Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science, Technology & Applications (Persian)

Vol. 4, No. 1, pp.: 39-51
2024

DOI:
10.22034/jssta.2024.420858.1141

Article Info

Received: 2023-10-18
Accepted: 2024-02-19

Keywords

Structure, Layout, Configuration design, Remote sensing satellite, Satellite subsystems

How to Cite this article

Z. Daneshjoo, F. Shokri, "Layout and Configuration Design of a Remote Sensing Satellite Subsystems", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 4 (1), p.:39-51, 2024.

Original Article

Layout and Configuration Design of a Remote Sensing Satellite Subsystems

Zahra Daneshjoo[1*], Faezeh Shokri[2]

1 * Faculty of Mechanical and Energy Engineering, Shahid Beheshti University, Tehran, Iran
z_daneshjoo@sbu.ac.ir (Corresponding Author)

2 Aerospace Research Institute, Tehran, Iran
f_shokri78@yahoo.com

Abstract

The layout design of satellite components is a key method to improve the overall performance of the satellite; So that proper placement design has been a common feature in most of the successful satellites. In this research, the layout and configuration design of a remote sensing satellite will be discussed. This design is done using the requirements given to the structural subsystem by other subsystems. The difference between the layout of this satellite and other satellites is that in this satellite the elements are placed on the main structure of the satellite, which includes Honeycomb plates (honeycomb core and an aluminum shell), instead of a layered arrangement. For this purpose, in the first step, the satellite structure along with all the elements of different subsystems will be modeled in Solidworks Software. Next, according to the given requirements, the layout of elements will be done. After that, the results of the center of mass and moments of inertia in two open and closed states of the solar panels are obtained. These results show that the cross moments of inertia are insignificant (close to zero) compared to the moments around the coordinate axes; therefore, it can be stated that the considered coordinate axes are consistent with the main axis of the satellite; This is a proof of a suitable layout and configuration design.

مقاله پژوهشی

طراحی پیکربندی و جانمایی زیرسیستم‌های یک ماهواره سنجشی نمونه

زهرا دانشجو*[۱]، فائزه شکری[۲]

۱- دانشکده مهندسی مکانیک و انرژی، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، ایران (نویسنده مسئول)
z_daneshjoo@sbu.ac.ir
۲- پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران، f_shokri78@yahoo.com

دسترس‌پذیر در نشانی:
Journal.isrc.ac.ir

دو فصلنامه
علـوم، فـناوری و
کاربردهـای فضـایی

سال چهارم، شماره ۱، صفحه ۵۱-۳۹
بهار و تابستان ۱۴۰۳

DOI:
10.22034/jssta.2024.420858.1141

تاریخچه داوری
دریافت: ۱۴۰۲/۰۷/۲۶
پذیرش: ۱۴۰۲/۱۱/۳۰

واژه‌های کلیدی
سازه، جانمایی، طراحی پیکربندی، ماهواره سنجشی، زیرسیستم‌های ماهواره

نحوه استناد به این مقاله
زهرا دانشجو، فائزه شکری، "طراحی پیکربندی و جانمایی زیرسیستم‌های یک ماهواره سنجشی نمونه"، *دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، جلد چهارم، شماره اول، صفحات ۵۱-۳۹، ۱۴۰۳.

چکیده

طراحی چیدمان اجزای ماهواره یک روش کلیدی برای بهبود عملکرد کل ماهواره است؛ به طوریکه طراحی جانمایی مناسب ویژگی رایجی در اکثر ماهواره‌های موفق بوده است. در این پژوهش، به طراحی پیکربندی و جانمایی یک ماهواره سنجشی نمونه پرداخته خواهد شد. این جانمایی براساس الزاماتی انجام می‌شود که توسط سایر زیرسیستم‌ها به زیرسیستم سازه داده شده است. وجه تمایز جانمایی این ماهواره با ماهواره‌های دیگر در این است که در این ماهواره اجزاء و المان‌ها به جای چیدمان طبقه‌ای، بر روی سازه اصلی ماهواره که شامل صفحات هانی‌کامبی (هسته لانه زنبوری و پوسته‌ای با جنس آلومینیوم) است، قرار می‌گیرند. بدین منظور، در مرحله اول سازه ماهواره به همراه تمامی المان‌های زیرسیستم‌های مختلف در نرم‌افزار سالیدورکس[۱] مدل‌سازی خواهند شد. در ادامه با توجه به الزامات دریافتی از سایر زیرسیستم‌ها، جانمایی المان‌ها انجام خواهد شد. سپس، نتایج مرکز جرم و ممان‌های اینرسی در دو حالت باز و بسته بودن پنل‌های خورشیدی، استخراج می‌شود. نتایج بدست آمده نشان داد ممان‌های اینرسی ضربدری نسبت به ممان‌های حول محورهای مختصات ناچیز (نزدیک به صفر) هستند؛ بنابراین می‌توان بیان کرد که محورهای مختصات در نظر گرفته شده، منطبق بر محورهای اصلی ماهواره هستند که این گواهی بر یک جانمایی مناسب است.

[1] Solidworks Software

۱- مقدمه

ماهواره شامل اجزای مختلفی است که از یک سنسور خورشیدی کوچک تا پنل‌های خورشیدی بزرگتر تشکیل شده است. جانمایی ماهواره نشان می‌دهد که هر جزء در داخل و خارج ماهواره در کجا قرار می‌گیرد. هنگام پیکربندی و جانمایی زیرسیستم‌های ماهواره، الزامات و ملاحظات زیادی در نظر گرفته می‌شود و یک جانمایی باید شامل تمامی الزامات ماهواره شود. طراحی جانمایی یک ماهواره کار پیچیده‌ای است. در جانمایی باید الزامات هر زیرسیستم و همچنین تعامل بین زیرسیستم‌ها مشخص شود. مهم‌ترین مسئله در بحث جانمایی، در نظر گرفتن الزامات هر زیرسیستم است. جانمایی و پیکربندی به طور معمول بر اساس تجربه‌های موفق قبلی انجام می‌شود. طراحی چیدمان ماژول ماهواره‌ای به بررسی قرارگیری المان‌های ماهواره می‌پردازد. جانمایی بر روی وزن، حجم، عمر، عملکرد زیرسیستم‌ها و هزینه‌ها تأثیر مستقیمی می‌گذارد. طراحی چیدمان و جانمایی مناسب یکی از ویژگی‌های ماهواره‌های موفق بوده است [۱].

علم جانمایی سیستم‌ها، علمی نوین بوده است و از تلاش برای شناخت چالش‌های آن چندی نمی‌گذرد. پژوهش‌های بسیاری در داخل و خارج از کشور، هرکدام به بررسی مسائل مختلفی در علم جانمایی پرداخته‌اند.

سان و همکاران در سال ۲۰۰۳ چندین مسأله کلیدی بهینه‌سازی را به صورت خودکار در فضای ماهواره بیان کردند. آن‌ها ۵ کلید اصلی در مشکلات خودکار نمودن مسأله جانمایی را مدل کردند و الگوریتم مورد استفاده، محاسبه تداخل و به روی هم‌رفتگی اجزاء، تئوری و کاربردهای الگوی مکان‌یابی جانمایی، تصمیم‌گیری در طراحی جانمایی و رویکرد-هایی در تجربه مهندسی بیان کردند [۲]. توشیهاتو و اینچیرو با استفاده از الگوریتم‌های تکاملی به طور همزمان به بهینه‌سازی هندسه و طراحی جانمایی پرداختند. عقیده اصلی این روش اصلاح کردن شکل هندسی و محل قرارگیری اجزاء با برآورده نمودن الزامات مربوط به محیط عملکرد آن بود [۳]. کیم و گاسرد فرآیند جانمایی را به ۴ مرحله تقسیم کردند. این فرآیند با توصیف هندسی هریک از اجزاء، تعیین فضای طراحی و اهداف جانمایی شروع می‌شود. سپس در مرحله دوم قیود موردنظر شناسایی می‌شوند. در مرحله جانمایی مفهومی مکان تقریبی اجزاء در فضای طراحی تعیین شده و جانمایی اولیه انجام می‌گیرد. مرحله نهایی که جانمایی جزئی است، جانمایی را با تحلیل جزئی‌تری با توجه به مرحله قبل، اصلاح می‌کند و حل بهینه بدست می‌آید [۴]. سان و همکاران برای کاهش پیچیدگی محاسباتی، هموار نمودن و کاهش فضای جست و جو، طراحی جانمایی ماهواره را در ۲ مرحله انجام دادند که شامل جانمایی سراسری و جانمایی جزئی است. روش جانمایی سراسری بر این عقیده استوار است که فاکتورهای اصلی با تسلط بیشتر در عملکرد جانمایی در ابتدا نگه داشته شوند و دیگر فاکتورهای فرعی به طور موقت صرف‌نظر می‌شوند [۵ و۶]. جین و تنگ برای بهبود الگوریتم تکاملی در طراحی جانمایی ماهواره از تکنیک رویکرد طراحی تکاملی بر پایه موقعیت استفاده کردند [۶]. ژانگ و همکاران، با استفاده ترکیبی از الگوریتم‌های ژنتیک و تجمع ذرات به بهینه‌سازی در طراحی جانمایی ماهواره پرداختند. ترکیب الگوریتم ژنتیک و تجمع ذرات به این دلیل است که الگوریتم ژنتیک در همگرایی سراسری خوب عمل می‌کند و در همگرایی محلی مناسب نیست؛ اما الگوریتم تجمع ذرات در همگرایی محلی مناسب‌تر بوده است ولی در همگرایی سراسری به خوبی عمل نمی‌کند [۷]. فربی و آلن با استفاده از روش‌های تعامل انسان و کامپیوتر و روش‌های استدلالی بر اساس قیود، موقعیت‌های قابل قبول را شناسایی کردند [۸]. فربی و بویسونات و همکاران به طراحی قرارگیری قطعاتی که در خارج از فضای ماهواره جای دارند، مانند آنتن‌ها و رادارها پرداختند [۸ و ۹]. وانگ و همکاران طراحی جانمایی سه بعدی ماهواره را انجام دادند. موضوعی که در این قسمت مطرح شد، پیچیدگی محاسباتی در طراحی سه بعدی است که به دلیل وجود نقاط بهینه محلی بسیار و فضای جست و جوی ناهموار و ناپیوسته، یافتن نقطه بهینه سراسری با مشکل روبرو خواهد شد. علت آن را می‌توان عدم کارایی مناسب الگوریتم و مناسب نبودن شرایط بهینگی دانست [۱۰]. جون و فنگ در سال ۲۰۰۴ یک مدل ریاضی با شرایط بهینگی برای حل بهینه سراسری در جانمایی سه بعدی، ارائه کردند [۱۱]. حکمت‌فر و همکاران در پژوهش خود یک مدل بهینه‌سازی انعطاف‌پذیر قوی برای چیدمان سه بعدی اجزاء داخلی در ماهواره‌های چند طبقه ارائه کردند. این مدل شامل دو وظیفه اصلی است: تخصیص تجهیزات به لایه‌ها و قرار دادن تجهیزات در هر لایه به صورت جداگانه. با استفاده از روشی برای تخصیص تجهیزات به لایه‌های مختلف و با در نظر گرفتن انعطاف‌پذیری طبیعی تجهیزات و عدم قطعیت در چیدمان، یک مدل برنامه‌ریزی قوی و قابل انعطاف ارائه شده است. با استفاده از این مدل، امکان کاهش زمان در مرحله طراحی مفهومی، آماده‌سازی و کاهش ابعاد کلی ماهواره و همچنین رعایت محدودیت‌های دیگر مانند: پایداری، محدودیت‌های حرارتی، ممان‌های اینرسی و مرکز جرم وجود خواهد داشت [۱۲].کاگان و همکاران به بررسی رویکردهای محاسباتی برای

جانمایی سه بعدی پرداختند و مشکل اساسی در فرآیند خودکار نمودن جانمایی الکترومکانیکی و مکانیکی را بیان کردند [۱۳]. فکور و همکاران تحقیقات انجام گرفته در زمینه مسأله جانمایی ماهواره را در دهه اخیر به طور خلاصه مرور کرده و رویکردهای مربوط به جانمایی را به ۳ گروه رویکردهای تجربی، تعامل انسان و کامپیوتر و استفاده از روش‌های جانمایی به صورت سه بعدی دسته‌بندی کردند [۱۴].

جعفری و قریشی در پژوهش خود، به طراحی مفهومی و تحلیل المان محدود زیرسیستم سازه یک ماهواره مخابراتی پرداختند. در این راستا، ابتدا ورودی‌ها و خروجی‌های سازه ماهواره مخابراتی بیان شد. سپس بر اساس ورودی‌های دریافتی از سایر زیرسیستم‌ها و با توجه به تحقیقات مشابه قبلی، یک طرح کلی برای سازه ماهواره ارائه شد. سپس بر اساس این طراحی، سناریویی برای چیدمان داخلی و خارجی ماهواره به همراه مشخصات فیزیکی ارائه شد [۱۵]. قهرمانی و پزشکی به تحلیل عددی تنش، مودال و حرارتی ساختار زیرسیستم سازه ماهواره مکعبی مدل 1U پرداختند. این بررسی با تمرکز بر زیرسیستم سازه انجام شده است. اطلاعات خروجی این مقاله برخی از پیش‌نیازهای لازم برای طراحی بهینه زیرسیستم سازه و برخی از زیرسیستم‌های دیگر را فراهم ساخت [۱۶]. بهرامی یکی از بحرانی‌ترین نکات طراحی در ماهواره‌ها را رسیدن به حداقل جرم (وزن) با تأمین تمامی الزامات و قیود (استحکام، جانمایی و ارتعاشات) بیان کرد. در این پژوهش روند طراحی سازه یک ماهواره کوچک، با هدف دستیابی به کمترین وزن ممکن و حفظ ملزومات حاکم (قید ارتعاشی)، مورد بررسی قرار گرفت. فرآیند طی شده برای رسیدن به هدف مورد اشاره، تغییر در ابعاد هندسی سازه است. مراحل مدل‌سازی ماهواره با تمامی زیرسیستم‌ها در نرم‌افزار سالیدورکس انجام شد و در نرم‌افزار انسیس تحلیل‌های مودال، شبه استاتیکی و ارتعاشات اتفاقی صورت گرفت. نتایج نشان داد که با انتخاب درست ضخامت تقویت‌کننده‌ها می‌توان وزن و فرکانس مود اول ماهواره را به میزان قابل توجهی کاهش داد و در عین حال سازه بهینه نهایی تمامی قیود اعمالی از پرتابگر را محقق نموده و از استحکام و سفتی کافی برخوردار بوده است [۱۷]. در پژوهش انجام شده توسط صفار و همکاران، یک سامانه ناوبری ماهواره‌ای بومی و مستقل منطقه‌ای، موسوم به "IRANSS" برای پوشش نیازهای کاربر در منطقه خاورمیانه طراحی و تحلیل شده است. بخش فضایی سامانه مذکور شامل یک منظومه با نه ماهواره است که در چهار مدار طراحی و جانمایی شده است؛ به صورتی که، سه ماهواره بر روی یک مدار زمین آهنگ (GEO[1]) و دو ماهواره در هر یک از سه مدار زمین آهنگ با زاویه مداری (IGSO[2]) در نظرگرفته شده است. دو ایستگاه اصلی کنترل و ردیابی و بیست ایستگاه مرجع در منطقه به‌منظور تقویت با ایستگاه‌های اصلی و فرعی اختصاص داده شده‌اند. در طراحی این سامانه و محاسبه پارامتر تعدیل دقت (DOP[3]) برای ملاحظات خطاهای رنجینگ و تعیین هندسه منظومه از شبیه‌سازی‌های محیط STK[4] استفاده شده است. به منظور ارزیابی عملکرد و تحلیل خطا در این سامانه، پارامترهای مربوط به دقت ناوبری با سایر منظومه‌های فعال GNSS[5]، مقایسه شده‌اند. نتایج تحلیل‌ها بیانگر این است که دقت هندسی سیستم طراحی شده ۱۶ متر در ۹۵ درصد از روز در تمامی نقاط منطقه موردنظر و در صورت ترکیب با BeiDou و GPS، به ترتیب به ۱۴ و ۱۲/۵ متر بهبود می‌یابد [۱۸].

باتوجه به پیشینه تحقیقات بیان شده، در این مقاله به طراحی پیکربندی و جانمایی یک ماهواره سنجشی نمونه با استفاده از الزاماتی که توسط سایر زیرسیستم‌ها به زیرسیستم سازه داده شده است، پرداخته خواهد شد. بدین منظور ابتدا به توصیف الزامات و نیازمندی‌های طراحی و جانمایی پرداخته می‌شود. در ادامه با در نظر گرفتن این الزامات، طراحی سازه ماهواره نمونه شامل سایزینگ سازه ماهواره، جانمایی داخلی و خارجی ماهواره صورت گرفته و بودجه جرمی و مقادیر ممان‌های اینرسی بدست می‌آید. در نهایت نتایج بدست آمده به طور کامل تفسیر خواهد شد.

نوآوری این پژوهش در آن است که برخلاف ماهواره‌های پیشین داخلی، برای جانمایی اجزاء و المان‌های ماهواره نمونه، به جای استفاده از ساختار طبقه‌ای و افزودن طبقات برای نگهداری و جانمایی اجزاء زیرسیستم‌ها، برای اولین بار پیشنهاد استفاده از سازه اصلی ماهواره که شامل صفحات هانی‌کامبی (هسته لانه زنبوری و پوسته‌ای با جنس آلومینیوم) است به عنوان نگهدارنده‌ی اجزاء مطرح شده و در واقع جانمایی بر روی خود سازه اصلی ماهواره صورت گرفته است.

[1] Geostationary orbit
[2] Inclined geosynchronous orbit
[3] Dilution of precision
[4] Systems Tool Kit
[5] Global Navigation Satellite System

۲- زیرسیستم سازه

ماهواره از زیرسیستم‌های مختلفی تشکیل شده است؛ از جمله این زیرسیستم‌ها می‌توان به زیرسیستم سازه، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، زیرسیستم توان، زیرسیستم کنترل حرارت، زیرسیستم پیشرانش و زیرسیستم مخابرات اشاره کرد.

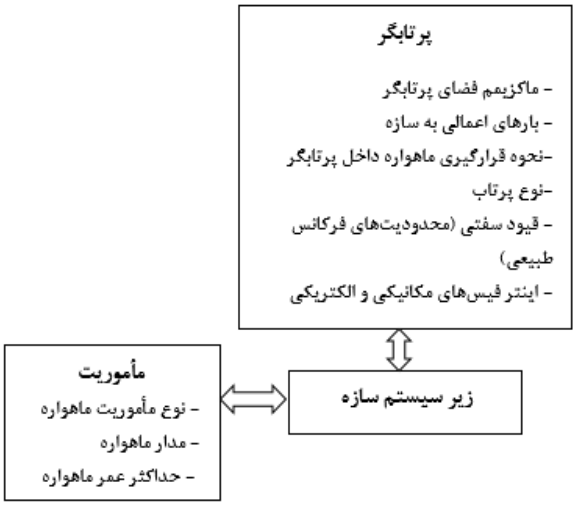
آنچه که از زیرسیستم سازه انتظار می‌رود، به وجود آوردن شرایط مطلوب کاری و مأموریتی برای سایر زیرسیستم‌ها است. این امر مستلزم جانمایی درست و بهینه اجزای زیرسیستم‌های مختلف است. پایداری سازه در برابر شرایط مختلف و محافظت از دیگر اجزای زیرسیستم‌ها موضوعی است که در کلیه مراحل آزمون، نقل و انتقالات زمینی، پرتاب، قرار گرفتن در مدار و پس از آن مطرح است.

۲-۱- الزامات زیرسیستم سازه

الزامات زیرسیستم سازه به شرح زیر است:

- سازه شامل همه‌ی قطعات مکانیکی است که وظیفه حمایت از تمامی واحدها و زیر سیستم‌ها را (در شکل کلی که تمامی نیازمندی‌های سیستم و قیود پرتابگر را برآورده می‌کند) به عهده دارد.
- سازه طوری طراحی می‌شود که ضمن رعایت تلرانس‌های لازم و تحمل همه بارهای ترکیبی سازه‌ای اعم از جابه‌جایی، آزمون، نگهداری، پرتاب و شرایط مدار، سیستم ماهواره بتواند در کلیه فازهای عملیاتی به خوبی عمل نماید.
- سازه ماهواره باید ظرفیت تحمل بارهای ترکیبی استاتیکی و دینامیکی در تمامی جهات هنگام ساخت، آزمون، جابه‌جایی زمینی، حمل و نقل، پرتاب و در مانورهای مداری را بدون تغییر شکل قابل توجه داشته باشد.
- سازه باید شرایط مقابله با تمامی بارها و مودهای تخریب را که زیرسیستم کنترل وضعیت در عملکرد کنترل مداری مشخص می‌کند، دارا باشد.
- طراحی سازه باید نیازمندی‌های سفتی سازه‌ای را مطابق با قیود مربوط به فرکانس طبیعی (که توسط پیمانکاران پرتابگر تعیین می‌شود) برآورده کند.

از دیدگاه سیستمی طراحی زیرسیستم سازه تحت تأثیر عوامل مختلفی نظیر مأموریت ماهواره و پرتابگر است. مدار ماهواره و عمر آن تأثیر قابل ملاحظه‌ای بر جنس سازه و طراحی خستگی آن دارد. شکل (۱) ارتباط زیرسیستم سازه در سطح سیستمی را بیان می‌کند.



شکل(۱): اینترفیس زیرسیستم سازه در سطح سیستمی [۱۹]

در طراحی سازه ماهواره، تعیین پیکربندی خارجی و جانمایی اجزای ماهواره مطرح است. به طور کلی در جانمایی اجزاء، فاکتورهای کلی و خط مشی‌هایی وجود دارد که بر اساس آن‌ها می‌توان پیکربندی کلی ماهواره را تعیین نمود. در این راستا، معمولا طرح‌های اولیه‌ای به عنوان کاندید برای طرح نهایی در نظر گرفته می‌شوند و با امتیازدهی و انجام مصالحه بین طرح‌ها و انجام برخی تحلیل‌های دقیق‌تر، در نهایت یکی از آن طرح‌ها را برمی‌گزینند [۱۹].

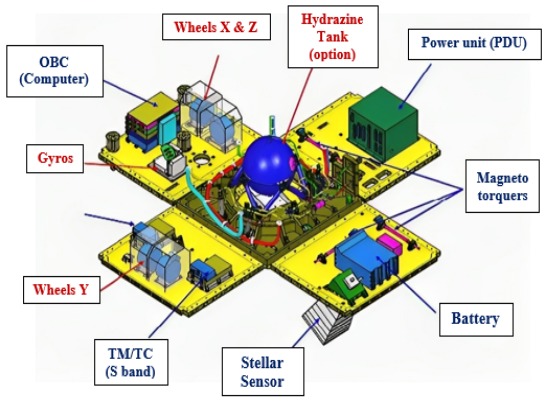
۳- مدل‌سازی ماهواره

۳-۱- مفاهیم موجود برای پلتفرم ماهواره‌های سنجشی

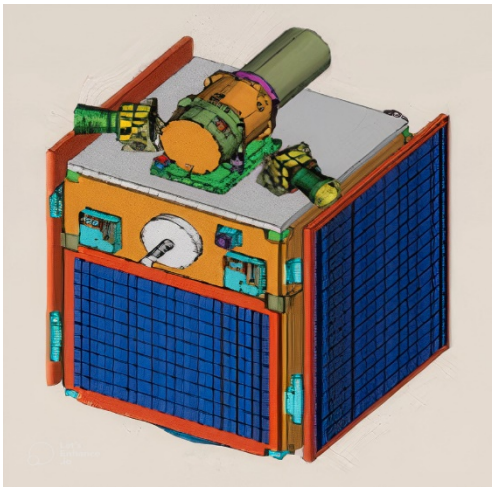
با توجه به امکان تجمیع یک ماهواره‌ی سنجشی کاربردی در جرمی نسبتاً پایین که امکان پرتاب با پرتابگرهای ارزان‌قیمت را داشته باشد، توسعه در این بخش به نسبت ماهواره‌های مخابراتی رواج بیشتری دارد. افزایش میزان توسعه در این بخش به حدی بوده است که پلتفرم‌های مختلفی در ابعاد متنوع برای پشتیبانی از محموله‌های سنجشی به صورت ماژولار در نظر گرفته شده و در ماهواره‌های متنوع به کار گرفته شده است.

ماهواره‌ای که در این پژوهش روی آن کار خواهد شد، یک ماهواره سنجشی است. با توجه به بررسی‌های سیستمی که بر روی پلتفرم ماهواره‌های سنجشی انجام شده است، ماهواره نمونه پلتفرمی شبیه به ماهواره‌های Myriade Astrosat-100 و Satrec Initiative SI-100 دارد. علت شباهت آن در مأموریت و وزن سازه ماهواره نمونه است.

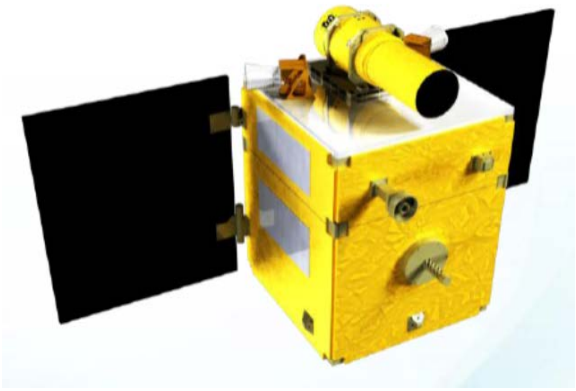
ماهواره Myriade Astrosat-100، یک سازه تمام هانی‌کامبی دارد که المان‌ها بر روی این سازه نصب شده است. در ماهواره Satrec Initiative SI-100، صفحات خورشیدی بر روی قسمت بیرونی بدنه ماهواره نصب می‌شوند. شکل (۲) گسترده پلتفرم Astrosat-100 و شکل‌های (۳) و (۴) نمایی از پلتفرم SI-100 در حالت آماده به پرتاب و با صفحات خورشیدی گسترده را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل‌ها مشخص است، در گسترده پلتفرم Astrosat-100 المان‌ها بر روی سازه بدنه و در ماهواره SI-100 صفحات خورشیدی بر روی قسمت بیرونی بدنه نصب شده است.



شکل(۲): گسترده پلتفرم Astrosat-100 [۲۰]



شکل(۳): نمایی از پلتفرم SI-100 در حالت آماده به پرتاب [۲۱]



شکل(۴): نمایی از پلتفرم SI-100 با صفحات خورشیدی گسترده [۲۱]

۳-۲- الزامات (ورودی‌های) فنی زیرسیستم سازه در فاز طراحی مفهومی

الزاماتی که به عنوان ورودی‌های طراحی سازه در نظر گرفته می‌شوند، به دو دسته قابل تقسیم هستند؛ الزامات سطح بالایی که به مأموریت و یا فصل مشترک با پرتابگر بازمی‌گردند و الزاماتی که از طراحی سیستمی استخراج شده‌اند. در ادامه به این الزامات اشاره خواهد شد.

۳-۲-۱- الزامات سطح بالا

در این بخش به آن دسته از الزاماتی که در سطح مأموریت و پروژه تعریف شده و مربوط به زیرسیستم سازه ماهواره نمونه است، اشاره می‌شود:

- ابعاد ماهواره با تمامی المان‌های نصب شده بر روی وجوه بیرونی آن نباید از استوانه به قطر ۱۳۰۰ و ارتفاع ۱۴۰۰ میلیمتر بیشتر باشد.
- جرم ماهواره (با فصل مشترک‌های الکتریکی و مکانیکی اتصال به ماهواره‌بر) در فاز طراحی مفهومی و با در نظر گرفتن حاشیه ۲۰ درصدی بر روی جرم، باید کم‌تر از ۱۲۰ کیلوگرم باشد.
- ماهواره باید با مشخصات ذکر شده در سند سازگاری با ماهواره‌بر سیمرغ هم‌خوانی داشته باشد.
- ماهواره باید قابلیت پرتاب با پرتابگرهای خارجی هم‌رده سیمرغ را داشته باشد.
- سازه ماهواره باید از قاب‌های آلومینیومی و پنل‌های هانی‌کامبی با مشخصات فضایی تشکیل شده باشد.
- سازه ماهواره باید الزامات ماژولاریتی[1] پلتفرم را رعایت کند. ماژولاریتی در پلتفرم ماهواره به معنای قابلیت ترکیب و ادغام قطعات و ماژول‌های مختلف است. این الزامات شامل استانداردها، رابط‌ها، ارتباطات و سایر جنبه‌های فنی است که باعث سهولت در طراحی، ساخت و توسعه سیستم‌های ماهواره می‌شود. با ماژولاریتی می‌توان به راحتی اجزاء را جایگزین، اضافه و یا حذف کرد و پلتفرم ماهواره را با نیازهای جدید و تغییرات فناوری یا مأموریتی سازگار ساخت. این ویژگی از اهمیت زیادی برخوردار است؛ زیرا ممکن است فرآیندها و نیازهای ماهواره در طول زمان تغییر کنند. در این زمان ماژولاریتی این امکان را فراهم می‌کند که سیستم ماهواره‌ای بدون نیاز به تغییرات بزرگ یا بازسازی کل پلتفرم با تغییرات هماهنگ شود.

۳-۲-۲- الزامات سیستمی

در این بخش آن دسته از الزاماتی که از سند الزامات فنی سیستم ماهواره نمونه به زیرسیستم سازه مربوط می‌شوند، ارائه خواهد شد.

- ماهواره باید جانمایی لازم برای اجزاء را با احتساب فضای موردنیاز برای المان‌ها و تجمیع آن‌ها، از جمله سیم‌بندی در نظر بگیرد.
- در طراحی ماهواره باید دسترسی به تجهیزاتی که در زمان نگه‌داری و انبارش نیازمند بررسی دوره‌ای هستند، مدنظر قرار گیرد.
- ماهواره باید براساس حاشیه‌های اطمینانی که از تحلیل ترکیبی بارهای زمینی در تجمیع، آزمون و حمل و نقل، بارهای پرتابگر و بارهای مدار استخراج گردیده است، طراحی شود.
- طرح ماهواره باید به صورتی در نظر گرفته شود که تعویض یا تغییر آداپتور پرتابگر به سادگی ممکن باشد.
- چیدمان المان‌های ماهواره باید به صورتی باشد که از تولید ممان دو قطبی مغناطیسی مجموع جلوگیری شود.
- المان‌های زیرسیستم باید در قالب برنامه زمین و عایق الکتریکی ماهواره بگنجند.
- کارکرد و عملکرد زیرسیستم سازه در سطح زیرسیستم و ماهواره باید به کمک آزمون‌های محیطی به تأیید برسد.
- مجموع جرم المان‌های زیرسیستم باید کم‌تر از ۲۳ کیلوگرم باشد.
- سازه ماهواره نباید در مسیر جریان تغذیه هیچ المانی قرار بگیرد.
- اتصال الکتریکی اجزای سازه‌ای ماهواره باید یک اتصال به زمین در ماهواره را شکل دهد که به کمک آن محافظت اولیه‌ای در مقابل میدان‌های مخرب بیرونی و یا داخلی ایجاد شود.
- در ماهواره باید المان‌های غیرحساسی برای تنظیم دقیق محل مرکز جرم پس از نهایی شدن طراحی در نظر گرفته شود.
- دقت نصب و مونتاژ المان‌ها باید با توجه به بودجه جهت‌دهی برای آن‌ها تعیین شود. حفظ جهت مطلوب برای یک ماهواره بسیار حائز اهمیت است؛ زیرا تأثیرات آن بر عملکرد ارتباطات، تصویربرداری و تولید برق قابل توجه است. بودجه

[1] Modularity

جهت‌دهی شامل تدارکاتی است که برای تعیین جهت (مانند استفاده از حسگرهای ژیروسکوپ، ردیاب‌های ستاره‌ای و حسگرهای خورشید) و کنترل جهت (مانند چرخ‌های عکس‌العملی، مکانیزم‌های محرک) مورد استفاده قرار می‌گیرد.

- علاوه بر الزامات مورد اشاره، طرح سازه باید مشخصات ماژولاریتی پلتفرم را نیز رعایت کند که این امر در بخشی از الزامات سطح بالا مطرح شده است و در طراحی زیرسیستم ملاحظات مربوط به آن در نظر گرفته خواهد شد [۱۵].

ورودی‌های جرمی به همراه حجم و صفحات قرارگیری المان‌های ماهواره نمونه در جدول (۱) آورده شده است. ورودی مهم دیگری که در طراحی سازه دارای اهمیت است، جرم المان‌ها است. این مقادیر با توجه به تخصیص اولیه بودجه جرمی در سطح سیستم ماهواره نمونه فرض شده است. با این فرض مشخصات جرمی کل ماهواره نمونه قابل تعیین است. در تعیین مشخصات جرمی ماهواره نمونه، ابعاد با توجه به نمونه‌های مشابه المان‌ها تعیین گردیده و مرکز جرم هر المان در مرکز هندسی آن فرض شده است. هم‌چنین جرم اختصاص داده شده به زیرسیستم کنترل حرارت و جرم مختص به تجمیع المان‌ها که اتصالات را نیز شامل می‌شود، به صورت جرم توزیع شده بر روی صفحات جانبی مدل شده است و جرم بردهای زیرسیستم‌های مدیریت داده و فرمان، تأمین توان الکتریکی و کنترل وضعیت و موقعیت (پیشرانش) در قالب جعبه الکترونیکی در نظر گرفته شده‌اند.

با این فرض مجموع جرم ماهواره نمونه در فاز طراحی مفهومی برابر با ۱۲۰ کیلوگرم فرض شده است که نسبت به جرم مجاز پرتابگر که برابر با ۱۵۰ کیلوگرم است، میزان ۳۰ کیلوگرم (معادل ۲۰ درصد) حاشیه را نشان می‌دهد.

جدول(۱): مشخصات المان‌های ماهواره نمونه

No.	Elements	Mass (kg)	Volume (m^3)	Placement Plate
1	MS Payload	20	0.0209	Top
2	SWIR Payload	10	0.0016	Top
3	TIR Payload	5	0.0016	Top
4	Payload Communication Tx	1.5	0.0048	lateral
5	Payload Tx Antenna	0.5	0.0001	lateral
6	Antenna GPS+	0.5	0.0034	lateral
7	TT&C Tx	1	0.0021	lateral
8	TT&C Rx	1.5	0.0021	lateral
9	TT&C Antennas	0.5	0.0001	lateral
10	Battery Pack	4	0.0086	lateral
11	Solar Panels	4.5	0.0054	lateral
12	PDU Boards	1	0.0022	lateral
13	Fuel Tank + Fuel	18.5	0.0045	Bottom (Base)
14	Thrusters	1	0.0001	Bottom (Base)
15	EBOX	4.5	0.0024	lateral
16	FSS	1	0.0001	lateral
17	FOG	1	0.0008	lateral
18	Star Sensor	5	0.0012	Top
19	MM	1	0.0001	lateral
20	MT	3	0.0008	lateral
21	RW	4	0.0007	lateral
22	Hinges and Dampers	1.5	0.0002	lateral
23	Locks	1.5	0.0002	lateral
24	Radiation Survey Payload	0.1	0.0001	lateral
25	UHF	0.8	0.000001	lateral
26	VHF	0.5	0.00001	lateral
27	U/V ANTENNA	0.6	0.0009	lateral
28	COVERS	9	0.0047	lateral
29	STRUTS	4	0.0005	Bottom /Top
30	TOP PLATE	3	0.0047	Top
31	BASE PLATE	10	0.0108	Bottom (Base)
32	LAUNCHER ADAPTOR	1	0.0009	Bottom (Base)

۲-۳- سایزینگ زیرسیستم سازه

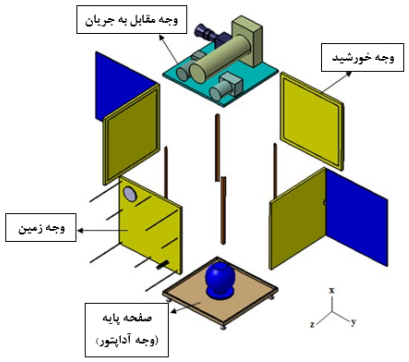
با توجه به الزامات (ورودی‌های) فنی زیرسیستم سازه که در بخش قبل به طور کامل تشریح شد، جهت انجام یک جانمایی مناسب، سازه ماهواره نمونه مکعبی با بعد ۶۰ سانتی‌متر برای پلتفرم و مکعب مستطیل محموله با ارتفاع ۳۰ سانتی‌متر روی پلتفرم در نظر گرفته شده است.

سازه متشکل از پنج صفحه لانه زنبوری شامل صفحات جانبی و فوقانی و یک صفحه پایه آلومینیومی است. این شش صفحه از طریق نبشی‌های کنج و L به یکدیگر متصل شده‌اند. جنس هسته و پوسته صفحات هانی‌کامبی به ترتیب AL5052 و AL7075 T6 است. لازم به ذکر است، در این مرحله، جنس سازه با رعایت بودجه جرمی اعلام شده از طرف سیستم و براساس پروژه‌های فضایی مشابه پیشنهاد شده است. در ادامه کار پس از انجام تحلیل‌های مربوطه و همچنین بررسی و امکان‌سنجی تکنولوژی ساخت صفحات هانی‌کامبی در داخل کشور، درباره جنس سازه می‌توان با قطعیت بیشتری اظهارنظر کرد.

فرضیات در نظر گرفته شده در طراحی ماهواره نمونه عبارت است از:

- مبدأ مختصات: بر روی مرکز رینگ در صفحه پایه (وجه آداپتور)
- وجه زمین: Z+ با چیدمان آنتن‌ها
- وجه خورشید: Z- با گسترش صفحات در راستای Y
- وجه مقابل به جریان: X+ با نصب محموله روی این وجه
- وجه آداپتور (صفحه پایه): X- با قرارگیری ۴ تراستر در این وجه

شکل (۵) مدل انفجاری سازه ماهواره نمونه را نشان می‌دهد.



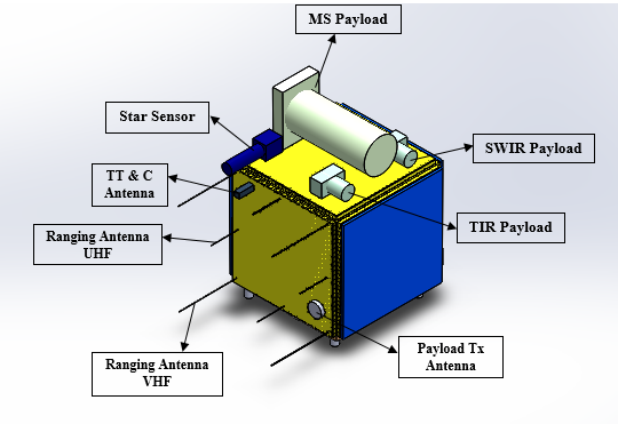
شکل(۵): مدل انفجاری سازه ماهواره نمونه

۴- جانمایی ماهواره

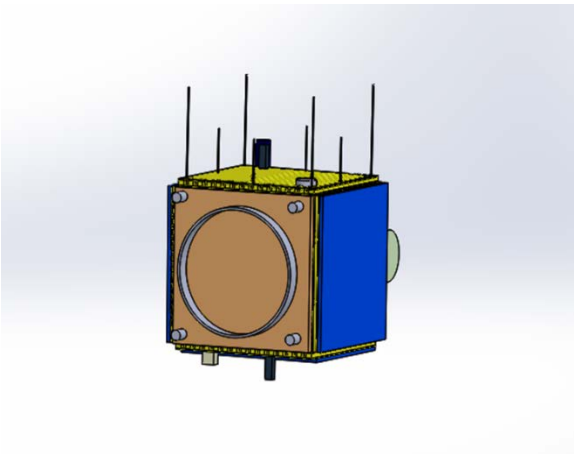
۴-۱- جانمایی خارجی ماهواره

ساختار سازه‌ای تمام هانی‌کامبی به گونه‌ای است که در آن المان‌های بیرونی بر روی دیواره‌های جانبی نصب شده‌اند. ماهواره برای تولید توان علاوه بر دو صفحه بازشونده که در راستای Y گسترش می‌یابند، بر روی صفحه Z- نیز از سلول‌های خورشیدی بهره می‌برد. به همین دلیل وجه نشانه‌روی خورشید ماهواره نیز به همین سمت خواهد بود. آنتن‌های اصلی ماهواره نیز برای مخابرات محموله و مخابرات ماهواره بر روی وجه Z+ نصب شده‌اند که این وجه به سمت زمین نشانه‌روی خواهد کرد. محموله بر روی وجه X+ و به صورتی که اپتیک آن‌ها در زمان نشانه‌روی زمین ندیر را نشانه برود، جانمایی شده است. برای پشتیبانی حرارتی مناسب محموله، از لوله‌های حرارتی استفاده خواهد شد که بخشی از آن‌ها به وجه X+ متصل می‌شوند. وجه مقابل یعنی X- ، وجه مدنظر برای آداپتور است که به منظور اعمال تغییر سرعت ناشی از عملکرد زیرسیستم پیشرانش در راستای سرعت (X+)، چهار تراستر ماهواره بر روی این وجه و در کنار آداپتور قرار گرفته‌اند. حسگرهای خورشید دقیق نیز با توجه به میدان دید بازی که نیاز خواهند داشت، بر روی وجوه X+ و Z- محل مناسبی خواهند یافت. همچنین حسگر ستاره نیز به منظور جلوگیری از اشباع و تأمین دید مناسب بر روی وجه X+ و به سمت Y+ نصب شده است. البته جانمایی در نظر گرفته شده برای حسگرها به صورت اولیه بوده است و پس از تأیید زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نهایی خواهد شد. از آنجا که ارتباط مخابراتی با ماهواره باید بی‌نیاز از نشانه‌روی باشد، آنتن دیگری برای باند S و در وجه مقابل آنتن اصلی (یعنی Z-) نصب شده است تا الگوی تشعشعی نسبتاً همه‌جهته‌ای ایجاد کند.

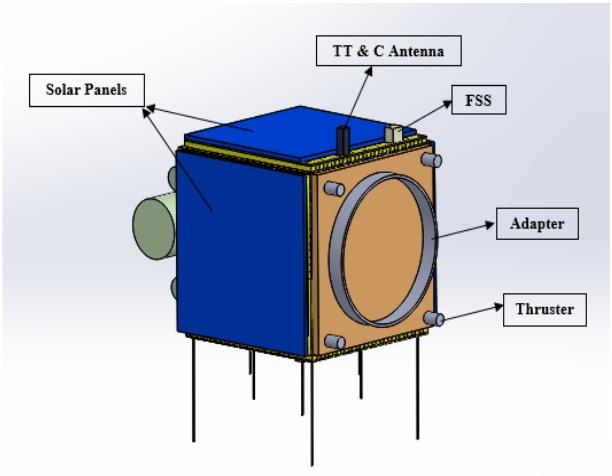
در شکل‌های (۶) تا (۱۰) چند تصویر از سازه طراحی شده به همراه جانمایی خارجی برای ماهواره نمونه در نماهای مختلف نشان داده شده است.



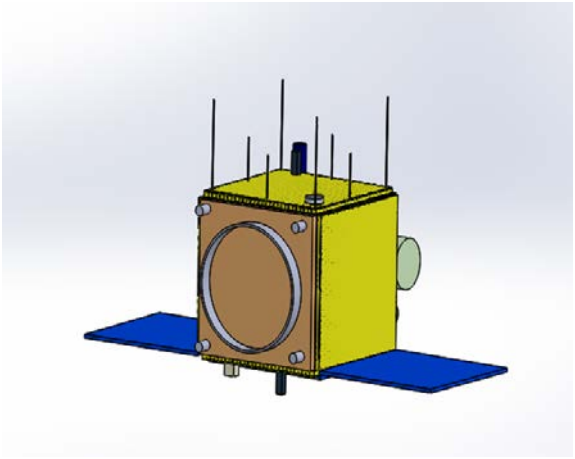
شکل (۶): جانمایی خارجی ماهواره نمونه



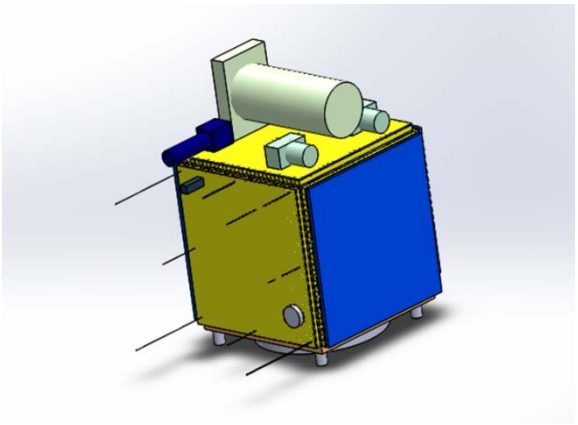
شکل(۹): شکل کلی ماهواره نمونه به همراه پیکره‌بندی خارجی آن (در حالتی که صفحات خورشیدی بسته هستند)



شکل(۷): جانمایی خارجی ماهواره نمونه از نمایی دیگر



شکل(۱۰): شکل کلی ماهواره نمونه به همراه پیکره‌بندی خارجی آن (در حالتی که صفحات خورشیدی باز هستند)

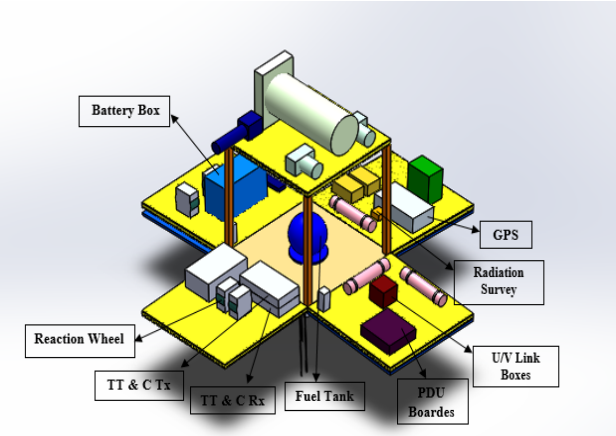


شکل(۸): جانمایی خارجی ماهواره نمونه از نمایی دیگر

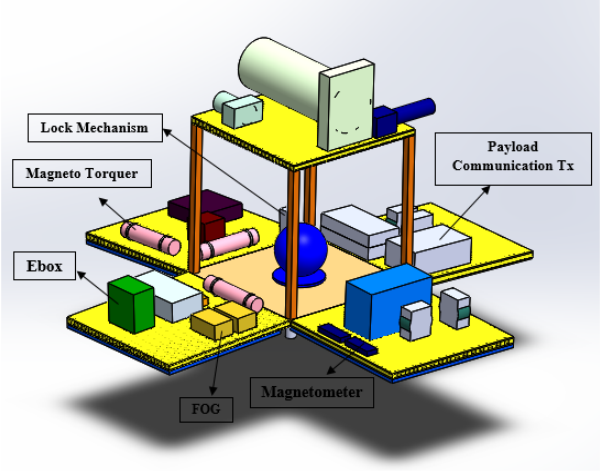
۲-۴- جانمایی داخلی ماهواره

ساختار سازه‌ای تمام هانی‌کامبی به گونه‌ای است که در آن المان‌های داخلی همانند المان‌های بیرونی بر روی دیواره‌های جانبی نصب شده‌اند. یک مخزن کروی و چهار تراستر برای زیرسیستم پیشرانش در نظر گرفته شده است که در مسیر سرعت ماهواره اعمال اثر خواهند کرد. به دلیل وزن بالای مخزن پیشران، به طور معمول آن را در مرکز محورهای جانبی ماهواره، در نزدیکی مرکز جرم ماهواره و اینترفیس ماهواره با پرتابگر قرار می‌دهند تا از این طریق مرکز جرم ماهواره از تغییرات آنی حفظ شود و مشکلاتی از پیش روی زیرسیستم کنترل وضعیت برداشته شود. هم‌چنین ممان‌های خمشی ناشی از نیروهای جانبی مینیمم و به

این ترتیب می‌توان با سازه‌ای سبک‌تر، به فرکانس طبیعی بالاتری دست یافت. بنابراین مخزن کروی داخل سازه، بر روی وجه آداپتور و در مرکز آن واقع شده است. سایر المان‌ها با توجه به انتخاب ساختار مفهوم برگزیده برای سازه، بر روی دیواره‌های جانبی به گونه‌ای نصب شده‌اند که علاوه بر حفظ تقارن ماهواره، قیود مرکز جرم و ممان‌های اینرسی به درستی ارضا شود. در شکل‌های (۱۱) و (۱۲) شمایی از جانمایی داخلی ماهواره نمونه به همراه چیدمان المان‌های داخلی از دو نما نشان داده شده است.



شکل(۱۱): جانمایی داخلی ماهواره نمونه



شکل(۱۲): جانمایی داخلی ماهواره نمونه از نمایی دیگر

۵- نتایج بدست آمده از نرم افزار

پس از مدلسازی تمامی المان‌های ماهواره در نرم افزار، جرم ماهواره ۱۱۹/۵۳۵ کیلوگرم، حجم ۰/۱۱۷ مترمکعب و مساحت ۲۰/۰۶۲ مترمربع بدست آمده است.

۵-۱- نتایج در حالت بسته بودن پنل‌های خورشیدی

مقادیر جرم، مرکز جرم و ممان اینرسی ماهواره نمونه در حالت بسته بودن پنل‌های خورشیدی، در جداول (۲) و (۳) نشان داده شده است.

جدول (۲): موقعیت مرکز جرم ماهواره نمونه با صفحات خورشیدی بسته (mm)

$_{CoG}$ X	350.234
$_{CoG}$ Y	-0.477
$_{CoG}$ Z	8.604

جدول (۳): مقادیر ممان‌های اینرسی نسبت به مختصات عبورکننده از مرکز جرم ماهواره نمونه با صفحات خورشیدی بسته ($kg.m^2$)

I_{xx} = 8.446	I_{yy} = 28.973	I_{zz} = 29.014
I_{xy} = -0.143	I_{xz} = 0.408	I_{yz} = 0.469

۵-۲- نتایج در حالت باز بودن پنل‌های خورشیدی

مقادیر جرم، مرکز جرم و ممان اینرسی ماهواره نمونه در حالت باز بودن پنل‌های خورشیدی، در جداول (۴) و (۵) نشان داده شده است.

جدول(۴): موقعیت مرکز جرم ماهواره نمونه با صفحات خورشیدی گسترده (mm)

$_{CoG}$ X	350.234
$_{CoG}$ Y	-0.507
$_{CoG}$ Z	0.877

جدول (۵): مقادیر ممان‌های اینرسی نسبت به مختصات عبور کننده از مرکز جرم ماهواره نمونه با صفحات خورشیدی گسترده ($kg.m^2$)

I_{xx} = 9.562	I_{yy} = 29.158	I_{zz} = 29.947
I_{xy} = -0.144	I_{xz} = 0.161	I_{yz} = 0.477

۶- تحلیل نتایج

نحوه تغییرات ممان‌های اینرسی و مرکز جرم ماهواره نمونه در حین انجام مأموریت، یکی از پارامترهای مهم در کنترل ماهواره (برای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت) است. این یکی از الزاماتی است که توسط زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت به زیرسیستم سازه داده می‌شود. اگر این تغییرات قابل توجه باشد، کار برای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت سخت شده و کنترل ماهواره در حین انجام مأموریت با مشکل روبرو می‌شود. این مشکل با جانمایی مناسب قابل حل است که در ادامه با جزئیات بیشتری به این موضوع پرداخته خواهد شد.

طبق جداول (۲) و (۴) ، مرکز جرم ماهواره در حالت باز و بسته بودن پنل‌های خورشیدی تغییر می‌کند، که این تغییرات در راستای محور z نسبت به دیگر محورها بیشتر است. طبق جداول (۳) و (۵)، ممان‌های اینرسی ماهواره تحت تأثیر باز و بسته بودن آرایه‌های خورشیدی قرار می‌گیرند.

هدف، حداقل کردن ممان‌های اینرسی ضربدری است (I_{xy}, I_{xz}, I_{yz})؛ زیرا در این صورت می‌توان دریافت که محور مختصات در نظر گرفته شده، منطبق بر محور اصلی ماهواره است. همانطور که بیان شد هدف موردنظر حداقل نمودن ممان‌های اینرسی است. طبق جداول فوق، مشاهده می‌شود که علاوه بر حداقل شدن ممان اینرسی حول محورهای x ، y و z ، ممان‌های اینرسی ضربدری نسبت به ممان‌های حول محور مختصات موردنظر (I_x, I_y, I_z) ناچیز هستند؛ بنابراین می‌توان بیان کرد که تقریباً محورهای مختصات در نظر گرفته شده، منطبق بر محورهای اصلی ماهواره هستند. پس در نتیجه ممان‌های اینرسی ضربدری ماهواره به اندازه‌ای ناچیز هستند که می‌توان از آن‌ها چشم‌پوشی کرد و محورهای ماهواره منطبق بر محورهای اصلی فرض شود. پس با توجه به موارد بالا می‌توان گفت که جانمایی صورت گرفته، جانمایی مناسب و قابل قبولی است.

شایان ذکر است، در روند جانمایی صورت گرفته در پژوهش حاضر، فرآیند بهینه‌سازی انجام نشده است؛ بلکه تمرکز اصلی کار به عنوان یک نقطه شروع بر روی بررسی این موضوع است که آیا یک سازه هانی‌کامبی می‌تواند به عنوان سازه اصلی ماهواره برای نگهداری و جانمایی اجزاء زیرسیستم‌ها بکار رود یا خیر. به طور قطع در مراحل بعدی و با بهره‌گیری از الگوریتم‌های بهینه‌سازی، از جمله الگوریتم ژنتیک، هیبرید و دیگر روش‌ها می‌توان این جانمایی را بهبود بخشید.

۷- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به جانمایی زیرسیستم‌های یک ماهواره سنجشی نمونه (با در نظر گرفتن الزامات) و مدلسازی آن در نرم‌افزار سالیدورکس پرداخته شد. بدین منظور ابتدا به توصیف الزامات و نیازمندی‌های طراحی و جانمایی پرداخته شد. در ادامه با در نظر گرفتن این الزامات، طراحی سازه ماهواره نمونه شامل سایزینگ سازه ماهواره، جانمایی داخلی و خارجی ماهواره، بودجه جرمی و مقادیر ممان‌های اینرسی بدست آمد. نتایجی که از نرم‌افزار بدست آمد، نشان داد که تغییرات مرکز جرم حول محورهای x و y نسبت به محور z ناچیز است. همچنین ممان‌های اینرسی ضربدری نسبت به ممان‌های حول محورهای مختصات ناچیز (نزدیک به صفر) هستند؛ بنابراین می‌توان بیان کرد محورهای مختصات در نظر گرفته شده، منطبق بر محورهای اصلی ماهواره هستند؛ که این گواهی بر یک جانمایی مناسب است.

۸- واژه‌نامه

MS Payload	Multi Spectral Payload
SWIR Payload	Wave Infrared Payload Short
TIR Payload	Thermal Infrared Payload
Antenna GPS+	Global Positioning System + Antenna
TT&C Tx	Telemetry, Tracking and Command Transmitter
TT&C Rx	Telemetry, Tracking, and Command Receiver
TT&C Antennas	Telemetry, Tracking, and Command Antennas
PDU Boards	Power Distribution Unit Boards
EBOX	Electronics Box

FSS	Satellite Service Fixed
FOG	Fiber Optic Gyro
MM	Magnetometer
MT	Magnetorquer
RW	Reaction Wheel
UHF	Ultra High Frequency
VHF	Very High Frequency

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

۹- مراجع

[1] M. Daouk, et al., "XTOS: 16.89 Final Design Report," MIT Aeronautics and Astronautics, USA, May 2002.

[2] Z. Sun, H. Teng, Z. Liu, "Several Key Problems in Automatic Layout Design of Spacecraft Modul," *Progress In Natural Science*, vol. 13, no. 11, pp. 801-808, 2006.

[3] T. Taura, I. Nagasaka, "Adaptive-Growth-Type 3D Representation for Configuration Design," *Artificial Intelligence for Engineering Design, Analysis and Manufacturing*, vol. 13, no. 3, pp. 171-184, 1999.

[4] J.J. Kim, D.C. Gossard., "Reasoning on the Location of Assembly Packaging," *Journal of Mechanical Design*, vol. 113, no. 4, pp. 402-407, 1991.

[5] Z.G. Sun., H.F. Teng., "Optimal Layout Design of a Satellite Module," *Engineering Optimization*, vol. 35, no. 5, pp. 513 -529, 2003.

[6] J.Z. Huo., H.F. Teng, "Optimal Layout Design of a Satellite Module Using a Co-Evolutionary Method with Heuristic Rules," *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 22, no. 2, pp. 101-111., 2009.

[7] B. Zhang, H.F. Teng, Y.J. Shi, "Layout Optimization of Satellite Module Using Soft Computing Techniques," *Applied Soft Computing*, vol. 8, no. 1, pp. 507-521, 2008.

[8] M.J. Ferebee Jr., C.L. Allen, "Optimization of Payload Placement on Arbitrary Spacecraft," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 28, no. 5, pp. 612-614. 1991.

[9] J.D. Boissonnat, E. de Lange, M.Teillaud, "Slicing Minkowski Sums for Satellite Antenna Layout," *Computer-Aided Design*, vol. 30, no. 4, pp. 255-265., 1998.

[10] Y.S. Wang, H.F. Teng, Y.J. Shi, "Cooperative co-evolutionary scatter search for satellite module layout design," *Engineering Computations*, vol. 26, no. 7, pp. 761-785, 2009.

[11] T. Jun, E. Feng "The global optimal solution to the three-dimensional layout optimization model with behavioral constraints," Journal of Applied Mathematics and Computing, vol. 15, no. 1-2, pp. 313–321, 2004.

[12] M. Hekmatfar, M.R.M. Aliha, M.S. Pishvaee and T. Sadowski "A Robust Flexible Optimization Model for 3D-Layout of Interior Equipment in a Multi-Floor Satellite", *Mathematics*, vol 11, no 24, 2023.

[13] J. Cagan, K. Shimada, S. Yin, "A Survey of Computational Approaches to Three-Dimensional Layout Problems," *Computer-Aided Design*, vol. 34, no. 8, pp. 597-611, 2000.

[14] M. Fakoor, M. Taghinezhad, A. Kosari, "Review of method for optimal layout of satellite components" *Modares Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 9, pp.126-137, 2013.

[۱۵] محمدامین جعفری، سیدمحمدنوید قریشی، "طراحی مفهومی و تحلیل المان محدود سازه ماهواره مخابراتی،" سومین کنفرانس بین المللی مهندسی مکانیک و هوافضا، تهران، ۱۳۹۷.

[۱۶] دانیال قهرمانی مقدم، جواد پزشکی قرهچه، "تحلیل عددی تنش، مودال و حرارتی ساختار زیرسیستم سازه ماهواره مکعبی مدل 1U،" *مدل‌سازی در مهندسی*، دوره ۱۹، شماره۶۶ ، صفحه ۷۹-۹۴، ۱۴۰۰.

[۱۷] محمد باقر بهرامی، "طراحی و بهینه‌سازی سازه میکروماهواره با قیود ارتعاشی، " *علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، دوره۱، شماره ۱، صفحه ۶۵-۸۰، ۱۴۰۰.

[۱۸] یاسر صفار، سجاد غضنفری نیا، مسعود خوش‌سیما، شیوا امامی، "طراحی و تحلیل سامانه ناوبری بومی با هدف پوشش منطقه‌ای، " *علوم، فناوری و کاربردهای فضایی*، دوره ۲، شماره۲، صفحه ۱۳۵-۱۴۸، ۱۴۰۱.

[19] T. Nguyen (Ed.), "*Satellite Systems-Design, Modeling, Simulation and Analysis*," IntechOpen, 2021.

[20] H.J. Kramer, "*Observation of the Earth and Its Environment, Survey of Missions and Sensors*," 4th edition, Springer, 2002.

[21] S. Kim, S. Park, D.K. Sung, S.D. Choi, "Mission Overview of Engineering Test Satellite, KITSA T-3," Small Satellite Conference, 1995.

COPYRIGHTS

© 2024 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/)