.

وانگ^۱ و همکاران [۱۸]؛ با حل عددی توسط نرم‌افزار انسیس به پیش‌بینی پاسخ شوک ناشی از جدایش مهره‌ها و پارامترهای حساس پاسخ شوک پرداختند. آن‌ها با روش دینامیک اکسیلیسیست و هیدروکد متناسب با جدایش مهره، پاسخ پیرو شوک را به‌دست آوردند و نتایج را با آزمون‌های تجربی مقایسه کردند. سپس اثر پیش بار و مقدار ماده‌ی انفجاری را در پاسخ پیرو شوک بررسی کردند. آن‌ها همچنین نشان دادند افزایش پیش بار راه مؤثری در کاهش شوک دریافتی توسط فضاپیما است. وکیلوف^۲ و همکاران [۱۹] در سال ۲۰۲۴ تحلیل‌هایی را بر روی شدت امواج ورودی و خروجی ایزولاتور با استفاده از حسگر شتاب در سه راستای عمود بر هم اندازه‌گیری کردند. نتایج تحلیل مدل ایزولاتوری آن‌ها در دو سطح مختلف بارگذاری ضربه نشان می‌دهد که میزان افت و نمودار طیف پاسخ شوک محاسبه شده با نتایج آزمایشگاهی تطابق مناسبی دارد.

4. Alimjonov
5. Auersch

1. Wang
2. Vekilov
3. Das



شکل ۲- فرآیند ساده‌سازی مدل اولیه به مدل ساده‌شده ۴ درجه آزادی با در نظر گرفتن سفتی و میرایی معادل.

Fig. 2. The process of simplifying the initial model to a simplified 4-degree-of-freedom model considering equivalent stiffness and damping.

برای به‌دست آوردن معادله حرکت کلی هر یک از بلوک‌های مراحل موشک ماهواره‌بر، ابتدا محاسبه سفتی سازه آن در هر بلوک انجام و سپس برای ساده‌سازی آن، مراحل ۴ درجه آزادی از روی داده ماهواره‌بر موردنظر به محاسبات مربوط به آن پرداخته شده‌است. در گام اول برای محاسبه سفتی سازه ماهواره‌بر ابتدا بایستی سطح مقطع مؤثر را محاسبه کرد که برای این منظور از تئوری پوسته‌های تقویت‌شده استفاده شده‌است. همچنین برای تعیین ضریب سفتی^۱ سازه ماهواره‌بر که به‌صورت استوانه‌ای با شبکه‌های تقویت‌شده می‌باشد، از رابطه (۱) استفاده شده‌است. باتوجه به این که در ماهواره موردنظر متریال غالب آلومینیوم سری ۷۰۷۵ می‌باشد، لذا مقادیر مقدار طول، سطح مقطع و جرم هر مرحله در جدولی مطابق جدول (۱) در نظر گرفته شده‌است

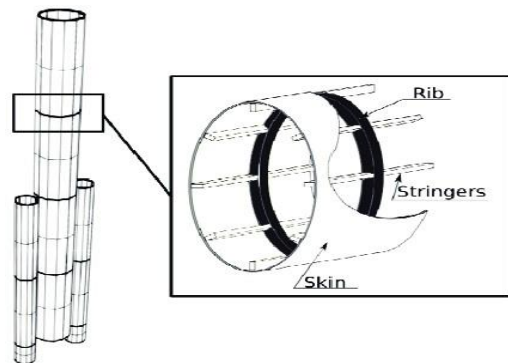
$$K = \frac{E \cdot A}{L} \quad (1)$$

در معادله (۱)، A مساحت سطح مقطع، E مدول الاستیسیته یا مدول یانگ و L طول سازه می‌باشد.

این مقاله ارتعاشات وارده به بلوک تأمین انرژی ماهواره را در فرکانس‌های پایین‌تر از ۱۰۰ هرتز به‌طور ویژه‌ای کاهش می‌دهد که می‌توان گفت در عمل، مزیت اصلی جاذب‌های فعال را دارند و نیز در فرکانس‌های ارتعاشی بالاتر از ۵۰۰ هرتز عملکرد ویژه و بهتری را نسبت به جاذب غیرفعال را از خود نشان می‌دهند.

۲ محاسبه ضریب سفتی مجموعه ماهواره‌بر

مجموعه ماهواره‌بر موردنظر شامل اجزای مختلفی می‌باشد که از جمله‌ی آن می‌توان به سازه، پوسته، مخازن سوخت و بلوک تأمین انرژی و ... اشاره نمود. برای طراحی صحیح جاذب ارتعاشی موردنظر و سیستم کنترلی باید مقادیر دقیق سفتی و میرایی را به‌دست آورد. در این تحقیق برای محاسبه صحیح مقادیر سفتی و میرایی ماهواره‌بر از روش‌های محاسبه‌ی سفتی برای پوسته‌های تقویت‌شده استفاده شده‌است، به این دلیل که در واقع سازه ماهواره‌بر پوسته با ریب و استرینگرهای تقویت‌شده می‌باشد مطابق شکل (۱) و در نهایت با استفاده از سفتی و میرایی معادل و قوانین سری و موازی این سفتی و میرایی هر یک را معادل می‌کنیم تا از افزایش حجم معادلات جلوگیری شود.



شکل ۱- پوسته ماهواره‌بر که توسط ریب‌ها و استرینگرها تقویت شده.

Fig. 1. Satellite launch vehicle shell reinforced by ribs and stringers.

۳ معادلات حرکت سیستم در حالت ساده‌شده (مدل ۴ درجه آزادی)

در این تحقیق مدل ابتدایی مطابق شکل (۲) سمت چپ می‌باشد که با معادل‌سازی مقادیر سفتی و میرایی آن به شکل سمت راست در شکل (۲) خواهیم رسید که در واقع مدل‌سازی اولیه سیستم می‌باشد.

جدول ۱- مقادیر جرم، طول و سطح مقطع مؤثر [۲۲].

Table 1. Mass, length and effective cross-sectional area values [22].

Step number	Modulus of elasticity (GPa)	Effective cross-sectional area (m ²)	Length (m)	Mass (kg)
First stage	71.7	0.03	4	6200
Second stage	71.7	0.03	3	6200
Third stage	71.7	0.03	5	6200
Supply block set	71.7	0.03	1.1	130

$$k = \frac{71.7e9 \left(\frac{N}{m^2}\right) * 0.03(m^2)}{4m} \quad \text{مرحله اول تا سوم} \quad (2)$$

$$= 5.385 e7 N/m$$

$$k = \frac{71.7e9 \left(\frac{N}{m^2}\right) * 0.04(m^2)}{1m} \quad \text{مرحله چهارم} \quad (3)$$

$$= 2.151 e9 N/m$$

مرحله چهارم ماهواره‌بر همان مرحله بلوک تأمین انرژی همراه با یک جاذب ارتعاشی در این تحقیق در نظر گرفته می‌شود که در واقع ترکیبی از جاذب ارتعاشی غیرفعال از نوع جاذب الاستومری همراه با نوع جاذب فعال بوده که در مقاله پیش رو از نوع میراگر MR برای هدفمند کردن ارتعاشات در فرکانس‌های ارتعاشی پایین‌تر از ۱۰۰ هرتز و فرکانس‌های بالا که خاص کاربرد میراگرهای غیرفعال می‌باشد کاربرد خواهد داشت.

۱.۳ محاسبه ضریب میرایی^۱ معادل در حالت ۴ درجه آزادی

مجموعه ماهواره‌بر شامل اجزای مختلفی می‌باشد که از جمله‌ی آن می‌توان به سازه، پوسته، مخازن سوخت، بلوک تأمین انرژی و غیره اشاره نمود. برای طراحی صحیح جاذب ارتعاشی موردنظر و سیستم کنترلی باید مقادیر دقیق سفتی و میرایی را به‌دست آورد. برای محاسبه صحیح مقادیر سفتی و میرایی ماهواره‌بر از روش‌های محاسبه‌ی سفتی برای پوسته‌های تقویت‌شده‌استفاده می‌شود به این دلیل که در واقع سازه ماهواره‌بر پوسته با ریب و استرینگرهای تقویت شده می‌باشد و در نهایت با استفاده از سفتی و میرایی معادل و قوانین سری و موازی این سفتی و میرایی هر یک را معادل نموده تا از افزایش حجم معادلات جلوگیری شود. برای معادل‌سازی و ساده‌سازی فنرها و

دمپرها در شکل (۲) از قوانین فنرها و دمپرها استفاده شد تا ۱۴ معادله به ۴ معادله تبدیل شود که قابل محاسبه و نتیجه قابل درک در ماتریس حالت را به توان بیان نمود.

$$C_1 = c_1 + c_2 \quad (4)$$

$$C_2 = \frac{(c_3+c_4) \cdot (c_5+c_6)}{c_3+c_4+c_5+c_6} \quad (5)$$

$$C_3 = \frac{(c_7+c_8) \cdot (c_9+c_{10})}{c_7+c_8+c_9+c_{10}} \quad (6)$$

$$C_4 = \frac{(c_{11}+c_{12}) \cdot (c_{13}+c_{14})}{c_{11}+c_{12}+c_{13}+c_{14}} \quad (7)$$

۲.۳ محاسبه سفتی معادل در حالت ۴ درجه آزادی

باتوجه به رابطه (۱) و روابط (۲) و (۳) که مقادیر سفتی را به تفکیک در مراحل اول- سوم و چهارم به‌دست آمده است و باتوجه به قوانین فنرها و دمپرها موازی و سری برای بلوک‌های ماهواره‌بر در حالت ۴ درجه آزادی، سفتی معادل ۴ بلوک تفکیک شده برابر است با:

$$K_1 = k_1 + k_2 \quad (8)$$

$$K_2 = \frac{(k_3+k_4) \cdot (k_5+k_6)}{k_3+k_4+k_5+k_6} \quad (9)$$

$$K_3 = \frac{(k_7+k_8) \cdot (k_9+k_{10})}{k_7+k_8+k_9+k_{10}} \quad (10)$$

$$K_4 = \frac{(k_{11}+k_{12}) \cdot (k_{13}+k_{14})}{k_{11}+k_{12}+k_{13}+k_{14}} \quad (11)$$

باتوجه به روابط (۲) و (۳) سفتی ماهواره‌بر به تفکیک برای ۲ حالت مراحل اول- سوم و چهارم به‌دست آمد. سفتی مراحل که در مجموع برای ماهواره‌بر ۴ درجه آزادی از k_1 تا k_{14} می‌باشد مطابق جدول (۲) برابر است با:

جدول ۲- مقادیر سفتی در حالت ۴ درجه آزادی.

Table 2. Stiffness values in 4 degrees of freedom mode.

Amount according to N/m	Spring number	Amount according to N/m	Spring number
3.2985×10^7	K₈	5.385×10^7	K₁
3.2985×10^7	K₉	5.385×10^7	K₂
3.2985×10^7	K₁₀	5.385×10^7	K₃
2.4378×10^9	K₁₁	5.385×10^7	K₄
2.4378×10^9	K₁₂	5.385×10^7	K₅
2.4378×10^9	K₁₃	5.385×10^7	K₆
2.4378×10^9	K₁₄	5.385×10^7	K₇

از آنجایی که بخشی از تحقیق در واقع جدانشده و مکمل میراگر غیرفعال از نوع الاستومر غیرفعال می‌باشد اگر $G''(\omega)$ مدول برشی اتلاف ماده ویسکوالاستیک در نظر گرفته شود، در نتیجه می‌توان سفتی و میرایی معادل میراکننده‌مان را به‌صورت روابط (۲۰) و (۲۱) محاسبه کرد.

$$k_d = \frac{G''(\omega)A}{t} \quad (20)$$

$$c_d = \frac{G''(\omega)A}{\omega t} \quad (21)$$

که در آن A سطح ماده ویسکوالاستیک و t ضخامت کل ماده ویسکوالاستیک و ω فرکانس زاویه ارتعاشی که عموماً برابر فرکانس زاویه‌ای طبیعی مود اول سیستم در نظر گرفته شده‌است، می‌باشد.

در ادامه اگر رابطه‌ی سفتی معادل (۲۰) را در فضای حالت بازنویسی کنیم به ماتریس حرکت آن نزدیک شده و خواهیم داشت.

$$\begin{Bmatrix} \dot{X} \\ \ddot{X} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} X \\ \dot{X} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 0 \\ -M^{-1}F \end{Bmatrix} \quad (22)$$

حال با استفاده از متغیر حالت، معادلات به‌دست آمده را برای فضای حالت تغییر می‌دهیم.

$$U_1 = U_2, \quad U_3 = U_4 \quad (23)$$

$$U_{2,1} = \frac{1}{M_2} [-(C_2 + C_3)u_4 + c_3u_6 + c_2u_2 - (k_3 + k_2)u_3 + k_3u_5 + k_2u_3 = F] \quad (24)$$

$$U_{3,4} = \frac{1}{M_1} [c_4u_6 - c_4u_8 - k_4u_7 + k_4u_5] \quad (25)$$

در نهایت ماتریس حالت سیستم برابر خواهد بود با:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -(K_1 + K_2) & -(C_1 + C_2) & \frac{K_2}{M_1} & \frac{C_2}{M_1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{M_2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{K_2}{M_2} & \frac{C_2}{M_2} & -\frac{(K_2 + K_3)}{M_2} & -\frac{(C_2 + C_3)}{M_2} & \frac{K_3}{M_2} & \frac{C_3}{M_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} v \quad (26)$$

باتوجه به اینکه معادله (۲۷) برای سیستم‌های چند درجه آزادی با میرایی ویسکوز صادق است خواهیم داشت:

$$[M]\{\ddot{X}\} + [C]\{\dot{X}\} + [K]\{X\} = \{F(t)\} \quad (27)$$

در نهایت جواب خصوصی $(X(t) = \{X\}\sin\omega t)$ برای حل معادلات اصلی استفاده می‌شود، و پس از جایگذاری در معادله (۲۸) مقادیر فرکانس طبیعی سیستم در حالت ۴ درجه آزادی مطابق جدول (۳) به‌دست می‌آید.

$$\ddot{X}(t) = -\omega^2\{X\}\sin\omega t \quad (28)$$

باتوجه به اینکه متریکال اصلی سازه ماهواره‌بر از آلومینیوم ساخته شده‌است، مقدار ضریب میرایی، مطابق با استاندارد برابر است با:

$$0.005 < \xi < 0.008$$

باتوجه به شکل (۲) معادلات حرکت بلوک‌های ماهواره‌بر در حالت ۴ درجه آزادی پس از ساده‌سازی معادلات، برای هر یک از بلوک‌های ماهواره‌بر به صورت روابط (۱۲) تا (۱۵) سرانجام به‌دست می‌آید. همچنین لازم به ذکر است که مرحله چهارم موشک ماهواره‌بر را همان مرحله بلوک تأمین انرژی همراه با یک جاذب ارتعاشی تحقیق در نظر گرفته می‌شود که در واقع ترکیبی از جاذب ارتعاشی غیرفعال از نوع جاذب الاستومری می‌باشد که معادلات حرکت هر یک بلوک که ۴ بلوک نهایی به‌صورت در ارتباط باهم به‌دست می‌آید.

محاسبه معادله حرکت مرحله اول:

$$M_1\ddot{x}_1 + (c_1 + c_2)\dot{x}_1 - c_2\dot{x}_2 + (k_1 + k_2)x_1 - k_2x_2 = F_0e^{i\omega t} \quad (12)$$

محاسبه معادله حرکت مرحله دوم:

$$M_2\ddot{x}_2 + (c_2 + c_3)\dot{x}_2 - c_3\dot{x}_3 - c_2\dot{x}_1 - k_2x_1 + (k_3 + k_2)x_2 - k_3x_3 = 0 \quad (13)$$

محاسبه معادله حرکت مرحله سوم:

$$M_3\ddot{x}_3 + (c_3 + c_4)\dot{x}_3 - c_3\dot{x}_2 - c_4\dot{x}_4 + (k_3 + k_2)x_3 - k_3x_2 - k_4x_4 = 0 \quad (14)$$

محاسبه معادله حرکت یک بلوک تأمین انرژی همراه با جاذب ارتعاشی آن:

$$M_4\ddot{x}_4 + c_4\dot{x}_4 - c_4\dot{x}_3 + k_4x_4 + k_4x_3 = 0 \quad (15)$$

۴ مدل‌سازی سیستم ساده شده ۴ درجه آزادی در فضای حالت

اگر فرض کنیم سیستم چند ورودی و چند خروجی دارد و دارای n انتگرال گیر و r ورودی و نیز f خروجی باشد. در این صورت اگر خروجی انتگرال‌گیرها را به عنوان متغیر حالت تعریف کنیم در این حالت برای هر یک از بلوک‌های ماهواره باید معادله‌ای جداگانه حل کنیم که در این صورت خواهیم داشت:

$$\dot{x}(t) = f(x, v, t) \quad (16)$$

$$y(t) = g(x, v, t) \quad (17)$$

اگر توابع f و g مستقل از زمان باشند در آن صورت سیستم مستقل از زمان خواهد شد که در واقع معادلات را سهل‌تر خواهد نمود. برای ساده‌سازی و استاندارد شدن معادلات نیاز به بازنویسی آن‌ها طبق معادلات (۱۸) و (۱۹) داریم که به‌صورت کاملاً خطی و استاندارد می‌باشند که مرجع اصلی حل سیستم خواهند بود.

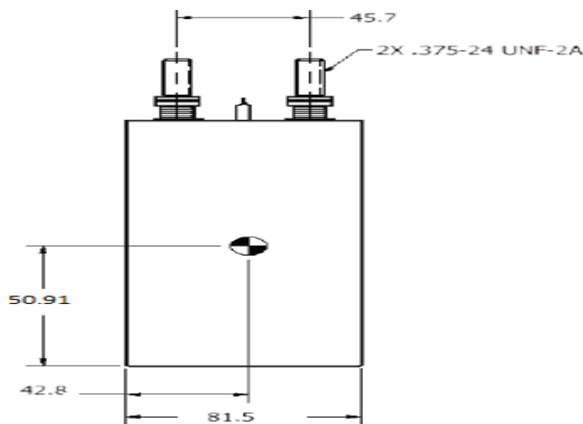
$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)v(t) \quad (18)$$

$$y(t) = C(t)x(t) + \lambda(t)v(t) \quad (19)$$



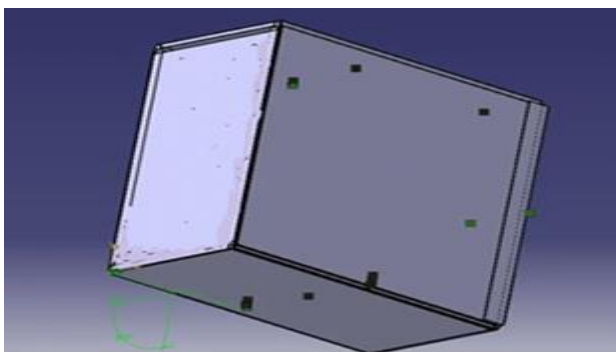
شکل ۳ - نمای باتری مورد استفاده موشک ماهواره‌بر تحقیق.

Fig. 3. View of the battery used in the research satellite launch vehicle.



شکل ۴ - نمای باتری موشک ماهواره‌بر در نرم‌افزار اتوکد واحدها به سانتی‌متر می‌باشد.

Fig. 4. Satellite launch vehicle battery view in AutoCAD software. Units are in centimeters.



شکل ۵ - نمای باتری ماهواره‌بر در نرم‌افزار سالیدورکس.

Fig. 5. Satellite launch vehicle battery view in SolidWorks software.

برای شبیه‌سازی یک بلوک تأمین انرژی و تحلیل رفتار ارتعاشی سیستم از نرم‌افزار آباکوس استفاده شد تا بتوان اعداد به‌دست آمده را با استفاده از روش تحلیلی صحت‌سنجی نمود.

$$\{X\}\sin\omega t = \{0\} \quad (29)$$

جدول ۳ - مقادیر فرکانس طبیعی به‌دست آمده.

Table 3. Obtained natural frequency values.

ω_{n1}	12.36
ω_{n2}	23.11
ω_{n3}	29.36
ω_{n4}	112.32

۵ محاسبه فرکانس طبیعی بلوک تأمین انرژی موشک‌های ماهواره‌بر

باتوجه به اطلاعات ابعادی و مواد کاربردی در بلوک تأمین انرژی موشک ماهواره موردنظر مطابق جدول (۴)، ابتدا به طراحی آن در نرم‌افزار سالیدورکس و سپس با استفاده از نرم‌افزار آباکوس به تحلیل آن پرداخته می‌شود. برای این منظور در این بخش ابتدا نقشه ابعادی از باتری موشک ماهواره‌بر ترسیم و سپس جهت صحت‌سنجی تحلیل، نحوه بارگذاری و شرایط مرزی، انتخاب المان، حساسیت مش، همگرایی مش انجام می‌شود. در ادامه ترسیم ۵ مود ارتعاشی اول یک بلوک تأمین انرژی، فرکانس‌های به‌دست آمده برای ۴ مود ارتعاشی و سفتی به‌دست آمده برای بلوک تأمین انرژی نشان داده می‌شود.

جدول ۴ - اطلاعات کاربردی ماهواره موردنظر در این تحقیق.

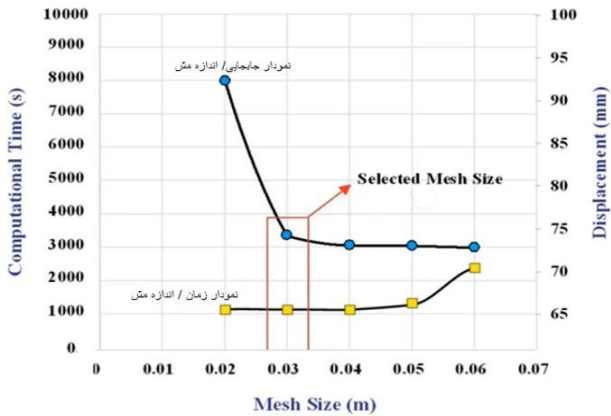
Table 4. Useful information about the satellite in question in this research.

Step number	Modulus of elasticity (GPa)	Effective cross-section (m ²)	Length (m)	Mass (kg)
Supply Block Set	71.7	0.0403	1.018	200

۱.۵ نقشه ابعادی باتری موشک ماهواره‌بر

در شکل (۳) نمایی از نسل جدید باتری‌های موشک‌های ماهواره‌بر مورد استفاده در ماهواره‌بر مورد استفاده شده در این تحقیق نشان داده شده‌است. برای توجیه کامل ابعادی، باتری فرضی مورد استفاده در این تحقیق با استفاده از نرم‌افزار اتوکد که یکی از بهترین نرم‌افزارهای نقشه‌کشی بین طراحان و مهندسان می‌باشد، نقشه باتری موردنظر در حالت دوبعدی مطابق شکل (۴) رسم شده‌است. در شکل (۵) نمای باتری موشک ماهواره‌بر در نرم‌افزار سالیدورکس نشان داده شده‌است.

از نموداری که به آنالیز حساسیت مش معروف است مطابق شکل (۸) استفاده شد.



شکل ۸ - آنالیز حساسیت مش برای تعیین اندازه بهینه مش بلوک تأمین انرژی.

Fig. 8. Mesh sensitivity analysis to determine the optimal mesh size of the energy supply block.

باتوجه به نمودار شکل (۸) می‌توان به این مفهوم رسید که با استفاده از اندازه مش ۰/۰۳ در حداقل زمان ۳۱۰۰ ثانیه به جواب مطلوب بسیار نزدیک شدیم که می‌توان گفت اندازه مش ۰/۰۳ برای انجام این تحقیق مطلوب است.

۴.۵ همگرایی مش

برای اینکه بتوان به جوابی که به‌دست آمده اطمینان شود، باید همگرایی مش صورت بگیرد. همگرایی مش بر روی فرکانس اول سیستم به‌صورت جدول (۵) و شکل (۹) بیان شده‌است. باتوجه به اینکه در اندازه ۰/۰۳ متر از مش‌بندی و کوچک‌تر از آن به جواب‌های اعشاردار در رقم دوم می‌رسیم می‌توان اندازه ۰/۰۳ متر را به عنوان معیار در نظر گرفت.

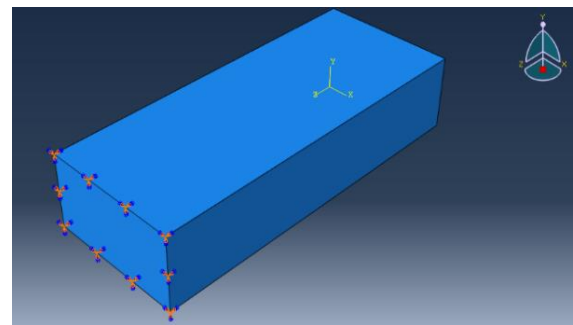
جدول ۵- همگرایی مش در آباکوس.

Table 5. Mesh convergence in Abaqus.

Mesh size (m)	First frequency of the system (Hz)
0.06	13.65
0.05	12.61
0.03	12.68
0.02	12.69
0.01	12.69

۲.۵ بارگذاری و شرایط مرزی

باتوجه به نوع ماهیت پایه‌های الاستومری (غیرفعال) و کنترل فعال که بعد از نصب بر روی بلوک تأمین انرژی، به شکل حداکثری ارتعاشات ایجاد می‌شود توسط ماهواره‌بر را میرا می‌کنند، برای تحلیل در حوزه فرکانس بلوک تأمین انرژی از مدل کردن جاذب به همراه بلوک تأمین خودداری کرده و آن‌ها را به تنهایی مدل می‌کنیم. در این تحلیل بار شوک به اندازه ۱۳۵ g به طرف آزاد بلوک تأمین در مدت ۲ ثانیه وارد می‌کنیم، و برای بلوک شتاب جاذبه به اندازه استاندارد $-9/8 \text{ m/s}^2$ در راستای z اعمال شده‌است. همچنین برای این تحلیل یک طرف بلوک تأمین کاملاً مقید شده‌است.

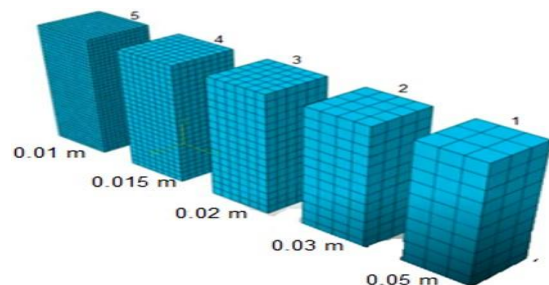


شکل ۶ - شکل مقید شده بلوک تأمین انرژی در نرم‌افزار آباکوس.

Fig. 6. Constrained shape of the energy supply block in Abaqus software.

۳.۵ انتخاب المان و توسعه شبکه

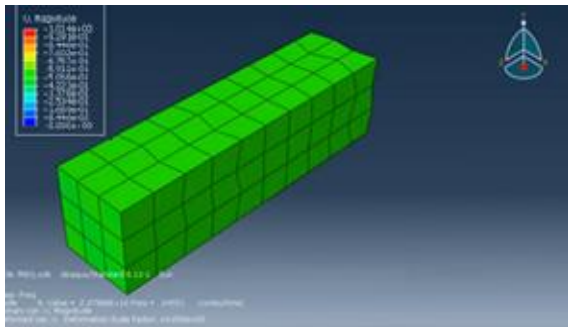
المان انتخابی برای بلوک تأمین انرژی، المان C3D8R خطی با ۸ گره است. در شکل (۷) شکل شماتیک اندازه شبکه و المان مورد استفاده در بلوک تأمین انرژی در این تحقیق نشان داده شده‌است.



شکل ۷ - المان مورد استفاده در بلوک تأمین انرژی و شکل شماتیک اندازه شبکه.

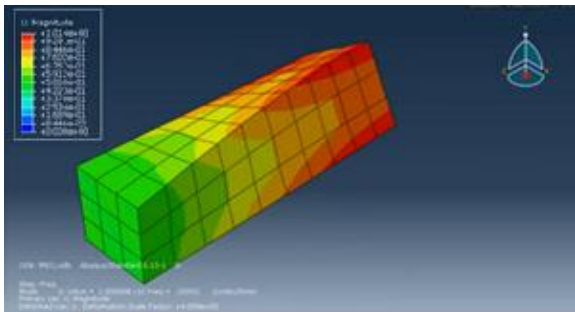
Fig. 7. Elements used in the power supply block and schematic diagram of the network size.

باتوجه به اندازه و نوع المان بندی بلوک تأمین انرژی که مطرح شد، برای رسیدن به نتیجه که از کدام اندازه برای مش باید استفاده شود،



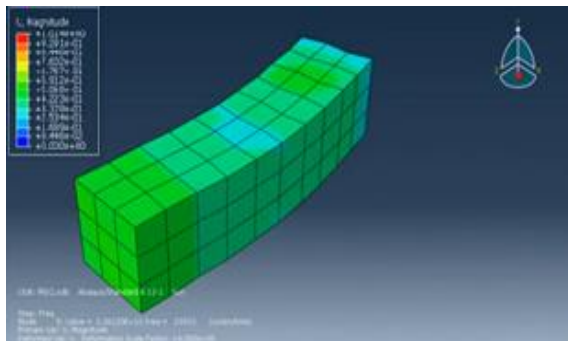
شکل ۱۲ - مود سوم ارتعاشی یک بلوک تأمین در نرم‌افزار آباکوس.

Fig. 12. Third vibration mode of the supply block pack in Abaqus software.



شکل ۱۳ - مود چهارم ارتعاشی یک بلوک تأمین در نرم‌افزار آباکوس.

Fig. 13. Fourth vibration mode of the supply block pack in Abaqus software.



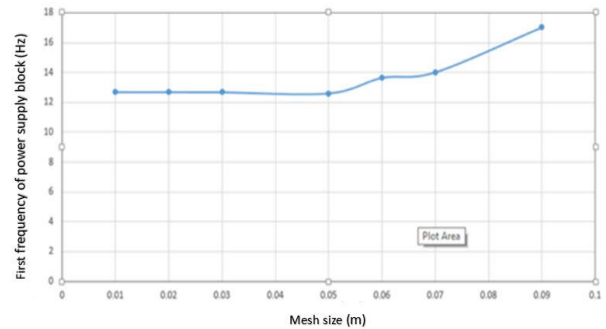
شکل ۱۴ - مود پنجم ارتعاشی یک بلوک تأمین در نرم‌افزار آباکوس.

Fig. 14. Fifth vibration mode of the supply block pack in Abaqus software.

جدول ۶ - مقادیر فرکانس طبیعی به‌دست آمده در نرم‌افزار آباکوس.

Table 6. Natural frequency values obtained in Abaqus software.

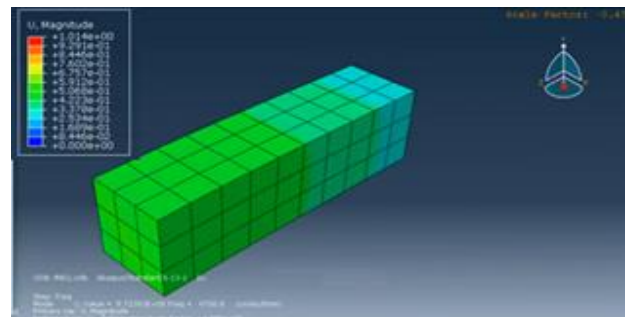
Mode	Frequency (Hz)
1	12.68
2	22.5
3	27.21
4	105.4



شکل ۹ - همگرایی مش در آباکوس.

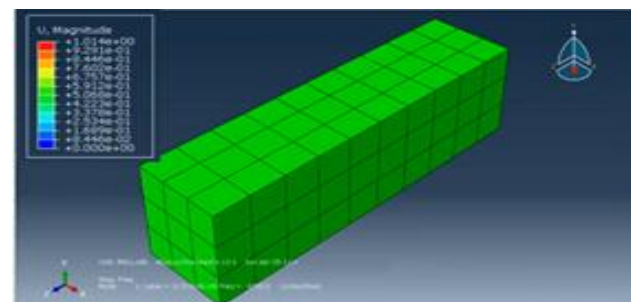
Fig. 9. Mesh convergence in Abaqus.

برای آنالیز مودال سیستم، از حلگر خطی فرکانس استفاده و تعداد مقادیر ویژه بر روی یک انتخاب شده‌است تا مقدار فرکانس به‌دست آید. همچنین پنج مود ارتعاشی اول یک بلوک تأمین انرژی که از نرم‌افزار آباکوس به‌دست آمده است در شکل‌های (۱۰) تا (۱۴) و فرکانس‌های آن در جدول (۶) نشان داده شده‌است.



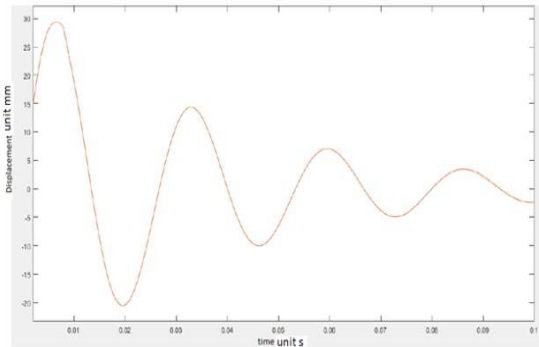
شکل ۱۰ - مود اول ارتعاشی یک بلوک تأمین در نرم‌افزار آباکوس.

Fig. 10. First vibration mode of the supply block pack in Abaqus software.



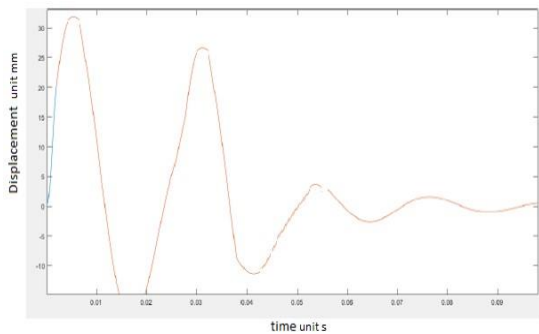
شکل ۱۱ - مود دوم ارتعاشی یک بلوک تأمین در نرم‌افزار آباکوس.

Fig. 11. Second vibration mode of the supply block pack in Abaqus software.



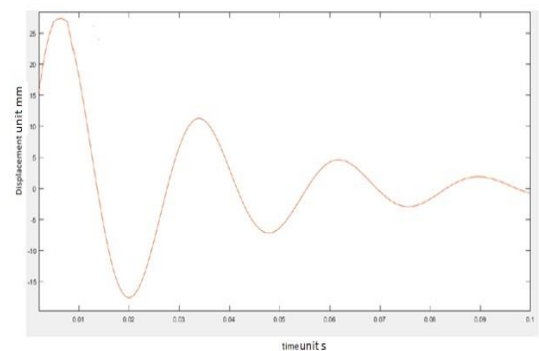
شکل ۱۶ - پاسخ سیستم جاذب ارتعاشی فعال به ورودی پله در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۰/۱ ثانیه.

Fig. 16. Response of active vibration absorber system to step input in 4 degrees of freedom mode in time 0 to 0.1 seconds.



شکل ۱۷ - پاسخ سیستم جاذب ارتعاشی غیرفعال به ورودی سینوسی در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۰/۱ ثانیه.

Fig. 17. Response of a passive vibration absorber system to a sinusoidal input in a 4-degree-of-freedom mode at a time of 0 to 0.1 seconds.



شکل ۱۸ - پاسخ سیستم جاذب ارتعاشی فعال به ورودی سینوسی در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۰/۱ ثانیه.

Fig. 18. Response of active vibration absorber system to sinusoidal input in 4 degrees of freedom mode in time 0 to 0.1 seconds.

با مقایسه مقادیر فرکانس طبیعی در نرم افزار آباکوس با حل آن به روش تحلیلی که نتایج استخراج شده از آن در جدول (۳) آمده می توان درصد خطای حل خود را با مقایسه آماری آن کمتر از ۵ درصد در نظر گرفت که از لحاظ مهندسی حل قابل قبولی می باشد.

پس از انجام آنالیز مودال بر روی بلوک تأمین انرژی، فرکانس طبیعی به دست آمده در حالت صلب با استفاده از رابطه $\omega = \sqrt{\frac{k}{m}}$ سفتی بلوک تأمین محاسبه می شود.

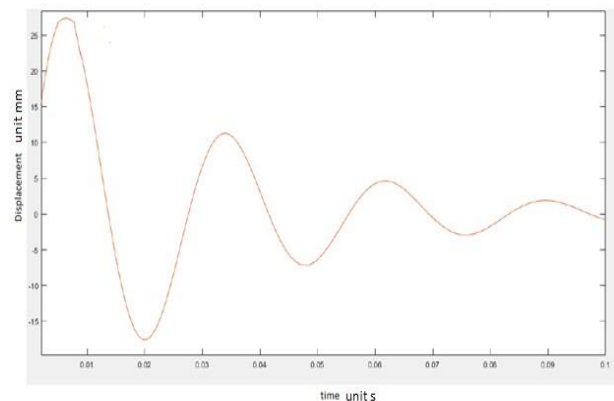
$$14.286\text{Hz} = \sqrt{\frac{k}{200kg}}$$

$$\text{N/m} \rightarrow k = \sqrt{(14.286)^2 * 200} = 200.036$$

۶ نتایج نهایی

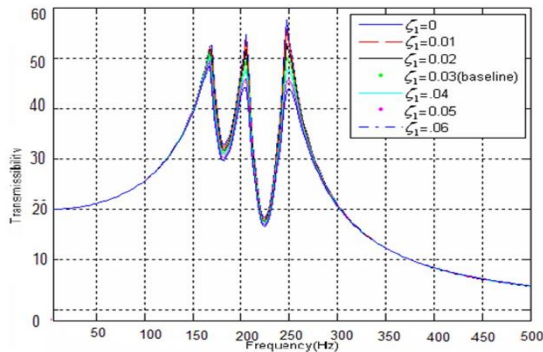
۱.۶ اعمال ورودی و بررسی پاسخ بلوک تأمین انرژی ماهواره بر

در نهایت بعد از بررسی سیستم و به دست آمدن فرکانس طبیعی سیستم، پاسخ سیستم را از آنجایی که بلوک تأمین انرژی از زمان، حین پرتاب و در لحظه پرواز و در لحظه انجام مأموریت پروازی تحت محیط دینامیکی و ارتعاشی شدیدی قرار دارد، در ادامه به بررسی و تحریک سیستم با ورودی پله و سینوسی که اصلی ترین ارتعاشات ایجاد شده در بلوک تأمین انرژی در درجات مختلف آزادی و نحوه پاسخ ارتعاشی در موشک های ماهواره بر می باشند، پرداخته می شود.



شکل ۱۵ - پاسخ سیستم جاذب ارتعاشی غیرفعال به ورودی پله در حالت ۴ درجه آزادی در زمان ۰ تا ۰/۱ ثانیه.

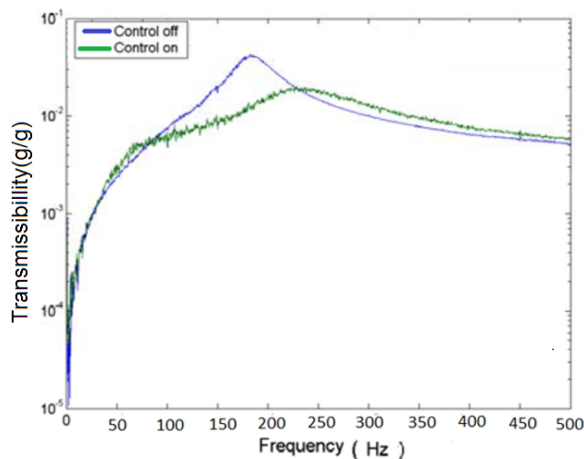
Fig. 15. Response of passive vibration absorber system to step input in 4 degrees of freedom mode at time 0 to 0.1 seconds.



شکل ۲۱- تغییرات نمودار انتقال پذیری جاذب نیمه فعال با میرایی متغیر بر اثر تغییر نسبت میرایی (در فرکانس‌های ۱۵۶ و ۲۰۵ و ۲۵۰ هرتز هم‌پوشانی ندارند).

Fig. 21. Changes in the transmittance diagram of a semi-active absorber with variable attenuation due to changes in the attenuation ratio (they do not overlap at frequencies of 156, 205, and 250 Hz).

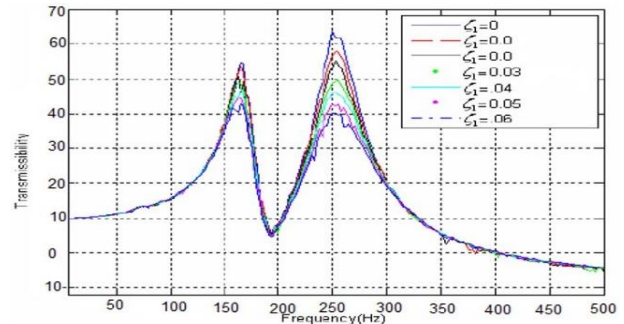
در شکل (۲۲) عملکرد سیستم کنترلی ابتکاری (جاذب ارتعاشی ترکیبی از غیرفعال (جاذب الاستومری) و کنترل فعال) به کار برده شده در دو حالت روشن و خاموش و در جدول (۷) عملکرد جاذب ارتعاشی ترکیبی از غیرفعال و کنترل فعال (جاذب ارتعاشی ابتکاری) در فرکانس‌های مختلف تحت ارتعاش با ورودی پله نشان داده شده‌است.



شکل ۲۲- عملکرد سیستم کنترلی ابتکاری (جاذب ارتعاشی ترکیبی از غیرفعال (جاذب الاستومری) و کنترل فعال) به کار برده شده در دو حالت روشن و خاموش.

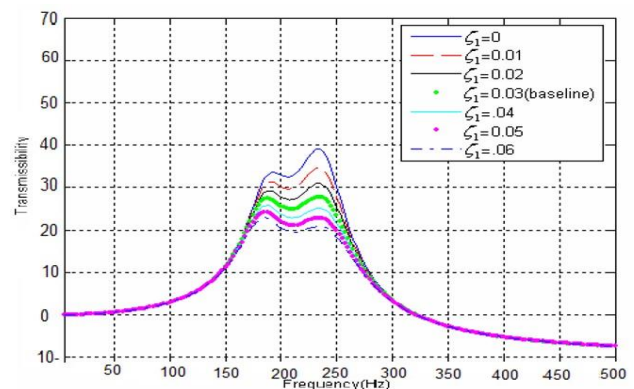
Fig. 22. The innovative control system (a combination of passive vibration absorber (elastomeric absorber) and active control) operates in both on and off modes.

برای بررسی اثرات ضرایب میرایی مختلف بر جاذب نوع فعال و غیرفعال، با استفاده از نمودار انتقال‌پذیری مطابق شکل‌های (۱۹) و (۲۰) به تحلیل آن در فرکانس کاری سیستم که بین ۵۰ تا ۵۰۰ است، پرداخته می‌شود.



شکل ۱۹- تغییرات نمودار انتقال‌پذیری جاذب غیرفعال (پایه الاستومری) با میرایی متغیر بر اثر تغییر نسبت میرایی (در فرکانس‌های ۱۶۰ و ۲۵۰ هرتز هم‌پوشانی ندارند).

Fig. 19. Changes in the transmittance diagram of a passive absorber (elastomer base) with variable damping due to changes in the damping ratio (they do not overlap at frequencies of 160 and 250 Hz).



شکل ۲۰- تغییرات نمودار انتقال‌پذیری جاذب فعال با میرایی متغیر بر اثر تغییر نسبت میرایی.

Fig. 20. Changes in the transmittance diagram of an active adsorbent with variable attenuation due to changes in the attenuation ratio.

با بررسی نمودار انتقال‌پذیری در دو حالت فعال و غیرفعال با نسبت میرایی مختلف به این مفهوم می‌رسیم که جاذب‌های فعال باتوجه به روند تغییر نسبت میرایی، انتقال‌پذیری کمتری دارند. باتوجه به سیستم پیشنهادی در این تحقیق نمودار انتقال‌پذیری را در حالت نیمه فعال مطابق شکل (۲۱) می‌باشد.

خود تحت ارتعاشات مختلف با دامنه ارتعاشی بین ۵۰ تا ۵۰۰ هرتز قرار می‌گیرد سیستم طراحی شده به‌طور محسوسی ارتعاشات ایجاد را کاسته و میرا می‌کند و از وارد شدن صدمات احتمالی به بلوک تأمین انرژی ماهواره جلوگیری می‌کند. سیستم کنترل فعال باتوجه به هوشمند بودنش می‌تواند میرایی خود را به هر یک از محورهای باتوجه به ارتعاش ایجاد، نوع و اندازه آن اعمال کند. کاربرد سیستم کنترل فعال باتوجه به ماهیت هزینه‌زا بودنش باتوجه به اینکه بلوک تأمین انرژی می‌تواند در صورت وارد شدن صدمه‌ای جزئی به آن عملکرد کل موشک ماهواره و اجزای مورد تأثیر قرار دهید بسیار مقرون به صرفه می‌رسد ولی باید در مورد میزان افزایش عملکرد، وزن اضافه و هزینه بالای نصب این کنترلرها تصمیم‌گیری شود. سیستم ابتکاری تحقیق که در واقع ترکیبی از ایزولاتورهای غیرفعال و فعال بسیار گزینه مناسبی برای بلوک تأمین انرژی پژوهش حاضر می‌باشد به این دلیل که این دو سیستم هر یک به تنهایی دارای ضعف‌هایی می‌باشند که به‌طور کامل تشریح گردید، ولی ترکیب این دو باعث کاهش قابل توجه ارتعاشات، هزینه و وزن سیستم ارتعاشی پژوهش حاضر می‌شود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده‌است.

مراجع

- [1] B. Blazejczyk-Okolewska, "Analysis of an impact damper of vibrations," *Chaos, Solitons and Fractals*, vol. 12, no. 11, pp. 1983-1988, 2001, [https://doi.org/10.1016/S0960-0779\(00\)00146-6](https://doi.org/10.1016/S0960-0779(00)00146-6).
- [2] V. L. Shinde and A. K. Pathak, "Review on particle damping technique for vibration suppression," *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering And Technology*, vol. 5, no. 3, pp. 2890-2895, 2016, <https://doi.org/10.15680/IJIRSET.2016.0503028>.
- [3] Z. Lu, Z. Wang, S. F. Masri, and X. Lu, "Particle impact dampers: Past, present, and future," *Structural Control and Health Monitoring*, vol. 25, no. 1, 2018, Art. no. e2058, <https://doi.org/10.1002/stc.2058>.
- [4] S. M. Hasheminejad, A. H. Rabiee, and A. H. D. Markazi, "Dual-functional electromagnetic energy harvesting and vortex-induced vibration control of an elastically mounted circular cylinder," *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 144, no. 3, 2018, Art. no. 04017184, [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)EM.1943-7889.0001411](https://doi.org/10.1061/(ASCE)EM.1943-7889.0001411).
- [5] Y. Li, W. Shen, and H. Zhu, "Vibration mitigation of stay cables using electromagnetic inertial mass dampers: Full-scale experiment and analysis," *Engineering Structures*, vol. 200, 2019, Art. no. 109693, <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2019.109693>.

جدول ۷ - عملکرد جاذب ارتعاشی ترکیبی از غیرفعال و کنترل فعال (جاذب ارتعاشی ابتکاری) در فرکانس‌های مختلف تحت ارتعاش با ورودی پله.

Table 7. Performance of a vibration absorber with a combination of passive and active control (innovative vibration absorber) at different frequencies under vibration with step input.

Frequency (Hz)	Minimum displacement (mm)	Maximum displacement (mm)
50	1.01	2.1
70	0.8	1.6
100	1.02	8.02
120	2.22	4.98
150	4.21	9.3
200	4.35	11.01
250	3.54	9.5
300	3.89	9.2
350	1.92	8.9
400	13.8	8.7
450	3.2	8.6
500	2.7	8.88
550	2.21	7.98

۷ نتیجه‌گیری

نتایج پژوهش پیش رو نشان می‌دهد که سیستم میراگر ابتکاری مورد استفاده، راندمان را ۱۸ درصد بیشتر نسبت به جاذب غیرفعال و ۱۶ درصد بهتر از جاذب فعال می‌نماید که در نوع خود بسیار قابل توجه است. هر کدام از این دمپینگ‌ها به تنهایی نقص‌هایی دارند که در ادامه مطرح می‌شود. استفاده از میراگرهای غیرفعال نیاز به راه‌اندازی اولیه ندارد که در واقع مزیت اصلی این جاذب‌ها می‌باشد. ولی نقص اصلی آن‌ها میرا کردن ارتعاشات با دامنه ارتعاشی با فرکانس کمتر از ۱۰۰ هرتز می‌باشد. باتوجه به گراف‌هایی حاصل در این پژوهش و بررسی‌های تحلیلی انجام شده می‌توان گفت که سیستم کنترل غیرفعال که از نوع الاستومری، دامنه ارتعاشات بلوک تأمین انرژی را در فرکانس‌های بالاتر از ۱۰۰ هرتز به‌طور محسوسی کاهش می‌دهد و در فرکانس‌های پایین عملکرد سیستم کنترل فعال بسیار بهتر و قابل قبول‌تر می‌باشد. از آنجایی که بلوک تأمین انرژی ماهواره‌بر در طول مدت زمان انجام مأموریت پروازی

- [16] J. Singh, A. Srivastava, A. Gupta, R. Kumar, J. Rajput, and S. Ravichandran, "Inspection on Solid Fuel Propellant in Rocket Efficiency," *Journal of Advanced Research in Applied Physics and Applications*, vol. 7, no. 1, pp. 1-6, 2024, <https://orcid.org/0009-0008-7701-8272>.
- [17] M. Nejati and S.Shokrollahi, "Dynamic response analysis of a nanosatellite in time and frequency domain due to the seperation," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 1, no. 2, pp. 33-42, 2013.
- [18] J. Wang, B. Wang, Z. Liu, H. Li, and C. Zhang, "Seismic response mitigation of building structures with a novel vibro-impact dual-mass damper," *Engineering Structures*, vol. 215, 2020, Art. no. 110673, <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2020.110673>.
- [19] S. Vekilov, V. Lipovskyi, and R. Pustovyi, "The problem of combustion instability in liquid rocket engines," *Challenges and Issues of Modern Science*, vol. 2, pp. 100-110, 2024.
- [20] A. Das, A. Dutta, and S. K. Deb, "Performance of fiber-reinforced elastomeric base isolators under cyclic excitation," *Structural Control and Health Monitoring*, vol. 22, no. 2, pp. 197-220, 2015, <https://doi.org/10.1002/stc.1668>.
- [21] I. Alimjonov, "Technical malfunctions in the international space station's energy system and their solutions," *Educational Research in Universal Sciences*, vol. 44, no. 4, pp. 47-55, 2025, <https://doi.org/10.5281/zenodo.14947013>.
- [22] M. R. Najafi and A. Motalebi, "A review of the performance parameters of magnetorheological vibration dampers," *Journal of Vibration and Sound*, vol. 12, no. 24, pp. 86-105, 2024.
- [23] L. Auersch, "Soil–structure interaction and damping by the soil-effects of foundation groups, foundation flexibilitysoil stiffness and layers," *Vibration*, vol. 8, no. 5, pp. 1-28, 2025, <https://doi.10.3390/vibration8010005>.
- [24] H. R. Askarpour, A. Mazidi, and M. Rafeeyan, "Aeolian vibration analysis of transmission lines with spacers," *Journal of Engineering Mechanic*, vol. 32, no. 5, pp. 60-71, 2024.
- [6] D. J. Mead, "Passive vibration control," New York: John Wiley, 1998, <https://lcn.loc.gov/98048784>.
- [7] J. Chen and C. T. Georgakis, "Tuned rolling-ball dampers for vibration control in wind turbines," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 332, no. 21, pp. 5271-5282, 2013, <https://doi.10.1016/j.jsv.2013.05.019>.
- [8] W. Xiao, Y. Huang, H. Jiang, H. Lin, and J. Li, "Energy dissipation mechanism and experiment of particle dampers for gear transmission under centrifugal loads," *Particuology.*, vol. 27, pp. 40-50, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.partic.2015.10.007>.
- [9] L. Luo, D. Liu, Z. Jiang, and D.Cheng, "Research on the design and damping control of rocket maritime transportation device," *In Journal of Physics: Conference Series*, vol. 2775, no. 1, 2024, Art. no. 012023, <https://doi.10.1088/1742-6596/2775/1/012023>.
- [10] W. Evans *et al.*, "Welding of Crack Sensitive Aluminum Alloys for Liquid Rocket Propulsion Applications," *In Worldwide Advanced Manufacturing Symposium*, 2024,
- [11] J. Wang, B. Wang, Z. Liu, H. Li, and C. Zhang, "Seismic response mitigation of building structures with a novel vibro-impact dual-mass damper," *Engineering Structures*, vol. 215, 2020, Art. no. 110673, <https://doi.org/10.1016/j.engstruct.2020.110673>.
- [12] [Online]. Available: <https://daily.sharif.ir/magazine>.
- [13] H. Safaeifar and A. Farshidianfar, "Experimental and analytical investigation of impact dampers in free vibration reduction with coulomb friction," *Noise and Vibration Worldwide*, vol. 5, no. 3, pp.91-103, 2022, <https://doi.org/10.1177/09574565211055796>.
- [14] C. Poussot-Vassal, C. Spelta, O. Sename, S. M. Savaresi, and L. Dugard, "Survey on some automotive semi-active suspension control methods: A comparative study on a single-corner model," *IFAC Proceedings*, vol. 44, no. 1, pp. 1802-1807, 2011, <https://doi.org/10.3182/20110828-6-IT-1002.00446>.
- [15] H. Wenzhi, Z. Hao, H. Wei, and Z. Zhiguo, "Design optimization of a low-cost three-stage launch vehicle with modular hybrid rocket motors," in *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 2764, no. 1, 2024, Art. no. 012026, <https://doi.10.1088/1742-6596/2764/1/012026>.