



Original Article

Conceptual Design and Material Assessment of a Minimal Lunar Orbiter Structure Prototype

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.: 172-187
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.502845.1227

Zahra Daneshjoo^{1*}, Amirmahdi Mostafapour², Arman Norouzi³

^{1*} Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University,
Tehran, Iran

z_daneshjoo@sbu.ac.ir (Corresponding Author)

² Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran,
Iran

a_mostafapour@sbu.ac.ir

³ Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran,
Iran

arman.norouzi.sbu@gmail.com

Article Info

Received: 1403-11-09
Accepted: 1404-02-13

Keywords

Lunar orbiter, Conceptual design, Structural subsystem, Modal analysis, Mass calculations, Component layout

How to Cite this article

Z. Daneshjoo, A. M. Mostafapour, and A. Norouzi, "Conceptual Design and Material Assessment of a Minimal Lunar Orbiter Structure Prototype", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 5, no. 1, pp. 172–187, 2025.

Abstract

This paper aims to enhance design knowledge in the field of space technologies by elaborating on the conceptual design process of a lunar orbiter structure. Initially, the technical requirements and subsystem interfaces of the structure with other subsystems have been examined. Subsequently, leveraging statistical analyses and studying similar projects and existing models, several material options for the lunar orbiter structure have been proposed. To evaluate these options, modal analyses and mass calculations have been conducted using finite element modeling, and the results have been compared with the material production capabilities within the country to determine the final structural material. Furthermore, the conceptual design process, including component layout and calculations related to mass properties, has been performed. The outputs of this stage include the initial structural layout, mass budget, and preliminary mass calculations of the lunar orbiter. This research, as the first national step in lunar orbiter design, provides a valuable contribution to the analysis, design, and localization of space probes and represents a significant milestone in advancing indigenous space technologies.

طراحی مفهومی و بررسی جنس سازه ماهگرد حداقلی نمونه

زهرا دانشجو*^۱، امیرمهدی مصطفی پور^۲، آرمان نوروزی^۳

۱- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران (نویسنده مسئول)

z_daneshjoo@sbu.ac.ir

۲- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

a_mostafapour@sbu.ac.ir

۳- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران

arman.norouzi.sbu@gmail.com

چکیده

پژوهش حاضر با هدف ارتقای دانش طراحی در حوزه فناوری‌های فضایی، به تبیین فرآیند طراحی مفهومی سازه ماهگرد می‌پردازد. در گام نخست، الزامات فنی و اینترفیس زیرسیستم سازه با سایر زیرسیستم‌ها بررسی شده است. سپس، با بهره‌گیری از تحلیل‌های آماری و مطالعه پروژه‌های مشابه و نمونه‌های موجود، چندین گزینه برای جنس سازه ماهگرد پیشنهاد شده است. به منظور ارزیابی این گزینه‌ها، تحلیل‌های مودال و محاسبات جرمی با استفاده از مدل‌سازی المان محدود صورت پذیرفته و نتایج حاصل با توانمندی‌های تولید مواد در کشور مقایسه شده است تا جنس نهایی سازه تعیین شود. در ادامه، به فرآیند طراحی مفهومی شامل جانمایی اجزاء و محاسبات مرتبط با خواص پرداخته می‌شود. خروجی این مرحله شامل: جانمایی اولیه سازه، بودجه جرمی و محاسبات اولیه جرمی ماهگرد می‌شود. پژوهش حاضر، به‌عنوان نخستین گام ملی در زمینه طراحی ماهگرد، دستاورد ارزشمندی در حوزه تحلیل، طراحی و بومی‌سازی کاوشگرهای فضایی ارائه می‌دهد و گامی اساسی در مسیر پیشرفت فناوری‌های فضایی بومی به‌شمار می‌رود.



دسترس‌پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه

علوم، فناوری و کاربردهای

فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۷۲-۱۸۷

بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

[10.22034/jssta.2025.502845.1227](https://doi.org/10.22034/jssta.2025.502845.1227)

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۱۱/۰۹

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۱۳

واژه‌های کلیدی

ماهگرد، طراحی مفهومی،

زیرسیستم سازه، تحلیل مودال،

محاسبات جرمی، جانمایی

نحوه استناد به مقاله

زهرا دانشجو، امیرمهدی مصطفی پور و آرمان نوروزی، "طراحی مفهومی و بررسی جنس سازه ماهگرد حداقلی نمونه"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد پنجم، شماره اول، صفحات ۱۸۷-۱۷۲، ۱۴۰۴.

۱- مقدمه

در سال‌های اخیر، توسعه فناوری‌های فضایی به عنوان یکی از ارکان پیشرفت علمی و صنعتی کشورها شناخته شده است. در این میان، طراحی و ساخت ماهگردها به عنوان یکی از پیچیده‌ترین و پیشرفته‌ترین دستاوردهای فناوری فضایی، جایگاه ویژه‌ای دارد. ماهگردها با مأموریت‌های متنوع خود، از جمله بررسی سطح ماه، مطالعه میدان‌های مغناطیسی و تشعشعات کیهانی، نقش یکتایی در گسترش دانش بشری و تأمین زیرساخت‌های لازم برای مأموریت‌های بین‌سیاره‌ای ایفا می‌کنند. از این منظر، طراحی مفهومی نخستین ماهگرد ملی، گامی اساسی در مسیر خودکفایی فناوریانه و دستیابی به جایگاه شایسته در عرصه جهانی فناوری‌های فضایی محسوب می‌شود.

ماهگرد، کاوشگری فضایی است که به منظور اکتشاف و تحلیل دقیق ویژگی‌ها و فرآیندهای مرتبط با ماه طراحی و به مدار آن ارسال می‌شود. این نوع از کاوشگرها با بهره‌گیری از ابزارهای پیشرفته مانند دوربین‌های با وضوح بالا، طیف‌سنج‌های چندگانه، و سیستم‌های ارتباطی پیچیده، توانایی جمع‌آوری اطلاعات جامع و متنوعی از سطح ماه، ترکیب معدنی، خواص فیزیکی، و شرایط محیطی آن را دارا هستند. به عنوان نمونه، ماهگرد^۱ S-LEO با استفاده از تکنولوژی‌های پیشرفته، داده‌های دقیقی از سطح ماه جمع‌آوری کرده است. این داده‌ها شامل شناسایی و نقشه‌برداری دقیق مواد معدنی (به ویژه H_2O و OH) و فرآیندهای مرتبط با آن‌ها، تحلیل ترکیب سطح ماه از طریق طیف‌سنجی در محدوده ماوراء بنفش و مادون قرمز، و اندازه‌گیری توزیع غبار و تابش‌های موجود در محیط ماه است [۱].

ماهگردهای پیشین، به عنوان تجلی نخستین دستاوردهای فناوریانه بشر در عرصه کاوش ماه، تحولی شگرف در طراحی و توسعه سازه‌های فضایی به وجود آورده‌اند. سازه این کاوشگرها به طرز دقیق و ماهرانه مهندسی شده است تا در برابر شرایط محیطی سخت ماه، شامل تغییرات شدید دما، تابش‌های کیهانی، و تنش‌های ناشی از پرتاب، مقاومتی بهینه از خود نشان دهند. شکل هندسی سازه‌ها با هدف تضمین پایداری دینامیکی و توزیع متوازن جرم، طراحی شد و به منظور کاهش اثرات بارهای مکانیکی و ارتعاشات در مراحل پرتاب، به دقت بهینه‌سازی شده‌اند. این ماهگردها، بنیان‌گذار پژوهش‌ها و پیشرفت‌های

سازه‌ای در مأموریت‌های فضایی آینده به شمار می‌آیند. در ادامه، به بررسی برخی از این ماهگردها می‌پردازیم.

نخستین ماهگرد با نام Luna10 در تاریخ ۳۱ مارس سال ۱۹۶۶ میلادی توسط روسیه به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه استوانه‌ای بود، مطالعات گسترده‌ای را در مدار ماه به انجام رساند. داده‌های ارزشمندی که توسط این ماهگرد جمع‌آوری شد، شامل اطلاعاتی درباره: شدت میدان مغناطیسی ماه، کمربندهای تابشی آن، و ویژگی‌های سنگ‌های سطح ماه بود [۲-۴]. ماهگرد Explorer49 در تاریخ ۱۰ ژوئن سال ۱۹۷۳ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که از سازه‌ای با هندسه کروی برخوردار بود، به منظور انجام مأموریتی خاص به فضا فرستاده شد که هدف آن اندازه‌گیری فرکانس‌های رادیویی فضا و محیط ماه در بازه فرکانسی ۲۵ کیلوهرتز تا ۱۳/۱ مگاهرتز بود [۵، ۶]. ماهگرد Lunar Prospector در تاریخ ۷ ژانویه سال ۱۹۹۸ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه استوانه‌ای بود، مأموریتی با هدف بررسی مدار قطبی پایین ماه داشت. مأموریت آن شامل نقشه‌برداری از ترکیب سطحی ماه، از جمله: شناسایی ذخایر هیدروژن، اندازه‌گیری میدان‌های مغناطیسی و گرانشی، و مطالعه فرآیندهای خروج گاز از سطح ماه بود [۷، ۸]. ماهگرد SMART-1 در تاریخ ۲۷ سپتامبر سال ۲۰۰۳ میلادی توسط آژانس فضایی اروپا (ESA^۲) به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، مأموریتی برای تصویربرداری از سطح ماه با استفاده از دوربین میکرو رنگی داشت، همچنین مأموریت دیگر آن شناسایی عناصری مانند منیزیم، سیلیکون و آلومینیوم در سطح ماه بود [۹]. ماهگرد ARTEMIS در تاریخ ۱۷ فوریه سال ۲۰۰۷ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، مأموریتی برای بررسی تعاملات میان خورشید و ماه و همچنین مطالعه نحوه انتشار انرژی در محیط ماه داشت [۱۰].

ماهگرد SELENE در تاریخ ۱۴ سپتامبر سال ۲۰۰۷ میلادی توسط ژاپن به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه‌ای با هندسه مکعبی بود، به منظور بررسی تحولات ساختاری ماه و جمع‌آوری اطلاعات درباره محیط سطحی آن به فضا فرستاده شد [۱۱]. ماهگرد LRO^۳ در تاریخ ۱۸ ژوئن سال ۲۰۰۹

^۲ Lunar Reconnaissance Orbiter

^۱ Small Lunar Explorations Orbiter

^۳ European Space Agency

جانمایی اجزاء و محاسبات خواص جرمی بود که به طور دقیق انجام شده است. خروجی این مرحله شامل: جانمایی اولیه سازه، بودجه جرمی و محاسبات اولیه جرمی ماهگرد خواهد بود. نوآوری اصلی این پژوهش در آن است که برای نخستین بار در کشور، طراحی و تحلیل سازه ماهگرد به صورت تخصصی انجام می شود. این موضوع نه تنها یک گام پیشرفته در راستای فناوری های فضایی کشور به شمار می آید، بلکه نقش بسزایی در تسهیل انتقال دانش از محیط دانشگاهی به صنعت فناوری و بومی سازی فناوری های پیچیده در حوزه مهندسی فضایی ایفا خواهد کرد. این پژوهش به عنوان یک نقطه عطف، بستری برای توسعه ماهگردهای بومی فراهم می کند و تأثیرات عمیقی بر توانمندی های علمی و فنی کشور در عرصه فضایی خواهد گذاشت. از این رو، پژوهش حاضر می تواند گام بزرگی در جهت رشد و ارتقاء صنعت فضایی کشور به شمار آید و مسیر پیشرفت های بیشتر در این حوزه را هموار سازد.

۲- الزامات فنی و اینترفیس زیرسیستم سازه با

سایر زیرسیستم

زیرسیستم سازه به عنوان یکی از اجزای کلیدی هر کاوشگر فضایی، نقش اساسی در تأمین استحکام، پایداری، و حفاظت از اجزاء داخلی ایفا می کند. این زیرسیستم می بایست به گونه ای طراحی شود که بتواند شرایط دشوار محیط فضایی، از جمله ارتعاشات و تنش های ناشی از پرتاب، تغییرات شدید دما، و تابش های کیهانی را تحمل کند. سازه ماهگرد علاوه بر وظیفه اصلی خود در حفاظت از اجزاء و زیرسیستم های داخلی، به عنوان بستری برای نصب و جانمایی صحیح تجهیزات و ابزارهای علمی عمل می کند. از این رو، طراحی سازه بایستی به گونه ای باشد که ضمن رعایت ملاحظات جرمی و ابعادی، امکان تأمین پایداری و استحکام مورد نیاز را فراهم کند.

این زیرسیستم همچنین در ارتباط با سایر زیرسیستم ها، نقش حیاتی در هماهنگی عملکرد کلی ماهگرد ایفا می کند. به عنوان مثال، سازه باید علاوه بر ایجاد بستری برای نصب تجهیزات مخابراتی، حسگرها، و پنل های خورشیدی، از انتقال ارتعاشات و نیروهای غیرمطلوب به این اجزاء جلوگیری کند. همچنین، طراحی سازه بایستی به گونه ای باشد که ضمن رعایت

میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه ای با هندسه مکعبی بود، به منظور تصویربرداری از سطح ماه، به ویژه مناطق قطبی آن، و همچنین مطالعه و تحلیل نحوه تابش نور خورشید و تأثیرات آن بر محیط ماه به فضا فرستاده شد [۱۲]. ماهگرد Chang'e2 در تاریخ ۱ اکتبر سال ۲۰۱۰ میلادی توسط چین به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که دارای سازه ای با هندسه مکعبی بود، به منظور انجام مأموریتی با هدف تصویربرداری با وضوح بالا از سطح ماه به فضا ارسال شد [۱۳]. ماهگرد LADEE در تاریخ ۷ سپتامبر سال ۲۰۱۳ میلادی توسط ایالات متحده آمریکا به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که از سازه ای با هندسه استوانه ای برخوردار است، مأموریت اصلی آن بررسی چگالی، ترکیب و تغییرات سطح ماه بود. همچنین، یکی از اهداف آن مطالعه میزان گرد و غبار در محیط ماه و ارزیابی اثرات آن بر طراحی ایستگاه های فضایی و فناوری های مرتبط با مأموریت های آینده بود [۱۴]. ماهگرد CLEO^۴ در ژوئن سال ۲۰۲۲ میلادی توسط آژانس فضایی اروپا (ESA) به فضا پرتاب شد. این ماهگرد که از سازه ای با هندسه منشور شش وجهی برخوردار است، به منظور مطالعه ویژگی های شیمیایی سطح ماه و ارزیابی میدان مغناطیسی آن به فضا ارسال شد [۱۵].

در طی سال های اخیر، شکاف های قابل توجهی در پژوهش های بومی مرتبط با فناوری های فضایی، به ویژه در حوزه طراحی و بهره برداری از کاوشگر ماهگرد مشاهده شده است. این پژوهش با هدف پر کردن خلأ موجود در دانش و فناوری های مرتبط با رصد پدیده های نجومی و توسعه ابزارهای دقیق و کارآمد، نخستین نمونه طراحی ماهگرد ملی را به ارمغان آورده است. در این راستا، این پژوهش در گام نخست به بررسی الزامات فنی زیرسیستم سازه ماهگرد و نحوه ارتباط آن با سایر زیرسیستم ها پرداخته است. سپس با استفاده از تحلیل های آماری و بررسی دقیق پروژه های مشابه، چندین گزینه برای جنس سازه ماهگرد پیشنهاد شده است. برای ارزیابی دقیق این گزینه ها، تحلیل های مودال و محاسبات جرمی از طریق مدل سازی المان محدود انجام شد و نتایج آن با توانمندی های تولید داخلی کشور مقایسه شده است تا جنس نهایی سازه بر اساس معیارهای علمی و فنی مشخص شود. در ادامه، فرآیند طراحی مفهومی شامل

^۴ Clipper ESA Orbiter

زیرسیستم سازه ماهگرد ارتباط نزدیکی با سایر زیرسیستم‌ها و پرتابگر دارد، به طوری که شرایط محیطی پرتاب و نیازهای مختلف سایر زیرسیستم‌ها باید در طراحی آن لحاظ شود. هدف اصلی این زیرسیستم تأمین شرایطی است که استانداردهای لازم را رعایت کرده و به طور مؤثر با سایر زیرسیستم‌ها ارتباط برقرار کند. این ارتباط‌ها شامل اینترفیس‌های داخلی و خارجی زیرسیستم سازه است که تأثیرات قابل توجهی بر طراحی آن دارد، به ویژه مواردی چون کنترل حرارتی، مکانیزم‌ها، پیش‌ران‌ش، قطعات مکانیکی، مواد، و شرایط خاص مرتبط با پرتابگر.

در طراحی سازه ماهگرد، همکاری با زیرسیستم‌های مختلف همچون مخابرات، کنترل و وضعیت، پیش‌ران‌ش، و حرارت ضروری است. به طور خاص، زیرسیستم سازه باید اطلاعاتی مانند ابعاد، جرم، و شرایط جانمایی تجهیزات مختلف را از این زیرسیستم‌ها دریافت کند و محدودیت‌های طراحی آن‌ها را در نظر بگیرد. همچنین، این زیرسیستم‌ها باید نیازهای خاص خود را مانند مکانیزم‌های باز شونده و شرایط حرارتی برای جانمایی قطعات به سازه گزارش دهند. این همکاری مستمر بین زیرسیستم‌ها باعث می‌شود که طراحی سازه پاسخ‌گوی نیازهای هر بخش باشد و در عین حال، پیوستگی و هماهنگی در تمام زیرسیستم‌ها حفظ شود. در نهایت، زیرسیستم سازه به عنوان یک پل ارتباطی میان تمامی زیرسیستم‌ها عمل کرده و پس از تکمیل طراحی، تمامی مشخصات و ویژگی‌های قطعات و تجهیزات را به زیرسیستم‌های مربوطه اعلام می‌دارد. این شامل توزیع جرمی، جانمایی تجهیزات، و تحلیل‌های حرارتی یا نیرویی است که برای عملکرد صحیح ماهگرد و موفقیت در مأموریت مورد نیاز است.

۳- طراحی و ساین کردن سازه ماهگرد

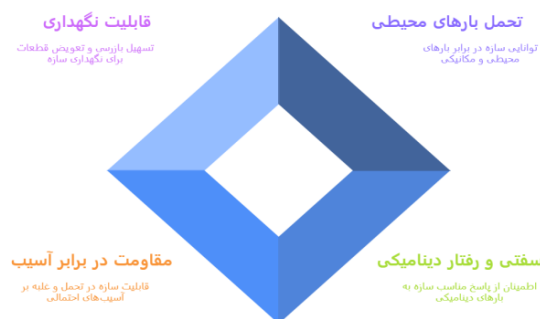
با بررسی و تحلیل مطالعات و تحقیقات گذشته و در نظر گرفتن الزامات مورد نیاز برای نصب تجهیزاتی نظیر پنل‌ها، آنتن‌ها و سایر ملاحظات ساخت، شکل کلی سازه ماهگرد به صورت یک بدنه مثلثی با برش در هر یک از سه گوشه آن انتخاب شده است. همان‌طور که پیش‌تر نیز اشاره شد، یکی از وظایف اصلی زیرسیستم سازه، تأمین فضای کافی و موقعیت مکانی مناسب برای اجزای سایر زیرسیستم‌ها است. جهت انجام یک جانمایی مناسب، سازه ماهگرد به صورت یک منشور شش وجهی (با قاعده مثلثی شکل با برش در هر یک از سه گوشه آن) به ابعاد تقریبی مثلث قاعده به ضلع حدود $1/1m$ و ارتفاع منشور $0/7m$ در نظر

محدودیت‌های وزنی، خواص جرمی مطلوب برای کنترل وضعیت ماهگرد را فراهم سازد. از این منظر، سازه نه تنها به عنوان یک بخش ساختاری، بلکه به عنوان یک مؤلفه عملکردی در تعامل با زیرسیستم‌های دیگر، نقش محوری در موفقیت مأموریت‌های فضایی ایفا می‌کند. الزامات فنی زیرسیستم سازه ماهگرد به منظور تضمین عملکرد بهینه آن در طول مأموریت، شامل مجموعه‌ای از شرایط مختلف است (شکل ۱).

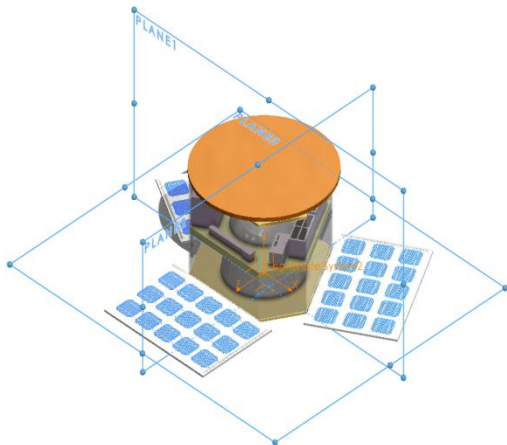
این الزامات بر اساس استاندارد ECSS-E-ST-32C نظام استاندارد فضایی اتحادیه اروپا در نظر گرفته شده است [۱۶]. بر این اساس، اجزاء سازه باید قادر به تحمل بارهای محیطی و مکانیکی ناشی از مراحل مختلف مأموریت، از جمله جابجایی، حمل و نقل، پرتاب و عملیات در مدار باشند. این طراحی می‌بایست به گونه‌ای باشد که سازه در برابر تغییرات دما، فشار، گرانش و شرایط مختلف فضا مقاومت کند و قابلیت انجام وظایف خود را در طول عمر عملیاتی حفظ کند.

عملکرد سازه ماهگرد باید به گونه‌ای باشد که در هنگام اعمال بارهای ناگهانی و شاید مقداری نزدیک به حد طراحی، بدون شکست و تغییر شکل‌های دائمی عمل کند. همچنین، طراحی سازه باید بتواند سفتی و رفتار دینامیکی مناسب را در برابر بارهای حرارتی، مکانیکی و دینامیکی مختلف تضمین نماید. تحمل آسیب‌های احتمالی و طراحی مناسب برای شرایط آسیب تصادفی نیز از جمله الزامات اصلی طراحی محسوب می‌شود. در نهایت، الزامات طراحی می‌بایست شامل قابلیت بازرسی، تعویض و نگهداری سازه شود. این ویژگی‌ها شامل اطمینان از قابلیت بازرسی در تمامی مراحل تولید، مونتاژ و تست، و همچنین امکان تعویض قطعات در صورت لزوم با قطعات مشابه می‌شود.

الزامات کلیدی طراحی سازه ماهگرد برای عملکرد بهینه



شکل (۱): الزامات کلیدی طراحی سازه ماهگرد برای عملکرد بهینه



شکل(۴): محورها و صفحات مبنا

گرفته شده است (شکل ۲). مدل انفجاری سازه در شکل (۳) نشان داده شده است.

مختصات در نظر گرفته شده برای ماهگرد و محورهای طراحی مطابق شکل (۴) دارای مشخصات زیر است:

مبدا مختصات: مرکز 3 PLANE (صفحه مقابل صفحه

زمین) روی سطح داخلی آن در ماهگرد

محور X : موازی با 1 PLANE و عمود بر 2 PLANE

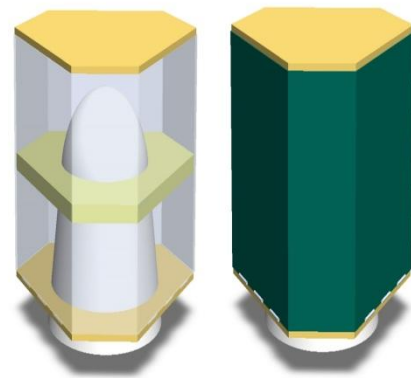
محور Y : عمود بر 3 PLANE

محور Z : موازی با 2 PLANE و عمود بر 1 PLANE

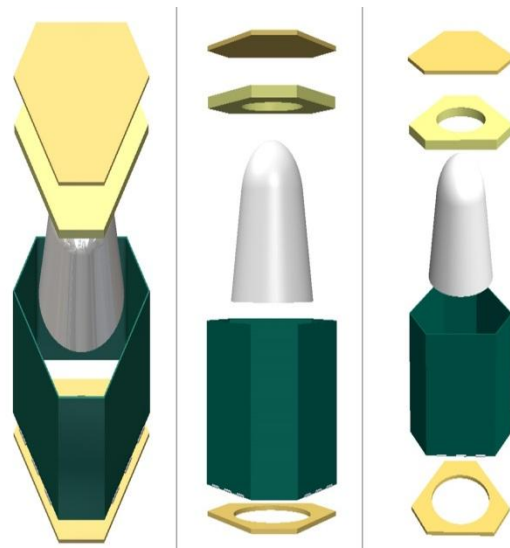
۳-۱ جنس سازه ماهگرد

مطابق الزامات سازه، مواد مورد استفاده برای سازه بایستی طوری انتخاب شوند که ضمن رعایت تolerانس‌های لازم و تحمل همه بارهای ترکیبی سازه‌ای شامل استاتیکی و دینامیکی در تمام مودهای عملکردی اعم از جابه‌جایی، آزمون، نگهداری، پرتاب و شرایط مدار، سیستم ماهگرد قادر باشد در کلیه فازهای عملیاتی بدون تغییر شکل قابل توجه به خوبی عمل کند و شرایط مقابله با تمامی بارها و مودهای تخریب که توسط زیرسیستم کنترل وضعیت در عملکرد مداری مشخص می‌شود را دارا باشد. به عبارت دیگر مواد مورد استفاده بایستی در تمام مدت روی زمین، فرآیند پرتاب و قرارگیری در مدار برای مدت عمر مشخص شده (گذشت زمان، نیروها، جذب رطوبت، تشعشع، ناخالصی و آلودگی، چرخه گرمایی و ذرات اتمی را افزایش می‌دهد) بتوانند بدون ترک خوردن، متلاشی شدن، تغییر شکل بیش از حد و ایجاد آلودگی برای اجزای زیرسیستم‌های دیگر، پایداری خود را حفظ کنند.

در طراحی و ساخت ماهگرد ملی، توجه به تأثیرات محیطی نظیر: تشعشعات کیهانی، تغییرات دمایی شدید و اثرات گرد و غبار سطح ماه بر مواد سازه‌ای از اهمیت بالایی برخوردار است. تشعشعات کیهانی می‌توانند به مواد آسیب رساننده و خواص مکانیکی آن‌ها را کاهش دهند. بنابراین، استفاده از مواد با مقاومت بالا در برابر تابش و طراحی لایه‌های محافظتی توصیه می‌شود. تغییرات دمایی شدید در فضا می‌توانند منجر به انبساط و انقباض مواد شوند که این امر ممکن است به ترک خوردگی یا شکست سازه منتهی شود. انتخاب مواد با ضریب انبساط حرارتی پایین و طراحی اتصالات انعطاف پذیر می‌تواند به کاهش این



شکل(۲): نمای کلی سازه ماهگرد



شکل(۳): مدل انفجاری سازه ماهگرد

جدول (۳): خواص مکانیکی کامپوزیت CFRP [۴۰]

ρ (kg/m ³)	E_1 (GPa)	$E_2 = E_3$ (GPa)	$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	G_{23} (GPa)	$\nu_{12} = \nu_{13}$	ν_{23}
۱۵۴۰	۱۳۶	۹/۸۰	۴/۷۰	۵/۲۰	۰/۲۸	۰/۱

از آنجا که سه مدل از حالت‌های مطرح شده برای جنس سازه به صورت ساندویچی در نظر گرفته شده است، باید در محیط ACP در نرم‌افزار Ansys پس از مش زدن لایه‌چینی شود. برای این لایه‌چینی و ضخامت هر لایه از جدول (۴) استفاده شده است.

جدول (۴): ضخامت هر بخش در ساختارهای ساندویچی

ضخامت پوسته (mm)	ضخامت هسته (mm)	
۰/۳	۵	ستون‌ها
۳	۶۰	صفحه زیرین
۰/۷	۱۰	صفحه میانی
۰/۳	۵	صفحات کناری
۰/۷	۱۰	صفحه فوقانی
۰/۷	۵	مخروط تانک

در حالت سازه ایزوگرید آلومینیومی، ضخامت هر بخش با استفاده از آلومینیوم ۷۰۷۵ مطابق جدول (۵) است.

جدول (۵): ضخامت هر بخش در ساختار ایزوگرید

ضخامت کل (mm)	ضخامت پوسته (mm)	ضخامت ریب (mm)	
۲۲	۲	۲۰	صفحه زیرین
۳/۵	۳/۵	-	صفحه میانی
۱۰	۱	۹	صفحات کناری و ستون‌ها
۳	۱	۲	صفحه فوقانی

۱-۱-۳ تحلیل مودال

در این بخش، برای انتخاب جنس سازه از بین چهار حالت در نظر گرفته شده به تحلیل مودال سازه شامل بررسی فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها پرداخته شده است.

مشکلات کمک کند. همچنین، گرد و غبار موجود در سطح ماه می‌تواند به سطوح سازه‌ای آسیب رسانده و عملکرد آن‌ها را تحت تأثیر قرار دهد. استفاده از پوشش‌های مقاوم در برابر سایش و طراحی سطوح با زاویه‌های مناسب برای کاهش تجمع گرد و غبار، از جمله استراتژی‌های مؤثر در این زمینه است. با توجه به این عوامل، انتخاب مواد مناسب و طراحی دقیق سازه‌ها با در نظر گرفتن شرایط محیطی فضا، برای افزایش عمر مفید و کارایی ماهگرد ضروری است. به همین منظور مطالعه آماری و بررسی دقیق جنس در پروژه‌ها و تحقیقات مشابه صورت پذیرفت [۱۷-۳۵].

در مدل‌سازی سازه ماهگرد به بررسی چهار حالت مختلف از نظر مواد استفاده شده در سازه پرداخته می‌شود که این حالت‌ها در ادامه به صورت زیر تعریف می‌شوند:

- ۱- ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری از جنس آلومینیوم ۵۰۵۲ و صفحات رویی از جنس آلومینیوم T6-۷۰۷۵
 - ۲- ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس کامپوزیت CFRP^۵
 - ۳- ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس کامپوزیت CFRP با ستون‌های آلومینیومی
 - ۴- ساختار ایزوگرید آلومینیومی
- در ادامه خواص مکانیکی مواد مورد استفاده برای حالت‌های فوق در جداول (۱) تا (۳) آورده شده است.

جدول (۱): خواص مکانیکی آلومینیوم 7075-T6 [۳۶-۳۸]

چگالی ρ (kg/m ³)	ضریب پواسون ν	مدول الاستیسیته E (GPa)	تنش تسلیم σ_y (MPa)	تنش نهایی σ_u (MPa)
۲۸۱۰	۰/۳۳	۷۲	۴۱۰	۴۸۸

جدول (۲): خواص مکانیکی هسته لانه زنبوری از جنس آلومینیوم

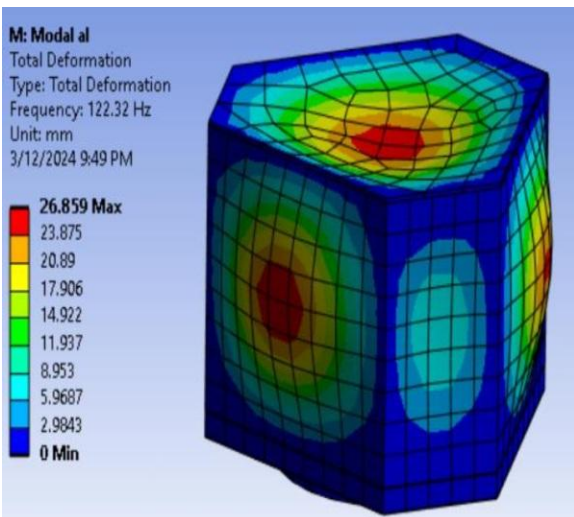
۵۰۵۲ [۳۹]

چگالی ρ (kg/m ³)	ضریب پواسون ν	مدول الاستیسیته E (GPa)	تنش تسلیم σ_y (MPa)	تنش نهایی σ_u (MPa)
۲۶۸۰	۰/۳۳	۷۴	۱۹۵	۲۳۰

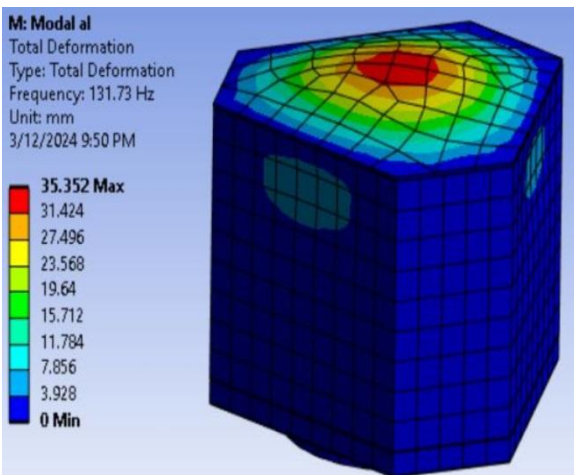
^۵ Carbon Fiber Reinforced Polymer

۱۶/۴۸۷	۱۲۲/۳۲۰	۱۸/۸۰۸	۱۳۱/۷۳۰	هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی
۹/۴۴۵	۱۱۳/۷۵	۱۱/۳۵۲	۱۲۶/۸۸۰	هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP
۱۰/۵۹۷	۷۹/۵۶۰	۱۱/۹۶۴	۱۲۲/۳۵۰	CFRP با ستون‌های آلومینیومی

در شکل‌های (۵) و (۶) شکل مود سازه برای ساختار ساندویچی از جنس هسته لانه زنبوری و صفحات رویی آلومینیوم در دو حالت دارای سینی وسط و فاقد آن نمایش داده شده است.



شکل (۵): شکل مود اول سازه بدون سینی وسط



شکل (۶): شکل مود اول سازه دارای سینی وسط

هدف از بررسی مودال ماهگرد تعیین فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای ماهگرد به هنگام نصب بر روی پرتابگر است. از این طریق می‌توان رفتار مودال سازه ماهگرد را با الزامات و محدودیت‌های پرتابگر مقایسه کرد و از تأمین سازگاری با پرتابگر انتخابی که به عنوان گزینه اولیه برای پرتابگر مطرح شده است اطمینان کرد.

بر اساس الزامات فرکانسی ماهواره بر انتخابی، برای جلوگیری از وقوع کوپلینگ دینامیکی بین مودهای فرکانس پایین پرتابگر و ماهگرد، سازه ماهگرد از نظر ملاحظات سفتی بایستی به گونه‌ای طراحی شود که اولین فرکانس‌های طولی و عرضی آن الزامات زیر را برآورده کند:

- حداقل فرکانس طولی: ۶۰ هرتز

- حداقل فرکانس خمشی: ۲۵ هرتز

با توجه به این که بودجه جرمی سازه باید در کمترین حالت خود قرار بگیرد سه حالت ساندویچی و یک حالت ساختار ایزوگرید تعریف شد و تحلیل مودال آن با توجه به تعاریف و توضیحات بالا انجام شد.

برای تمامی حالت‌ها غیر از ساختار ایزوگرید، یک حالت دیگر نیز در نظر گرفته شده است که در آن سکوی میانی که محل قرارگیری اجزاء سایر زیرسیستم‌ها است حذف شده و المان‌ها بر روی صفحات کناری نصب می‌شوند. در تحلیل مودال صورت گرفته، از آنجا که سازه ماهگرد بوسیله کمربند اتصال ماهگرد توسط رینگ پرتابگر به پرتابگر اتصال می‌یابد، برای اعمال شرایط مرزی در مدل المان محدود، محیط رینگ اتصال ماهگرد به پرتابگر در تمامی ۶ درجه آزادی ثابت در نظر گرفته شده است. نتایج تحلیل مودال هر ساختار با دو حالت دارای سکوی میانی و فاقد سکوی میانی در جدول (۶) آورده شده است.

جدول (۶): تحلیل مودال و بودجه جرمی ساختارهای تعریف شده

برای انتخاب جنس

سازه بدون سکوی میانی		سازه با سکوی میانی		جنس سازه
جرم (kg)	فرکانس (Hz)	جرم (kg)	فرکانس (Hz)	
-	-	۴۰/۹۰۰	۴۴/۳۹۰	ایزوگرید آلومینیومی

امکان ساخت در داخل کشور مورد ارزیابی قرار گرفتند. برای تعیین اهمیت نسبی هر یک از این معیارها، از روش فرآیند تصمیم‌گیری چندشاخصه^۶ (MADM) استفاده شده است. این روش با انجام مقایسات زوجی میان معیارها، وزن‌دهی دقیقی را فراهم می‌کند. جزئیات بیشتر درباره روش تصمیم‌گیری چندشاخصه در مرجع [۴۱] آورده شده است. امتیازدهی به جنس‌های پیشنهادی براساس معیارهای جرم، فرکانس طبیعی، امکان ساخت و هزینه، بایستی بین صفر کمترین امتیاز و یک بیشترین امتیاز صورت گیرد. نحوه امتیازدهی به همراه نتایج نهایی این تحلیل به ترتیب در جدول (۷) و جدول (۸) ارائه شده است.

جدول (۷): امتیازدهی به جنس‌های پیشنهادی براساس معیارها در روش (MADM)

جنس سازه	جرم	فرکانس طبیعی	هزینه	امکان ساخت
ایزوگرید آلومینیومی	۰/۲	۰/۲	۱	۱
هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی	۰/۹	۱	۰/۹	۱
هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP	۱	۰/۹	۰/۷	۰/۵
CFRP با ستون‌های آلومینیومی	۱	۰/۸	۰/۷	۰/۵

جدول (۸): نتایج فرآیند تصمیم‌گیری چندشاخصه (MADM)

جنس سازه	امتیاز نهایی
ایزوگرید آلومینیومی	۰/۵۰۴۵
هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی	۰/۹۴۵۱
هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP	۰/۸۳۷۵
CFRP با ستون‌های آلومینیومی	۰/۸۱۱۲

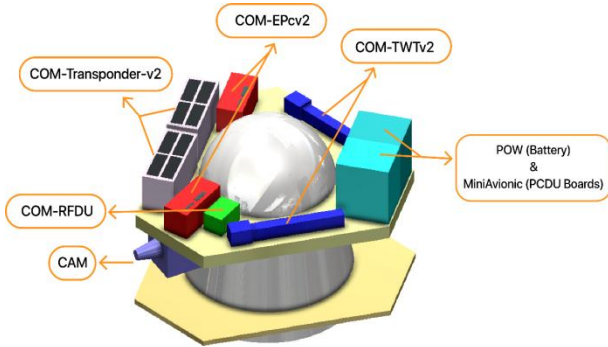
باتوجه به نتایج جدول (۸)، ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی بالاترین امتیاز را دارد و در این فاز از طراحی، ساخت ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی

با توجه به نتایج جدول (۶)، ساختار ایزوگرید آلومینیومی به دلیل جرم بالا و فرکانس طبیعی پایین، کارایی مطلوبی در مقایسه با سایر گزینه‌ها ندارد. در مقابل، ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی و ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات CFRP به دلیل جرم کمتر و فرکانس طبیعی بالاتر، عملکرد بهتری ارائه می‌دهند. با این حال، استفاده از صفحات CFRP، علی‌رغم برتری مکانیکی، به دلیل هزینه بالا و پیچیدگی‌های ساخت، امتیاز کمتری نسبت به گزینه آلومینیومی کسب می‌کند. از سوی دیگر، ساختار ستون‌های آلومینیومی با صفحات CFRP نیز ویژگی‌هایی مشابه دارد، اما در مقایسه با ساختار هسته لانه زنبوری، از نظر فرکانس طبیعی و امکان‌پذیری ساخت، در سطح پایین‌تری قرار می‌گیرد. بنابراین؛ باتوجه به نتایج بدست آمده از تحلیل مودال و بودجه جرمی سازه، ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس آلومینیوم و ساختار ساندویچی هسته لانه زنبوری و صفحات رویی از جنس CFRP به همراه سکوی میانی به عنوان سازه برتر از نظر جنس در فاز طراحی مفهومی پیشنهاد می‌شود. بررسی مقایسه‌ای میان دو جنس پیشنهادی نشان می‌دهد که ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP در مقایسه با ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی، جرمی معادل ۳۹/۶۴ در صد کمتر دارد که این میزان کاهش، نقش قابل توجهی در سبک‌سازی سازه ماهگرد ایفا می‌کند. همچنین، فرکانس طبیعی ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP نسبت به ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی، ۳/۶۸ درصد کاهش یافته و از آنجا که کاهش فرکانس طبیعی می‌تواند اثرات نامطلوبی بر عملکرد دینامیکی سازه داشته باشد، این موضوع یک نقطه ضعف برای این ساختار محسوب می‌شود. با این حال، به دلیل پیچیدگی فرآیند ساخت و هزینه بالای ساخت ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP، و از سوی دیگر با توجه به آنکه ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی نیز ضمن حفظ شرایط ساخت و هزینه مناسب، توانسته است الزامات فرکانسی و جرمی طرح را برآورده سازد، میتوان ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات آلومینیومی را به عنوان گزینه برتر از منظر مجموع معیارهای فنی و حفظ سطح بالای قابلیت اطمینان در نظر گرفت.

در راستای شفاف‌سازی فرآیند انتخاب مواد در پژوهش حاضر، معیارهای کلیدی شامل جرم، فرکانس طبیعی، هزینه و

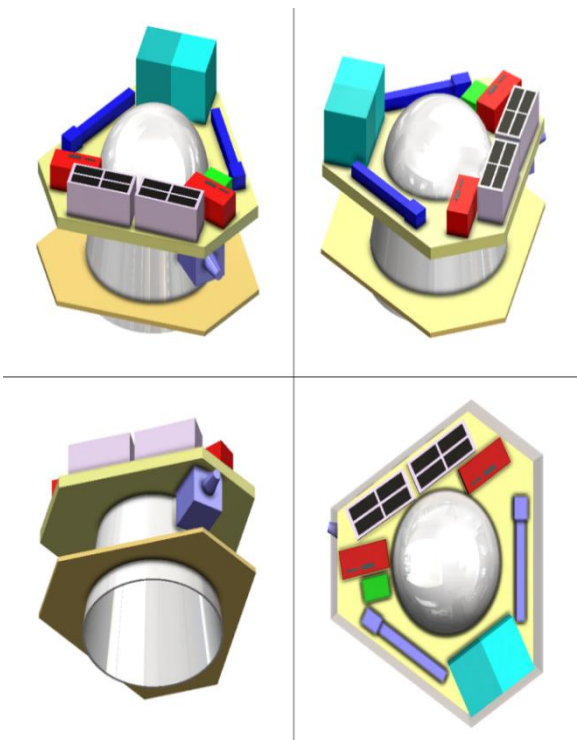
^۶ Multiple Attribute Decision Making

می‌کند. همچنین یک سکوی میانی بر روی آن قرار گرفته است. این سکوی میانی یک سطح مناسب را جهت نصب تجهیزات و اجزای اصلی سایر زیرسیستم‌ها فراهم می‌کند. شکل (۷) جانمایی داخلی اولیه ماهگرد را نشان می‌دهد.



شکل (۷): جانمایی داخلی ماهگرد و محل قرارگیری زیرسیستم‌ها بر روی سکوی میانی

در شکل (۸)، جانمایی داخلی ماهگرد و محل قرارگیری اجزای زیرسیستم‌های آن از نماهای مختلف نشان داده شده است.



در داخل کشور امکان سنجی شده است و شرکت هسا اصفهان قابلیت ساخت آن را دارد. بنابراین این ساختار به عنوان پیشنهاد اول مطرح می‌شود که بودجه جرمی آن در جدول (۹) آمده است. از آنجا که ساختار هسته لانه زنبوری و صفحات CFRP نیز امتیاز بالایی دارد، در ادامه با بررسی شرکت‌های ساخت کامپوزیت و امکان سنجی تولید ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات CFRP در داخل کشور میتوان این ساختار را به منظور کاهش جرم بیشتر هم پیشنهاد داد.

جدول (۹): بودجه جرمی سازه برتر پیشنهادی (از نظر جنس)

نام قطعه	جرم (kg)	تغییرات جرمی (%)	جرم به همراه تغییرات (kg)
صفحه زیرین	۸/۵۴۲	۲۰/۰۰	۱۰/۲۵۰
صفحه میانی	۲/۳۲۱		۲/۷۸۵
صفحات کناری و ستون‌ها	۴/۶۰۶		۵/۵۲۷
صفحه فوقانی	۳/۳۳۹		۴/۰۰۷
مجموع	۱۸/۸۰۸		۲۲/۵۶۹

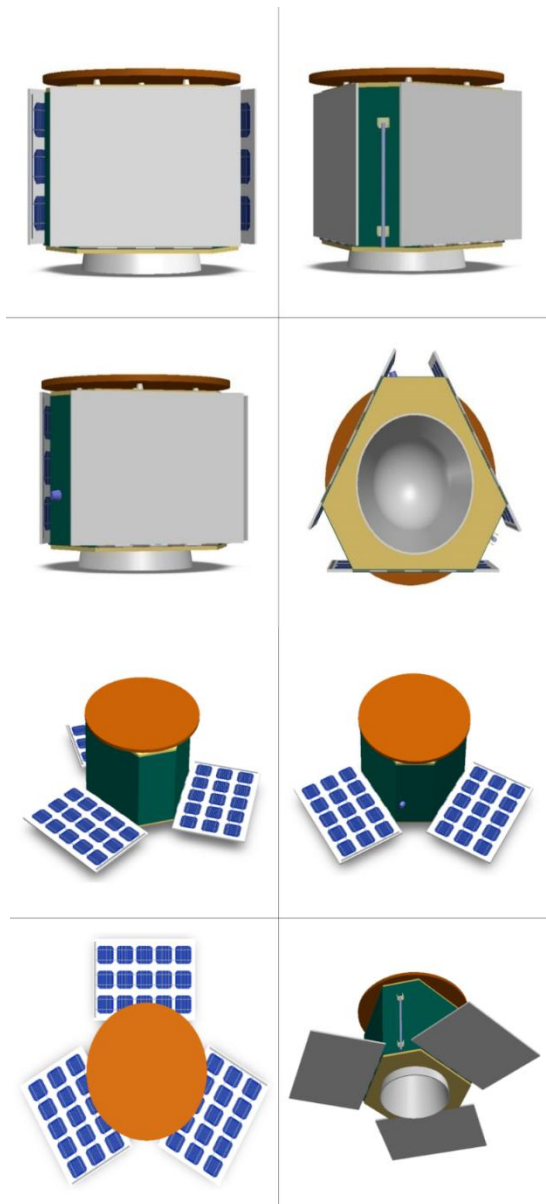
۲-۳ جانمایی ماهگرد

جانمایی به فرآیند تعیین موقعیت و توزیع اجزاء مختلف یک سیستم یا مجموعه در فضایی خاص گفته می‌شود. این فرآیند شامل بررسی و تنظیم مکان اجزاء به گونه‌ای است که هماهنگی و عملکرد بهینه سیستم را تضمین کند. در چارچوب مطالعه عملکرد ماهگرد، جانمایی به دو دسته جانمایی داخلی و جانمایی خارجی تقسیم‌بندی می‌شود که به عنوان مؤلفه‌های تعیین‌کننده در ارتقای کارایی و هم‌افزایی میان زیرسیستم‌های فنی کاوشگر ماهگرد، بستر لازم برای کاهش خطاهای عملکردی و افزایش دقت عملیاتی را فراهم می‌کند [۴۲-۴۴].

۱-۲-۳ جانمایی داخلی ماهگرد

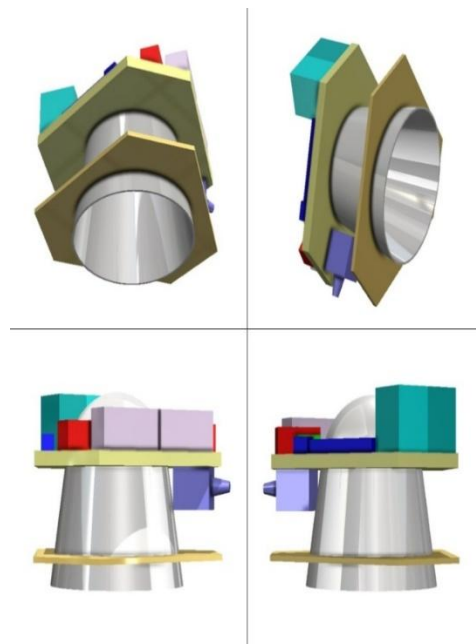
برای انجام یک جانمایی مناسب، سازه ماهگرد به صورت یک بدنه مثلثی شکل با برش در هر یک از سه گوشه آن در نظر گرفته شده است. یک مخروط مرکزی جهت ارتباط با پرتابگر در بخش پایینی بدنه در نظر گرفته شده است. قسمت بالای مخروط مرکزی از مخزن اصلی پیشرانه به قطر ۴۸۴ میلی‌متر پشتیبانی

در شکل (۱۰)، نیز جانمایی خارجی ماهگرد و محل قرارگیری آنتن و صفحات خورشیدی آن در حالت‌های باز و بسته از نماهای مختلف نشان داده شده است.



شکل (۱۰): جانمایی خارجی ماهگرد در حالت‌های صفحات خورشیدی باز و بسته از نماهای مختلف

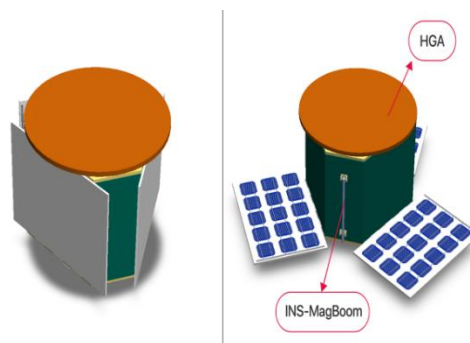
سطح پایین بدنه سازه، به طور معمول پیش‌رانه‌ها را در خود جای می‌دهد. یک تراستر $1 \times 20N$ در مرکز و چهار تراستر $1 \times 2N$ در اطراف مخروط مرکزی قرار داده شده است. دو مجموعه دیگر از تراسترهای $1 \times 2N$ همانطور که در شکل (۱۱) نشان داده شده است، در اطراف و بر روی بدنه قرار گرفته‌اند.



شکل (۸): جانمایی داخلی ماهگرد و محل قرارگیری اجزای زیرسیستم‌ها بر روی سکوی میانی از نماهای مختلف

۲-۲-۳ جانمایی خارجی ماهگرد

برای جانمایی خارجی، ماهگرد دارای یک آنتن HGA^7 است. مساحت سطح مورد نیاز پنل‌های خورشیدی، ۶ مترمربع است. این مساحت را میتوان با داشتن ۹ پنل، که هر کدام دارای مساحت 0.7 متر مربع است، بدست آورد. ابعاد نهایی هر پنل خورشیدی در طراحی ماهگرد، $1/1$ متر در 0.7 متر است. یک بال خورشیدی که دارای ۳ پنل است، بر روی سه سطح جانبی ماهگرد نصب شده است. شکل (۹) جانمایی خارجی ماهگرد را نشان می‌دهد.

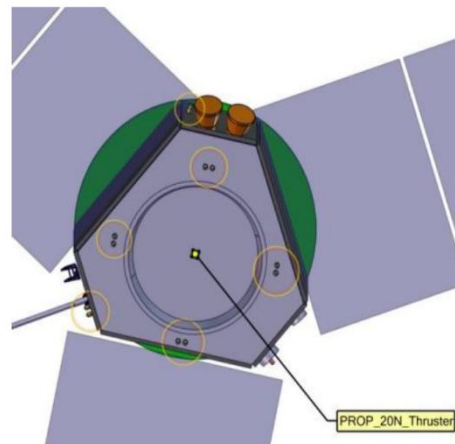


شکل (۹): جانمایی خارجی ماهگرد در دو حالت پنل‌های خورشیدی باز و بسته

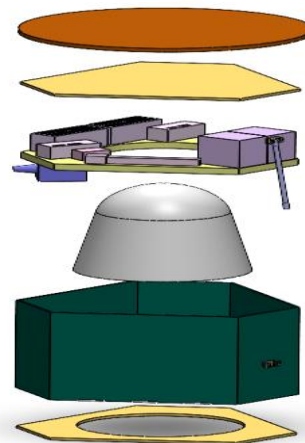
⁷ High Gain Antenna

شکل (۱۳): تصاویر دو بعدی ماهگرد با پنل‌های خورشیدی باز و بسته

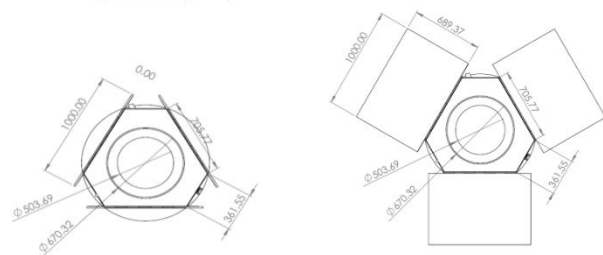
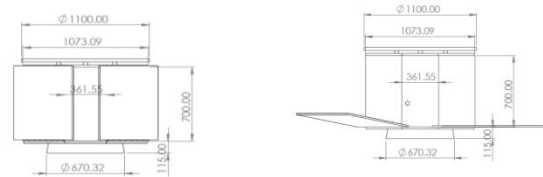
مدل انفجاری ماهگرد در شکل (۱۲) نشان داده شده است. در ادامه نقشه‌های دو بعدی به همراه اندازه بخش‌های مختلف در شکل‌های (۱۳) و (۱۴) قابل مشاهده است.



شکل (۱۱): نمایی از سطح پایین بدنه سازه



شکل (۱۲): مدل انفجاری ماهگرد



۳-۲-۳ تعیین مرکز جرم و ممان‌های اینرسی

نسبت به مختصات تعریف شده در ابتدای بخش ۳ و بر اساس ساختار پیشنهادی هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی، موقعیت مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی باز هستند) در جدول (۱۰) آورده شده است.

جدول (۱۰): موقعیت مرکز جرم ماهگرد با صفحات خورشیدی گسترده

موقعیت مرکز جرم در حالت صفحات خورشیدی گسترده
$X_{GOG} = -۳/۱۴ \text{ mm}$
$Y_{GOG} = ۳۲۲/۴۲ \text{ mm}$
$Z_{GOG} = -۵۲/۷۴ \text{ mm}$

ممان‌های اینرسی ماهگرد نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی باز هستند) مطابق جدول (۱۱) بدست آمده است.

جدول (۱۱): مقادیر ممان‌های اینرسی نسبت به مختصات عبورکننده

از مرکز جرم ماهگرد ($kg.m^2$) با صفحات خورشیدی باز

مقادیر ممان اینرسی در حالت صفحات خورشیدی گسترده		
$I_{xx} = ۱۲/۵۸۵۹۶۲۴۸$	$I_{yy} = ۱۵/۹۶۱۲۴۲۱۸$	$I_{zz} = ۱۲/۲۳۵۵۷۷۵۰$
$I_{xy} = -۰/۰۶۴۱۷۱۳۱$	$I_{xz} = -۰/۵۵۷۵۲۹۱۱$	$I_{yz} = ۰/۰۱۵۸۲۷۶۶$

نسبت به مختصات تعریف شده در ابتدای بخش ۳ و بر اساس ساختار پیشنهادی هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی، موقعیت مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی بسته هستند) در جدول (۱۲) آورده شده است.

جدول (۱۲): موقعیت مرکز جرم ماهگرد با صفحات خورشیدی بسته

موقعیت مرکز جرم در حالت صفحات خورشیدی بسته
$X_{GOG} = -۳/۱۴ \text{ mm}$
$Y_{GOG} = ۳۷۴/۶۲ \text{ mm}$

$$Z_{GOG} = -52/74 \text{ mm}$$

باتوجه به اینکه اولین فرکانس جانبی ماهگرد حدود ۳۲ هرتز و اولین فرکانس طولی آن حدود ۲۰۱ هرتز است، بنابراین ماهگرد الزامات محدوده فرکانسی پرتابگر را با حاشیه امنیت مناسبی رعایت می‌کند.

۴- تحلیل نتایج

باتوجه به الزامات و اینترفیس‌های مربوط به هر زیرسیستم، فرآیند جانمایی تجهیزات به‌گونه‌ای انجام شد که به نیازهای هر یک از زیرسیستم‌ها پاسخ دهد و محلی مناسب برای نصب تجهیزات مختلف در نظر گرفته شود. انتخاب جنس سازه براساس تحلیل‌های انجام‌شده، به‌گونه‌ای بود که ضمن رعایت شرایط وزنی ماهگرد، تمامی الزامات عملکردی نیز تأمین شود. همچنین، با انجام تحلیل مودال و بررسی فرکانس‌های طبیعی سازه، اطمینان حاصل شد که الزامات فرکانسی نیز به‌طور کامل پوشش داده شده‌اند و در نهایت به انتخاب جنس بهینه و مناسب که علاوه بر تطابق با نیازهای فنی، از جنبه‌های تولید داخلی نیز امکان‌سنجی شده است، منجر شد.

در ادامه با استفاده از جنس انتخاب‌شده، محاسبات مربوط به مرکز جرم و ممان‌های اینرسی انجام شد. هدف اصلی در این مرحله، حداقل‌سازی ممان‌های اینرسی ضربدری بود که در جداول (۱۲) و (۱۴) نتایج آن آورده شده است. نتایج این محاسبات نشان داد که ممان‌های اینرسی ضربدری به میزان قابل‌توجهی کاهش یافته‌اند، به‌طوری‌که محور مختصات در نظر گرفته‌شده، منطبق بر محورهای اصلی ماهگرد است. این امر نشان‌دهنده جانمایی قابل قبول سازه است.

در فرآیند طراحی مفهومی، معمولاً مراحل مشابهی طی می‌شود و این پژوهش نیز در راستای این مراحل انجام پذیرفته است. بنابراین، باتوجه به تحلیل‌های انجام‌شده و نتایج حاصل از آن‌ها، میتوان نتیجه گرفت که طراحی صورت‌گرفته از نظر فنی و عملکردی موفق بوده و مطابق با الزامات و معیارهای طراحی فضایی است.

۵- نتیجه‌گیری

این پژوهش به‌طور جامع به انجام فرآیند طراحی مفهومی سازه ماهگرد اختصاص یافته است. در ابتدا، الزامات فنی و اینترفیس‌های مربوط به زیرسیستم‌های مختلف با دقت و صحت لازم مورد بررسی قرار گرفت تا مکان مناسب برای نصب تجهیزات

ممان‌های اینرسی ماهگرد نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهگرد (در حالتی که صفحات خورشیدی بسته هستند) مطابق جدول (۱۳) بدست آمده است.

جدول (۱۳): مقادیر ممان‌های اینرسی نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهگرد ($kg.m^2$) با صفحات خورشیدی بسته

مقادیر ممان اینرسی در حالت صفحات خورشیدی بسته		
$I_{xx} = 9/54119344$	$I_{yy} = 11/25557560$	$I_{zz} = 9/19080846$
$I_{xy} = -0/5290292$	$I_{xz} = -0/55752911$	$I_{yz} = 0/17347266$

با توجه به اینکه ممان‌های اینرسی ضربدری در هر دو حالت صفحات خورشیدی باز و بسته نزدیک به صفر بوده و مرکز جرم نیز به مرکز سطح نزدیک است، جانمایی فعلی می‌تواند یک جانمایی مناسب برای طراحی مفهومی سازه ماهگرد در نظر گرفته شود.

بر اساس جانمایی صورت گرفته، برای بررسی اینکه ماهگرد الزامات پرتابگر را از نظر فرکانسی پاسخ می‌دهد یا خیر، یک مدل المان محدود شامل المان‌های سازه‌ای و غیر سازه‌ای برای سازه با جنس پیشنهادی برتر (ساختار هسته لانه زنبوری با صفحات آلومینیومی) ایجاد شد و تحلیل مودال بر روی آن صورت گرفت که نتایج ۶ مود اول فرکانسی آن در جدول (۱۴) آورده شده است.

جدول (۱۴): فرکانس طبیعی دارای جرم مؤثر بالای ۵٪ ماهگرد

شماره مود	فرکانس (Hz)	٪ جرم مؤثر		
		جهت جانبی X	جهت محوری Y	جهت جانبی Z
۱	۳۲/۵۲۱	۵۴/۲٪	<۱٪	<۱٪
۲	۳۴/۳۷۳	<۱٪	<۱٪	۵۵/۶٪
۳	۲۰۱/۷۳۸	<۱٪	۶۴/۳٪	<۱٪
۴	۲۰۳/۲۸۴	<۱٪	<۱٪	۹/۱٪
۵	۲۱۱/۶۷۲	<۱٪	۱۱/۴٪	<۱٪
۶	۲۱۶/۷۶۴	<۱٪	۹/۶٪	<۱٪

Meeting of the Lunar Exploration Working Group, Houston, TX, USA, Nov. 2011.

[2] A. Longobardo, *Sample Return Missions: The Last Frontier of Solar System Exploration*, 1st ed., Elsevier, 2021, pp. 37-78.

[3] S. S. Dolginov, N. V. Pushkov, E. G. Yeroshenko, and L. N. Zhuzgov, "Measurements of the magnetic field in the vicinity of the moon on the AMS Luna-10," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 1966.

[4] G. M. Chernov, F. F. Kirnozov, G. B. Nazarkina, Yu. A. Surkov, and A. P. Vinogradov, "Measurements of gamma radiation of the lunar surface on the space station, Luna-10," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 1966.

[5] W. W. Mendell, *Lunar bases and space activities of the 21st century*, 1st ed., Lunar & Planetary Inst, 1986, pp. 301-306.

[6] Display: Explorer 49 (RAE-B) 1973-039A," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 2022.

[7].A. S. Konopliv, A. B. Binder, L. L. Hood, et al., "Improved gravity field of the Moon from Lunar Prospector," *Science*, vol. 281, no. 5382, pp. 1476-1480, 1998.

[8] A. B. Binder, "Lunar prospector: overview," *Science*, vol. 281, no. 5382, pp. 1475-1476, 1998.

[9] J. L. Josset, S. Beauvivre, P. Cerroni, et al., "Science objectives and first results from the SMART-1/AMIE multicolour micro-camera," *Advances in Space Research*, vol. 37, no. 1, pp. 14-20, 2006.

[10] M. Johnson-Groh, "Artemis, meet ARTEMIS: Pursuing Sun Science at the Moon," NASA, Washington, D.C., Tech. Rep., 2019.

[11] H. Araki, S. Tazawa, H. Noda, et al., "Observation of the lunar topography by the laser altimeter LALT on board Japanese lunar explorer SELENE," *Advances in Space Research*, vol. 42, no. 2, pp. 317-322, 2008.

[12] C. R. Tooley et al., "Lunar Reconnaissance Orbiter Mission and Spacecraft Design," *Space Science Reviews*, vol. 150, pp. 23-62, 2010.

[13] B. Zhao et al., "Overall scheme and on-orbit images of Chang'E-2 lunar satellite CCD stereo camera," *Science China Technological Sciences*, vol. 54, pp. 2237-2242, 2011.

[14] M. V. D'Ortenzio et al., "Operating LADEE: mission architecture, challenges, anomalies, and successes," *IEEE*

مختلف، نظیر پنل‌های خورشیدی، آنتن‌ها و سایر اجزای ماهگرد، به‌طور مناسب تعیین شود.

در ادامه، با توجه به مطالعه آماری تحقیقات گذشته، چندین گزینه مختلف برای جنس سازه مورد ارزیابی قرار گرفت و در نهایت، مناسب‌ترین جنس با توجه به شرایط وزنی، استحکام و توانمندی‌های تولید داخلی انتخاب شد. در مرحله بعدی، با استفاده از جنس انتخابی، محاسبات مربوط به مرکز جرم و ممان‌های اینرسی سازه انجام شد. در نهایت فرآیند طراحی مفهومی سازه ماهگرد به‌طور کامل و مطابق با استانداردهای علمی و مهندسی پیش رفته و نتایج حاصل از آن نشان‌دهنده توانمندی طراحی و تطابق با الزامات پیچیده سیستم‌های فضایی است. این پژوهش، به‌عنوان نخستین گام در مسیر طراحی و تحلیل سازه ماهگرد، نقشی اساسی در بومی سازی فناوری‌های فضایی ایفا کرده و می‌تواند به‌عنوان مبنای اصلی در پروژه‌های مشابه آینده به‌کار گرفته شود. در نهایت، با بهره‌گیری از این نتایج، می‌توان گام‌های مؤثری در جهت ارتقای طراحی سازه‌های فضایی در پروژه‌های آینده برداشت.

۶- واژه نامه

COM-Transponder	Communication Transponder
COM-EPC	Communication Electronic Power Control
COM-TWT	Communication Traveling Wave Tube
PCDU Boards	Power Conditioning and Distribution Unit Boards
CAM	Camera
PROP-20N-Thruster	Propulsion 20-Newton Thruster
INS-MagBoom	Inertial Navigation System Magnetic Boom
COM-RFDU	Communication Radio Frequency Distribution Unit

تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

[1] H. Hoffmann, et al., "A dedicated small lunar exploration orbiter and a mobile surface element," *Annual*

- [27] Y. Chen and R. F. Gibson, "Analytical and experimental studies of composite isogrid structures with integral passive damping," *Mech. Adv. Mater. Struct.*, vol. 10, no. 2, pp. 127–143, 2003.
- [28] C. Gan, R. F. Gibson, and G. M. Newaz, "Analytical/experimental investigation of energy absorption in grid-stiffened composite structures under transverse loading," *Exp. Mech.*, vol. 44, pp. 185–194, 2004.
- [29] P. Jadhav and P. R. Mantena, "Parametric optimization of grid-stiffened composite panels for maximizing their performance under transverse loading," *Compos. Struct.*, vol. 77, no. 3, pp. 353–363, 2007.
- [30] T. D. Kim, "Instability of thin composite isogrid panel during autoclave cure cycle," *Adv. Compos. Mater.*, vol. 9, no. 2, pp. 119–130, 2000.
- [31] C. Bellini and L. Sorrentino, "Characterization of isogrid structure in GFRP," *Frattura ed Integrità Strutturale*, vol. 12, no. 46, pp. 319–331, 2018.
- [32] L. Sorrentino et al., "Design and manufacturing of an isogrid structure in composite material: Numerical and experimental results," *Compos. Struct.*, vol. 143, pp. 189–201, 2016.
- [33] K. Hosseini et al., "Experimental and numerical fatigue life study of cracked Al plates reinforced by glass/epoxy composite patches in different stress ratios," *Mech. Based Des. Struct. Mach.*, vol. 49, no. 6, pp. 894–910, 2021.
- [34] A. Yousefi, M. M. Mashhadi, and M. Safarabadi, "Numerical analysis of cracked aluminum plate repaired with multi-scale reinforcement composite patches," *J. Compos. Mater.*, vol. 54, no. 28, pp. 4341–4357, 2020.
- [35] M. Hadad, A. Babazade, and M. Safarabadi, "Investigation and comparison of the effect of graphene nanoplates and carbon nanotubes on the improvement of mechanical properties in the stir casting process of aluminum matrix nanocomposites," *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 109, pp. 2535–2547, 2020.
- [36] M. Mohammadi pour, A. Khodabandeh, S. Mohammadi pour, et al., "Microstructure and mechanical properties of joints welded by friction-stir welding in aluminum alloy 7075-T6 plates for aerospace application," *Rare Metals*, vol. 44, no. 3, pp. 2085–2093, 2025.
- [37] B. Saboori, A. R. Torabi, and M. R. Kamjoo, "Evaluation of the equivalent material concept in mixed Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2015, pp. 1–23.
- [15] NASA, "CDF Study Report – CLEO/P – assessment of a Jovian Moon Flyby Mission as Part of NASA Clipper Mission," EESA, Washington, D.C., Tech. Rep., 2015.
- [16] *Space engineering - Structural factors for spacecraft hardware*, ECSS-E-ST-32C, 2008.
- [17] X. Li et al., "Dynamic behavior of aluminum honeycomb sandwich panels under air blast: experiment and numerical analysis," *Composite Structures*, vol. 108, pp. 1001–1008, 2014.
- [18] Y. M. Jen, and L. Y. Chang, "Evaluating bending fatigue strength of aluminum honeycomb sandwich beams using local parameters," *Int. J. Fatigue*, vol. 30, no. 6, pp. 1103–1114, 2008.
- [19] J. K. Paik, A. K. Thayamballi, and G. S. Kim, "The strength characteristics of aluminum honeycomb sandwich panels," *Thin-Walled Struct.*, vol. 35, no. 3, pp. 205–231, 1999.
- [20] V. Crupi, G. Epasto, and E. Guglielmino, "Collapse modes in aluminium honeycomb sandwich panels under bending and impact loading," *Int. J. Impact Eng.*, vol. 43, pp. 6–15, 2012.
- [21] S. Rajkumar et al., "Evaluation of elastic constants of A3003 honeycomb core with varying hexagonal cell geometries through finite element approach," *Proc. Inst. Mech. Eng. C*, vol. 228, no. 10, pp. 1689–1700, 2014.
- [22] D. Zhang, Q. Fei, and P. Zhang, "Drop-weight impact behavior of honeycomb sandwich panels under a spherical impactor," *Compos. Struct.*, vol. 168, pp. 633–645, 2017.
- [23] K. K. Rao et al., "Bending behavior of aluminum honeycomb sandwich panels," *Int. J. Eng. Adv. Technol.*, vol. 1, pp. 268–272, 2012.
- [24] M. Alkan et al., "Isogrid structure design and mass-strength optimization in airplane lids," *Int. Res. J. Eng. Technol.*, vol. 8, no. 10, pp. 157–166, 2021.
- [25] A. S. Umap et al., "Stress and deflection analysis of orthogrid and isogrid structure," *System Reliability, Quality Control, Safety, Maintenance and Management: Applications to Civil, Mechanical and Chemical Engineering*, Singapore: Springer, 2020, pp. 153–158.
- [26] D. Shahgholian Ghahfarokhi, M. Aghaei Ruzbahani, and G. Rahimi, "Vibration correlation technique for the buckling load prediction of composite sandwich plates with isogrid cores," *Thin-Walled Struct.*, vol. 142, pp. 392–404, 2019.

mode I/III fracture estimation of V-notched Al7075-T6 plates,” *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 237, p. 107259, 2020.

[38] S. C. Cagan and B. B. Buldum, “Investigation of the effect of different working mediums on turning Al7075-T6 alloy,” *International Journal of Engineering Research and Advanced Technology*, vol. 4, pp. 1–7, 2018.

[39] S. Ai et al., “Study on aluminum honeycomb sandwich panels with random skin/core weld defects,” *Journal of Sandwich Structures & Materials*, vol. 15, no. 6, pp. 704–717, 2013.

[40] Z. Fan, Y. Jiang, S. Zhang, and X. Chen, “Experimental research on vibration fatigue of CFRP and its influence factors based on vibration testing,” *Shock and Vibration*, vol. 2017, no. 1, p.1241623., 2017.

[41] M. J. Asgharpour, *Multi-criteria decision making*, 11th ed., Tehran University Press., 2013 (In Persian).

[42] M. Safarabadi and S. Bazargan, “Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis,” *Eng. Solid Mech.*, vol. 3, no. 2, pp. 75–84, 2015.

[43] M. Safarabadi, H. Haghshenas, and H. Kelardeh, “Design of micro-vibration isolation system for a remote-sensing satellite payload using viscoelastic materials,” *Eng. Solid Mech.*, vol. 8, pp. 69–76, 2020.

[44] 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,” *Mater. Sci. Res. India*, vol. 5, no. 2, pp. 209–218, 2008.



COPYRIGHTS

© 2025 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/>)