

تحلیل عددی تنش، مودال و حرارتی ساختار زیرسیستم سازه ماهواره مکعبی مدل 1U

دانیال قهرمانی مقدم^{۱*}، جواد پزشکی قره‌چه^۲

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۹/۰۹/۰۷ پذیرش مقاله: ۱۴۰۰/۰۲/۱۳	<p>امروزه به دلیل استفاده از ماهواره‌های مکعبی چند واحدی که از استاندارد مشخصی در طراحی آن‌ها استفاده می‌شود، ارائه تحقیقاتی که منجر به افزایش کارایی آن‌ها شود دارای اهمیت است. در این مقاله یکی از ساختارهای متداول این نوع ماهواره‌ها که با نام 1U شناخته می‌شود مورد بررسی قرار می‌گیرد. این بررسی با تمرکز بر زیرسیستم سازه است و به سبب ارتباط مستقیمی که با سایر زیرسیستم‌ها خواهد داشت اهمیت بالایی دارد. در این تحقیق بعد از کسب اطلاعات لازم از شرایط وارد بر ساختار ماهواره و همچنین استفاده از روابط حاکم بر دینامیک حرکتی آن، تحلیل‌های حرارتی، مودال و استاتیکی با کمک روش عددی FEM در چند بخش مجزا انجام می‌شود. تحلیل‌ها جهت دقت بالاتر با توجه به استانداردها و الزامات طراحی برای این نوع ماهواره‌ها صورت می‌گیرد. با بررسی نتایج حاصل از تحلیل‌ها مشخص شد که محدوده تغییرات دمایی ساختار بیرونی ماهواره تحت تاثیر تشعشعات بین -۱۹/۷۹ درجه سانتی‌گراد تا ۱۸/۸۵ درجه سانتی‌گراد متغیر است همچنین بیشترین مقدار تنش وارد بر ساختار ماهواره ۴۵/۴۲ مگاپاسکال بدست آمد که مقاومت ساختار در برابر تنش‌های وارده را نشان می‌دهد. فرکانس اول تشدید ساختار ماهواره نیز برابر ۴۶۷/۶۴۷ هرتز است. با بررسی مقادیر تنش‌ها در ساختار، مقدار ضریب اطمینان محاسبه شد و در نهایت با جمع‌بندی نتایج به‌دست‌آمده از تحلیل‌ها، مشاهده شد که ساختار، مقاومت لازم در برابر تنش‌های وارده را دارد. همچنین اطلاعات خروجی این مقاله برخی از پیش‌نیازهای لازم برای طراحی بهینه زیرسیستم سازه و برخی از زیرسیستم‌های دیگر را فراهم خواهد ساخت.</p>
<p>واژگان کلیدی: ماهواره مکعبی، زیرسیستم سازه، تحلیل حرارتی، تحلیل تنش، تحلیل مودال.</p>	

مقدمه

در سال‌های اخیر به سبب استفاده فراوان از اطلاعات خروجی مأموریت‌های ماهواره‌ای در سراسر جهان، توسعه، ساخت و طراحی ماهواره‌هایی که دارای ویژگی‌هایی همچون هزینه پایین طراحی، ساخت و راه‌اندازی باشند، اهمیت پیدا کرده است. تاسواره‌ها یا ماهواره‌های مکعبی^۳ دسته خاصی از ماهواره‌ها هستند که در چند سال اخیر به دلیل برخورداری از ویژگی‌های گفته‌شده و همچنین داشتن

قابلیت توسعه برای انواع پروژه‌های فضایی، مورد توجه مراکز علمی و فعالان حوزه هوافضا قرار گرفته‌اند [۱ و ۲]، به طوری که با کمک تاسواره‌ها می‌توان برخی از پروژه‌های مهم مرتبط با فناوری فضایی را به طور کامل و با کمترین هزینه ممکن، عملیاتی کرد.

دسته‌بندی‌های متفاوتی برای ماهواره‌ها تعریف شده است، به طور مثال می‌توان ماهواره‌ها را بر اساس نوع مأموریت به دسته‌های مخابراتی، نظامی، پژوهشی و غیره تقسیم‌بندی

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: d.ghahremani@qiet.ac.ir

۱. استادیار گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه صنعتی قوچان

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی مکانیک، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه صنعتی قوچان

³ CubeSats

(به‌خصوص شرایطی که تأثیر مستقیم بر تاسواره خواهند داشت) می‌باشد، که برخی از شرایط محیطی در این مقاله بررسی خواهند شد. از طرفی طراحی بهینه و مناسب زیرسیستم سازه یکی از مباحث مهم در ساخت تاسواره‌ها است، زیرا زیرسیستم سازه مسئولیت جابجایی سایر زیرسیستم‌های ماهواره را بر عهده دارد. همچنین، زیرسیستم سازه عامل ارتباطی بین اجزای داخلی ماهواره و محیط خارجی آن است.

ساختار زیرسیستم سازه تحت انواع تنش‌های مکانیکی مختلف قرار دارد و باید توانایی تحمل تنش‌های فوق را داشته باشد [۶]. از این رو در این مقاله برخی از شرایطی که باید در طراحی زیرسیستم سازه، آن‌ها را در نظر داشت بررسی خواهد شد. سپس مدلی منتخب از چارچوب زیرسیستم سازه نیز طبق شرایط فوق تحت شبیه‌سازی قرار می‌گیرد تا در نتیجه آن اطلاعات مناسبی برای طراحی بهینه ساختار ماهواره ارائه شود.

پیش از این در مقالات مختلفی درباره تحلیل ساختارهای متفاوت از تاسواره‌ها در مواجهه با شرایط خارج از جو بحث شده است. در موضوع تحلیل حرارتی، در سال ۲۰۱۰ نعمت زاده [۷] با محاسبه میزان تشعشعات حرارتی مدار ۷۰۰ کیلومتری اطلاعات مناسبی را جهت طراحی حرارتی دقیق برای انواع ساختارهای تاسواره‌ای ارائه کرد. بعد از آن در سال ۲۰۱۸ باتزاکلو و همکاران [۸] اقدام به طراحی، آنالیز و بهینه‌سازی یک ساختار ۲U بر اساس مقادیر متوسط حرارتی در محدوده مداری LEO کردند، آن‌ها در پژوهش خود مدل ارائه‌شده در پروژه یوپی‌ست^۱ را مورد تحقیق قرار دادند. در بحث مربوط به تحلیل تنش مدل 1U، در سال ۲۰۱۴ هان‌یونگ‌او و همکاران [۹] در بخشی از پژوهش خود با موضوع طراحی و آنالیز سازه 1U، با ساده‌سازی ساختار تاسواره به‌صورت یک مکعب و تعریف برخی ویژگی‌های مکانیکی تاسواره بر روی مدل ساده‌شده، آنالیز مودال ساختار را انجام دادند. بعد از آن پژوهشی دیگر در سال ۲۰۱۶ توسط هریرا آرویو و همکاران [۱۰] انجام گرفت که در آن با بررسی تنش‌های وارده بر ساختار تاسواره و مقایسه چند آلیاژ متفاوت آلومینیوم اقدام به ارائه یک ساختار جدید

کرد. همچنین نوعی دیگر از دسته‌بندی ماهواره‌ها، دسته‌بندی بر اساس وزن آن‌ها می‌باشد، قسمتی از این نوع دسته‌بندی مربوط به کوچک ماهواره‌ها^۱ است که در پنج دسته زیر قرار می‌گیرند:

۱- مینی ماهواره‌ها^۲ با وزن ۱۰۰ تا ۱۸۰ کیلوگرم

۲- میکرو ماهواره‌ها^۳ با وزن ۱۰ تا ۱۰۰ کیلوگرم

۳- نانو ماهواره‌ها^۴ با وزن ۱ تا ۱۰ کیلوگرم

۴- پیکو ماهواره‌ها^۵ با وزن ۰,۰۱ تا ۱ کیلوگرم

۵- فمتو ماهواره‌ها^۶ با وزن ۰,۰۱ تا ۰,۰۱ کیلوگرم

تاسواره‌ها در زیردسته نانو و میکرو ماهواره‌ها قرار می‌گیرند. در طراحی ابعادی ماهواره‌های مکعبی باید از استاندارد CDS^۷ پیروی کرد [۳ و ۴]. نسخه اولیه این استاندارد توسط رابرت تویگز^۸، استاد دانشگاه استنفورد و جوردی پویک-سوری^۹ استاد دانشگاه پلی تکنیک کالیفرنیا، در سال ۱۹۹۹ برای کمک به دانشگاه‌های سراسر جهان در راستای فعال کردن دانشجویان و محققان علوم فضایی ارائه شد. این اتفاق بعد از آن رخ داد که گروهی از استادان این دانشگاه‌ها دو نانو ماهواره با نام‌های TubSat-N1 و TubSat-N2 را در سال ۱۹۹۸ طراحی کردند و به دلیل اینکه برنامه خاصی برای توسعه این دسته از ماهواره‌ها تا آن سال وجود نداشت، قوانینی در جهت هماهنگی و استانداردسازی طراحی تاسواره‌ها با نام اختصاری استاندارد CDS تدوین شد و هدف این بود که یک مفهوم دقیق ارائه شود تا دانشگاه‌ها و مراکز علمی سریعاً یک مأموریت فضایی را طرح‌ریزی و اجرا کنند تا در آن تمامی دانشجویان قادر به همکاری باشند. در ابتدا قرار نبود این برنامه جهانی شود اما در سال‌های بعد با استقبال مراکز علمی از این طرح، قوانین تدوین‌شده تبدیل به بخشی از استانداردهای لازم برای ساخت تاسواره‌ها در عرصه کاربری علمی و تجاری شد [۵].

از لحاظ فنی، تاسواره‌ها نیز مانند سایر ماهواره‌ها از زیرسیستم‌های مختلفی تشکیل شده‌اند؛ مانند زیرسیستم کنترل حرارت، زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، زیرسیستم تأمین توان و زیرسیستم سازه. طراحی هر یک از این زیرسیستم‌ها برای انجام یک پروژه فضایی نیازمند داشتن اطلاعات کافی از شرایط محیطی مدار مأموریتی،

⁶ femtosatellites

⁷ CubeSat Design Specification

⁸ Robert Twigg

⁹ Jordi Puig-Suari

¹⁰ UPSat

¹ Small Satellites

² minisatellites

³ microsatellites

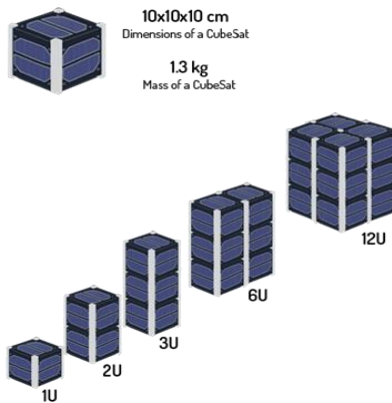
⁴ nanosatellites

⁵ picosatellites

شبیه‌سازی‌های لازم انجام شود.

۲-۱- مدل سه‌بعدی موردنظر برای زیرسیستم سازه

انتخاب یک مدل مناسب از ساختار زیرسیستم سازه برای انجام شبیه‌سازی‌ها در محیط نرم‌افزار یکی از ملزومات این پژوهش است. شرکت‌های مختلفی نسبت به تولید و ارائه قطعات موردنیاز برای ساخت تاسواره‌ها به‌صورت بین‌المللی اقدام می‌کنند. محصولات شرکت ISISpace^۱ به سبب گستردگی و ارزان بودن، قابلیت دسترسی بالایی دارند همچنین پروژه‌های معروفی مانند آردیوست^۲ که به سبب استفاده از بردهای آردوینو شهرت بالایی پیدا کردند از سازه شرکت فوق برای زیرسیستم سازه بهره برده‌اند [۱۱ و ۱۲].



شکل ۱- متداولترین ابعاد استاندارد تعریف شده برای تاسواره‌ها



شکل ۲- ساختار تولیدشده شرکت ISISpace

به همین سبب چارچوب ارائه‌شده‌ی این شرکت (شکل ۲) برای زیرسیستم سازه تاسواره مدل ۱U به‌عنوان یک طرح مناسب در تحلیل و بررسی در شبیه‌سازی‌ها استفاده خواهد شد. لازم به ذکر است که اکثر چارچوب‌های ساخته‌شده برای مدل ۱U به سبب تبعیت از استاندارد CDS تقریباً از لحاظ نوع و جنس مواد و همچنین ابعاد ساختار شبیه به

برای مدل ۱U کردند. در پژوهش‌های ذکرشده در بحث تحلیل حرارتی، تأثیر شرایط تشعشعی بر روی ساختار زیرسیستم سازه به‌طور مستقیم بررسی نشده و همچنین در تحلیل‌های استاتیکی از مدل ساده‌شده ساختار و بدون در نظر داشتن جزئیات آن استفاده شده است. همچنین هنگام انجام آنالیزهای مودال ساختار، وزن قطعات تأثیرگذار در جرم کل مانند وزن باتری‌ها (که در ماهواره‌های مکعبی درصد قابل توجه‌ای از جرم کل را به خود اختصاص می‌دهند) در محاسبات وارد نشده است.

با وجود محدودیت‌های تعریف‌شده در تحقیقات ذکرشده، نمی‌توان از اطلاعات آن‌ها در کنار یکدیگر برای انجام طراحی یک ساختار مناسب ۱U بهره برد. با توجه به محدودیت‌های فوق، نوآوری کار فعلی در این است که از یک مدل متداول و قابل دسترس استفاده می‌شود. همچنین در این مقاله جرم قطعاتی که وزن بالایی دارند، مثل باتری‌ها، برای انجام تحلیل مودال در نظر گرفته شده است. از طرفی در این پژوهش شرایط تشعشعات حرارتی یک مدار مشخص و قابل دسترس از ایران بررسی می‌شود. در نهایت با بررسی و شبیه‌سازی برخی از مهم‌ترین شرایطی که ماهواره در طول مأموریت خود با آن‌ها مواجه خواهد شد صحت عملکردی یک مدل واقعی از ساختار ۱U زیرسیستم سازه بررسی می‌شود. به همین سبب می‌توان از نتایج این پژوهش اطلاعات مناسبی را جهت طراحی و ساخت بهینه زیرسیستم سازه تاسواره مدل ۱U با استفاده از ساختارهای موجود در بازار استخراج کرد.

۲- زیرسیستم سازه و ساختار آن

طبق الزامات طراحی در استاندارد فوق، کوچک‌ترین ابعاد استاندارد تاسواره‌ها با ۱U که مخفف "یک واحد" است تعریف می‌شود. مدل ۱U با ابعاد تقریبی ۱۰×۱۰×۱۰ سانتی‌متر، متداول‌ترین مدل از تاسواره‌ها است و دیگر اعضای این خانواده در اندازه‌های ۱/۵U، ۲U، ۳U، ۶U، ۱۲U و سایر ابعاد تعریف می‌شوند (شکل ۱)، همچنین هر واحد باید دارای وزنی کمتر از ۱/۳۳ کیلوگرم باشد [۲].

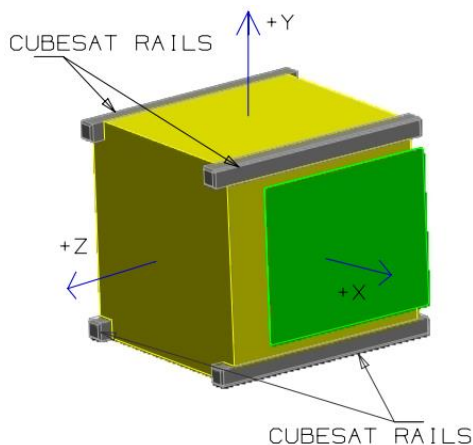
همان‌طور که پیش‌تر گفته شد، زیرسیستم سازه مسئولیت جایابی سایر زیرسیستم‌های یک ماهواره را بر عهده دارد. در این بخش مدل موردبررسی معرفی خواهد شد و سپس ویژگی‌هایی از مدل ارائه می‌شود تا به کمک برخی از آن‌ها

^۲ ArduSat

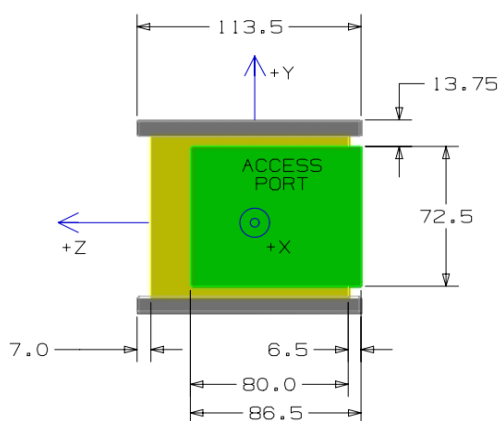
^۱ Innovative Solutions In Space

بعدی باید بر روی ریل‌های تاسواره قبل قرار گیرد. تحلیل‌های استاتیکی در بخش ۳-۴ بر اساس این نحوه جایگذاری تاسواره‌ها خواهد بود.

مشخصات ابعادی مدل مورد مطالعه که شبیه‌سازی‌ها بر اساس آن انجام می‌شود در شکل (۵) آمده است، ابعاد مطابق با الزامات استاندارد CDS می‌باشند.



شکل ۴- ریل‌ها و جهات اصلی دستگاه مختصات تاسواره [۳]



شکل ۵- ابعاد میلی‌متری ساختار تاسواره و ریل‌های آن در

صفحه YZ [۳]

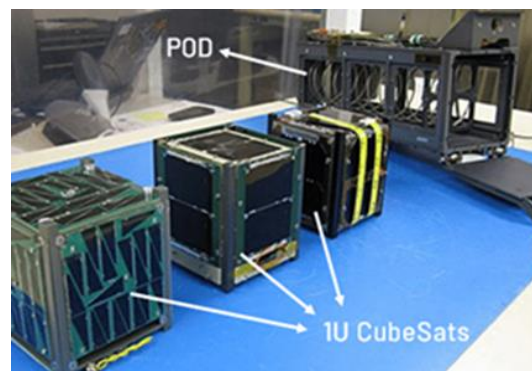
۳-۲- جنس ساختار مورد بررسی

تمامی قسمت‌های فلزی زیرسیستم سازه که ساختار اصلی مورد مطالعه در این مقاله را تشکیل می‌دهند از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ (Al-۶۰۶۱) ساخته شده‌اند. خواص مکانیکی و فیزیکی آلیاژ Al-۶۰۶۱ در جداول ۱ و ۲ ارائه شده است. طراحی و مدل‌سازی زیرسیستم سازه تاسواره با استفاده از نرم‌افزار سالی‌دورک^۲ انجام شده است و چارچوب مورد نظری که در شرایط بحرانی تحت بارگذاری‌های مختلف قرار خواهد گرفت مطابق شکل (۶) است.

یکدیگر هستند. بنابراین می‌توان روش‌های ارائه شده در این مقاله را به‌طور کلی برای ساختارهایی که بر اساس استاندارد CDS طراحی می‌شوند نیز تعمیم داد.

۲-۲- بررسی ابعادی مدل

زیرسیستم سازه خود از دو بخش اصلی تشکیل شده است، یک بخش مربوط به چارچوبی است که وظیفه جانمایی سایر زیرسیستم‌های تاسواره را بر عهده دارد و بخش دوم که عامل ارتباط بین تاسواره و محفظه پاد^۱ است ریل‌های چارچوب هستند. حرکت تاسواره برای ورود به محفظه و خروج از آن وابسته به ریل‌های زیرسیستم سازه است به سبب همین ویژگی، ریل‌ها نسبت به سایر قطعات چارچوب تحت تنش بیشتری قرار دارند و از این رو در این مقاله بارگذاری استاتیکی بر روی ریل‌ها انجام خواهد گرفت. در اکثر پروژه‌های مشابه برای کاهش هزینه پرتاب، چند تاسواره با یکدیگر درون محفظه پاد (به‌طور معمول هر سه تاسواره ۱U درون یک پاد) جایگذاری می‌شود و سپس پاد را درون کلاهک ماهواره بر قرار می‌دهند. پاد محفظه‌ای است که برای هدایت تاسواره به سمت مدار مورد نظر بعد از جدا شدن از حامل اصلی ماهواره، از آن استفاده می‌شود (شکل ۳). این حامل ثانویه با توجه به شرایط خاص پرتابگر اصلی در انواع مختلف طراحی می‌شود اما استاندارد کلی آن بر اساس محدودیت‌های تعریف شده در استاندارد CDS است. مدل P-POD معروف‌ترین پاد مورد استفاده در دنیا است که توسط دانشگاه پلی‌تکنیک کالیفرنیا با معرفی استاندارد CP-PPODUG ارائه و تدوین شده است [۱۳ و ۱۴].



شکل ۳- محفظه پاد ۳U و سه تاسواره ۱U

قرارگیری تاسواره با کمک ریل‌ها درون محفظه پاد باید در راستای محور Z آن باشد (بر اساس شکل ۴) سپس تاسواره

^۲ SolidWorks

^۱ POD- Pico satellite Orbital Deployed

جدول ۱- خواص مکانیکی آلیاژ Al-۶۰۶۱ [۱۵]

مقدار	خاصیت
۶۸	مدول الاستیسیته (GPa)
۲۷۶	استحکام تسلیم (MPa)
۰/۳۳	ضریب پواسون
۲۳/۴	ضریب انبساط حرارتی ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)
۲/۷	چگالی (g/cm^3)

جدول ۲- ترکیبات عناصر آلیاژ Al-۶۰۶۱ [۱۶]

مقدار (%)	عنصر
۹۷/۶	آلومینیوم - Al
۱	منیزیم - Mg
۰/۶	سیلیسیم - Si
۰/۲۸	مس - Cu
۰/۲	کروم - Cr

طراحی و انتخاب مدلی مناسب برای ساختار زیرسیستم سازه است. زیرسیستم سازه وظیفه جانمایی سایر زیرسیستم‌های یک ماهواره و همچنین تحمل تنش‌های وارده در زمان مأموریت، جهت جلوگیری از تخریب سایر زیرسیستم‌ها را دارد. بنابراین دانستن اینکه ساختار زیرسیستم سازه یک تاسواره در زمان مأموریت، تحت تنش‌های وارده چه عکس‌العمل و تغییر شکل‌هایی خواهد داشت، به‌عنوان معیاری مهم برای طراحی بهینه این زیرسیستم موردنیاز است. از این‌رو در این مقاله با اعمال تنش‌های استاتیکی به چارچوب اصلی یک زیرسیستم سازه، نحوه تغییر شکل‌های ساختار در حین مأموریت با استفاده از شبیه‌سازی نرم‌افزاری بررسی خواهد شد. درنهایت با بررسی این تغییر شکل‌ها در ساختار، مکان‌های امن برای جایگذاری قطعات حساس تاسواره مانند سنسورها مشخص می‌شود.

در ادامه اطلاعات لازم برای انجام تحلیل‌های گفته‌شده ارائه می‌شود تا در بخش شبیه‌سازی از آن‌ها استفاده شود.

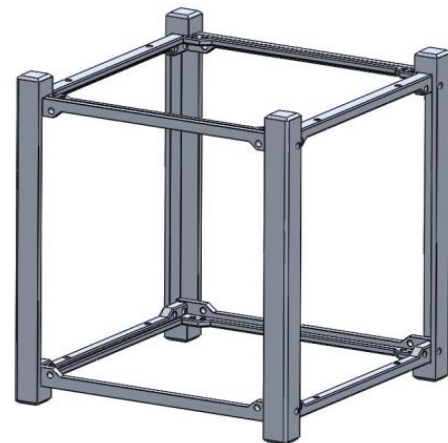
۳-۱- دینامیک مداری

دانستن ویژگی‌های مدار مأموریتی برای بررسی اثرات آن بر تاسواره در تحلیل‌های مکانیکی دارای اهمیت است. بنابراین در این بخش ویژگی‌هایی از مدار مأموریتی که به‌طور مستقیم در محاسبه میزان تشعشعات وارده بر تاسواره (به‌خصوص زیرسیستم سازه) مؤثر هستند، بررسی خواهد شد. در ابتدا مدار مناسب مشخص می‌شود سپس ویژگی‌های مکانیکی، نظیر ارتفاع و سرعت تاسواره در مدار محاسبه و درنهایت به کمک اطلاعات به‌دست‌آمده، میزان تنش‌های حرارتی وارده به تاسواره در محیط مدار، بررسی خواهد شد.

مدارها انواع مختلفی دارند که هر یک برای مأموریت خاصی به کار گرفته می‌شوند. شناخته‌شده‌ترین انواع مدارها به ترتیب افزایش ارتفاع از سطح زمین عبارت‌اند از:

- مدار پایین زمین یا LEO^1
- مدار میانی زمین یا MEO^2
- مدار زمین‌آهنگ یا GEO^2

در مدارهای ذکرشده بیش از چند نقطه مداری در محدوده‌ای مشخص از ارتفاع از سطح زمین قابل تعریف



شکل ۶- چارچوب کلی زیرسیستم سازه در نرم‌افزار سالدورک

۳- بررسی شرایط

یکی از عوامل مهم محیط مدار که در کارکرد قطعات زیرسیستم‌های مختلف ماهواره تأثیرگذار است، میزان تشعشعات حرارتی آن می‌باشد. عامل مهم دیگر که باید در هنگام طراحی زیرسیستم کنترل حرارت و زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت به آن توجه داشت، برخی ویژگی‌های دینامیک حرکتی تاسواره در مدار مأموریتی برای محاسبه زمان‌های کسوف ماهواره است. آگاهی از این موارد باعث طراحی و انتخاب بهینه قطعات داخلی تاسواره از دیدگاه طراحی حرارتی می‌شود.

علاوه بر معیارهای اشاره‌شده، بررسی و تجزیه و تحلیل تنش‌های استاتیکی وارد بر ماهواره یکی از مراحل مهم در

³ Geocentric Orbit

¹ Low Earth Orbit

² Medium Earth Orbit

$$G = 6/67259 \times 10^{-11} \left(\frac{m^3}{kgS^2} \right)$$

$$M = 5/9736 \times 10^{24} (kg)$$

پارامتر R نیز شعاع مدار تاسواره است، که با جمع مقدار شعاع متوسط زمین و ارتفاع مدار از سطح زمین به دست می‌آید، اما شعاع زمین در زوایای مختلف نسبت به خط استوا ثابت نیست و از ۶۳۵۷ کیلومتری در قطب‌ها تا ۶۳۷۸ کیلومتری در استوا تغییر می‌کند. اگر ماهواره دارای میل کم باشد (یعنی بیشتر زمان گردش خود را در نزدیکی خط استوا سپری کند) می‌توان از شعاع استوایی استفاده کرد، در غیر این صورت طبق مراجع [۱۷ و ۱۹] می‌توان از شعاع متوسط ۶۳۷۱ کیلومتری استفاده کرد.

بعد از محاسبه سرعت تاسواره در مدار، می‌توان دوره تناوب تاسواره (T) و مقدار میانگین حرکت (n) آن را به ترتیب با کمک روابط ۲ و ۳ محاسبه کرد.

$$T = \frac{2\pi R}{v} \quad (2)$$

$$n = \frac{86400}{T} \quad (3)$$

ویژگی‌های حرکتی تاسواره در مدار ۴۰۰ کیلومتری بر اساس نتایج به‌دست‌آمده از روابط بالا به‌طور خلاصه در جدول ۳ ارائه شده‌اند:

جدول ۳- ویژگی‌های حرکتی در مدار مورد مطالعه

ارتفاع مدار (km)	سرعت (km/s)	دوره تناوب (min)	میانگین حرکت ^۱ (rev/day)
۴۰۰	۷/۶۸	۹۲/۴	۱۵/۵۸

۳-۲- تشعشعات حرارتی

دانستن اطلاعات دقیق از وضعیت حرارتی ساختار بیرونی و بخصوص زیرسیستم سازه از پیش‌نیازهای مهم برای انتخاب نوع کنترل حرارت (فعال یا غیرفعال) می‌باشد. از طرفی هر یک از قطعات الکترونیکی لازم جهت ساخت زیرسیستم‌های تاسواره دارای محدوده عملکرد دمایی مشخصی هستند که آگاهی از دمای تاسواره در محیط مأموریتی از موارد تأثیرگذار در انتخاب قطعات الکترونیکی متناسب با محیط مدار خواهد بود.

تاسواره در مدار مأموریتی خود تحت تأثیر تغییرات حرارتی مختلفی قرار می‌گیرد که در شکل (۷) به‌طور شماتیک مشخص شده‌اند، تحلیل حرارتی تاسواره نیازمند مشخص

است که توضیح محدوده‌های مختلف این مدارها از حوصله این بحث خارج است و در این بخش فقط مداری خاص در محدوده LEO بررسی خواهد شد.

برای ساده‌سازی معادلات ریاضی در محاسبات موقعیت مدار تاسواره از مدل مدار دایره‌ای LEO در این پژوهش بهره گرفته می‌شود [۱۷].

عموماً مدارهایی که دارای حداکثر ارتفاع کمتر از حدود ۱۸۰۰ کیلومتر باشند (این عدد در تعاریف مختلف فرق می‌کند)، LEO نامیده می‌شوند [۱۷] و کمترین دوره تناوب را دارا می‌باشند. مقدار خروج از مرکز این مدارها از حد معینی نمی‌تواند فراتر رود زیرا مدار نباید خیلی بزرگ‌تر از قطر زمین (حدود ۱۲۷۵۶ کیلومتر) باشد.

در حال حاضر ماهواره‌برهایی که در ایران مورد استفاده قرار می‌گیرند، توانایی ارسال محموله‌هایی را تا حداکثر ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری دارند. نظیر نسل‌های متفاوت ماهواره‌بر سفیر که توانایی حمل ماهواره با حداکثر وزن ۵۰ کیلوگرم را برای قرار دادن در ارتفاع ۳۰۰-۴۵۰ کیلومتری دارند و ماهواره‌برهای نسل سیمرغ که توانایی حمل محموله‌هایی با حداکثر وزن ۲۵۰ کیلوگرم را تا ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری از سطح زمین دارند. بنابراین در این تحقیق محدوده مدار مأموریتی تاسواره در حدود ۳۵۰ تا ۴۵۰ کیلومتری و شیب مداری ۵۳ درجه که متناسب با پایگاه فضایی امام خمینی (ره) است [۱۸]، مفروض خواهد بود. همچنین، ارتفاع مأموریتی تاسواره‌ای که زیرسیستم سازه آن مورد تحلیل قرار خواهد گرفت، در فاصله ۴۰۰ کیلومتری از سطح زمین فرض می‌شود.

در تحلیل حرارتی یک تاسواره و به‌طور کلی یک ماهواره، آگاهی از مقدار زمانی که تاسواره در طی آن یک گردش کامل به دور زمین خواهد زد و مدت‌زمانی که در مقابل نور خورشید یا در سایه زمین قرار خواهد داشت حائز اهمیت است. پیش‌نیاز لازم برای رسیدن به اطلاعات فوق، مشخص بودن سرعت حرکت تاسواره در مدار است. با کمک رابطه ۱ می‌توان مقدار سرعت تاسواره در مدار را برحسب کیلومتر بر ثانیه به دست آورد:

$$v = \sqrt{\frac{GM}{R}} \quad (1)$$

که در رابطه فوق G ثابت جهانی گرانش و M نیز جرم زمین است که برابرند با [۱۷]:

¹ Mean Motion

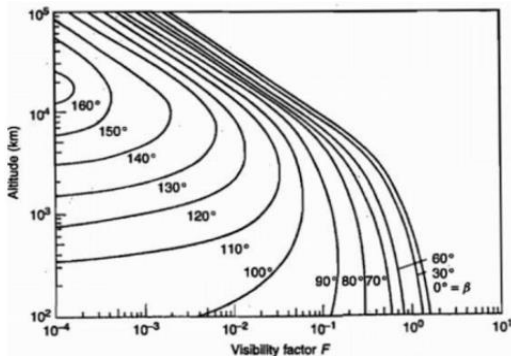
و d متوسط فاصله زمین از خورشید است که برابر مقدار 1.496×10^8 متر می‌باشد.

۳-۲-۲- شار انعکاسی زمین (آلبدو)

درصدی از انرژی خورشید که توسط یک سیاره یا قمر منعکس می‌شود آلبدو نام دارد. آلبدو زمین معمولاً به صورت درصدی از انرژی خورشیدی که مجدداً به فضا منعکس می‌شود تعریف می‌شود و متغیر است. به عنوان یک مقدار اولیه می‌توان مقدار ۳۳ درصد را برای ضریب آلبدو در نظر گرفت [۲۱] هرچند ضریب انعکاس معمولاً در نواحی قاره‌ای بزرگ‌تر از نواحی اقیانوسی است (در نواحی اقیانوسی ۰/۰۵ و در خشکی‌ها ۰/۳۴) و با کاهش زاویه محلی فراز خورشید و افزایش پوشش ابر، افزایش می‌یابد. به دلیل پوشش برف و یخ بیشتر، کاهش زاویه محلی فراز خورشید و افزایش پوشش ابر، شار آلبدو هم با افزایش عرض جغرافیایی افزایش می‌یابد. این تغییرات موجب می‌شود که نتوان مقدار دقیقی برای ثابت آلبدو اختیار نمود [۲۱]. برای محاسبه میانگین مقدار شار آلبدو از رابطه ۵ استفاده می‌شود [۲۲]:

$$J_a = J_s \cdot a \cdot F \quad (5)$$

در رابطه بالا؛ a ضریب آلبدو است که به طور میانگین برابر ۰/۳۳ در نظر گرفته شده است [۲۱] و F نیز ضریب قابلیت روئیت است که با کمک نمودار شکل (۸) محاسبه می‌شود.

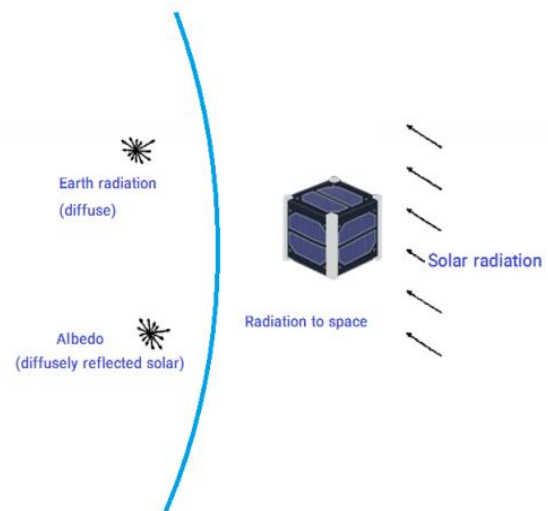


شکل ۸- نمودار محاسبه ضریب دید F [۲۱]

در نمودار شکل (۸) دو پارامتر مداری در انتخاب مقدار F دخالت دارد، اولین پارامتر مربوط به ارتفاع مدار و دومین پارامتر مربوط به زاویه β است. زاویه β به صورت زاویه بین صفحه مدار و بردار شار خورشید تعریف می‌شود و چنانچه در شکل (۸) آورده شده است، می‌تواند بین ± 90 درجه تغییر کند. در این مقاله فرض می‌شود که صفحه مدار و صفحه بردار شار خورشید با یکدیگر زاویه‌ای ندارند و اندازه

شدن میزان شارهای حرارتی محیط مأموریتی آن است. تشعشعات حرارتی گاهی منجر به ایجاد کماتش در ساختارها خواهند شد [۲۰] که نشان دهنده اهمیت بررسی حرارتی است.

شارهای حرارتی مهم که در مدار بر تاسواره وارد می‌شود عبارت‌اند از تشعشع مستقیم خورشید^۱، انعکاس تشعشع خورشید توسط زمین (شار آلبدو^۲) و انرژی IR صادر شده از زمین. در ادامه این بخش انواع شارهای حرارتی محیطی مورد بررسی قرار می‌گیرند.



شکل ۷- محیط حرارتی تاسواره در فضا

۳-۲-۱- شار تشعشعی خورشید

شار خورشید بزرگ‌ترین منبع گرمایش محیطی وارد بر اغلب ماهواره‌ها است. تشعشع صادره از خورشید در طول زمان تقریباً مقدار ثابتی است و حدود یک درصد تغییرات دارد. هرچند به دلیل بیضوی بودن مدار زمین شدت نور خورشید رسیده به زمین با فاصله زمین از خورشید در حدود ۳/۵ درصد تغییرات نشان می‌دهد. در انقلاب تابستانی شدت تابش حداقل مقدار خود را برابر ۱۳۱۰ وات بر مترمربع و در انقلاب زمستانی حداکثر مقدار خود و برابر ۱۴۰۱/۶ وات بر مترمربع را دارد. علت کمتر بودن شدت تابش در تابستان این است که در طول فصل فاصله زمین با خورشید کمتر از زمستان است. برای محاسبه شدت تابش خورشید در خارج از جو زمین از میانگین فاصله زمین تا خورشید می‌توان از رابطه ۴ استفاده کرد [۲۱]:

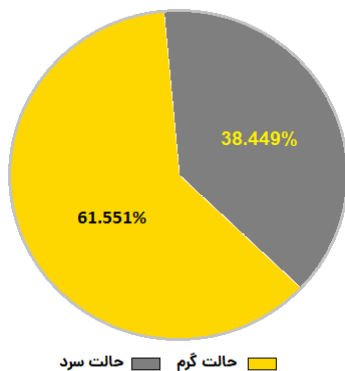
$$J_s = \frac{P}{4\pi d^2} \quad (4)$$

P کل توان خروجی از خورشید که برابر 3.828×10^{26} وات

² Albedo

¹ Solar Radiation

با تعریف ارتفاع ۴۰۰ کیلومتری و زاویه انحراف ۵۳ درجه برای ماهواره موردنظر و سایر فرضیات عنوان شده از شرایط مداری در نرم افزار STK، مدت زمان در سایه بودن تاسواره و مدت زمان قرارگیری تاسواره در زیر نور خورشید در طول یک گردش کامل، به عنوان خروجی نرم افزار در شکل (۹) ارائه شده است.



شکل ۹- نمودار درصد مقادیر حالت سرد و گرم در یک گردش کامل به دور زمین در نرم افزار STK

۳-۳- تنش های استاتیکی

مهم ترین بخش از یک ماهواره که به طور کامل تحت بارگذاری های مختلف دینامیکی و استاتیکی قرار می گیرد زیرسیستم سازه و چارچوب آن خواهد بود. تشخیص آسیب در سازه با کمک اطلاعات بارگذاری استاتیکی امکان پذیر است [۲۳]. در صورتی که تغییر شکل چارچوب تحت بارگذاری بحرانی در محدوده مجاز خواص مکانیکی جنس مورد استفاده در سازه باشد می توان صحت مدل طراحی شده را قبول و ساخت چارچوب را وارد فاز طراحی نهایی، یعنی تولید و مونتاژ کرد.

تنش های استاتیکی به عنوان بخشی از نیروهای بحرانی برای ساختار ماهواره شناخته می شوند. نیروهایی که باید در تحلیل استاتیکی بررسی شوند از زمان قرارگیری تاسواره در محفظه پاد به ساختار اعمال می شوند و با خروج تاسواره از محفظه نیز از بین می روند. این نیروها حاصل وزن خود تاسواره و سایر تاسواره های موجود در پاد هستند. علاوه بر مورد فوق دخالت شتاب g ۱۰-۷/۵ در حین پرتاب تاسواره، در تحلیل شرایط بحرانی اهمیت بالایی دارد [۲۴].

شرایط بارگذاری استاتیکی به دو صورت بررسی می شود، در حالت اول برای بحرانی ترین حالت قرارگیری تاسواره در پاد، فرض می شود که طبق شکل (۱۰) تاسواره در مکان ۱ قرار

β برابر صفر است [۲۲]. در نتیجه مقدار ضریب دید در حالت کسوف کامل تاسواره و در حالتی که کسوف وجود ندارد به ترتیب برابر ۰/۷ و ۰/۱۵ تعیین می شود [۱۹].

۳-۲- انرژی IR صادره از زمین

زمین نه تنها انرژی تشعشعی خورشید را منعکس می کند، بلکه خود نیز در محدوده طول موج های بلند IR از خود انرژی صادر می کند. برای محاسبه این نوع شار از رابطه ۶ استفاده می شود [۲۲]:

$$J_p = 237 \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 \quad (6)$$

در رابطه بالا؛ R_e شعاع زمین و برابر مقدار متوسط ۶۳۷۱ کیلومتر و R شعاع مدار تاسواره و برابر ۶۷۷۱ کیلومتر در نظر گرفته می شود.

شارهایی که مورد بررسی قرار گرفتند از مهم ترین شارهای وارده به ساختار تاسواره هستند. در مراجع مختلف برای ضریب های به کار رفته در رابطه ی هر کدام از شارها مقادیر متوسط متفاوتی بر اساس شرایط مداری مشخص شده است. در این پژوهش با کمک مقادیر متوسط ارائه شده توسط مراجع [۱۹ و ۲۱] شارها محاسبه و در جدول ۴ ارائه شده اند.

جدول ۴- میزان شارهای مدار LEO در موقعیت های مختلف (W/m^2)

نقطه حضيض	نقطه اوج	میانگین	کسوف	شار خورشید
۱۴۱۴	۱۳۲۳	۱۳۷۱/۱	۰	شار خورشید
۶۷/۸۷	۵۱/۴۲	-	-	آلبدو
2.09 ± 7	2.09 ± 7	2.09 ± 7	۲۰۹	انرژی IR زمین

۳-۲-۴- کسوف در مدار مأموریتی

محاسبه مدت زمان در سایه بودن تاسواره (کسوف) به جهت تأثیر مستقیم در تغییرات دمای زیرسیستم سازه آن از پارامترهای مهم در تحلیل های حرارتی تاسواره است. با کاهش ارتفاع مدار استقرار تاسواره، زاویه و زمان در سایه قرار گرفتن آن نیز افزایش می یابد. برای محاسبه مدت زمان در سایه بودن تاسواره در طی یک دوره گردش خود به دور زمین از نرم افزار STK^۱ استفاده می شود این نرم افزار با در نظر گرفتن شرایط مداری تاسواره اطلاعات دقیقی از پارامترهای مداری آن به کاربر می دهد.

^۱ Satellite Systems tool kit

۱- ۱۰g بار اینرسی (در راستای محور Y)، حالت افقی.
 ۲- ۳۰g بار اینرسی (در راستای محور Z)، حالت عمودی.
 برای تحلیل تنش ساختار اصلی زیرسیستم سازه از نرم‌افزار تحلیل مکانیکی آباکوس^۱ استفاده شد. تحلیل تنش در این مقاله بر اساس روش انرژی واپیچش (فون میسز) است، طبق این تئوری و اماندگی زمانی رخ خواهد داد که تنش فون میسز در بخشی از سازه بیشتر از حد تنش تسلیم متریال سازه باشد.

۴- شبیه‌سازی شرایط و تحلیل ساختار

پس از اینکه اطلاعات لازم برای انجام شبیه‌سازی‌ها به دست آمد نوبت به انجام تحلیل‌های حرارتی، مودال و استاتیکی می‌رسد. در ادامه و در سه بخش جداگانه اطلاعات بدست‌آمده از شبیه‌سازی‌ها ارائه خواهد شد.

شبیه‌سازی‌های مربوط به تحلیل‌های استاتیکی و حرارتی در محیط نرم‌افزارهای سالیدورک و آباکوس انجام خواهد گرفت و تحلیل مودال نیز با کمک پلاگین ارتعاشات نرم‌افزار ادمز^۲ انجام می‌شود.

۴-۱- تحلیل حرارتی

در اولین بخش از شبیه‌سازی و تحلیل، تشعشعات حرارتی مورد بررسی قرار می‌گیرد. قبل از آغاز تحلیل ذکر این نکته مهم است که برای تحلیل حرارتی، دو صفحه بالا و پایین تاسواره که بیشترین تشعشعات دریافتی را تحمل خواهند کرد نیز به ساختار شکل (۶) اضافه می‌شود (شکل ۱۲).

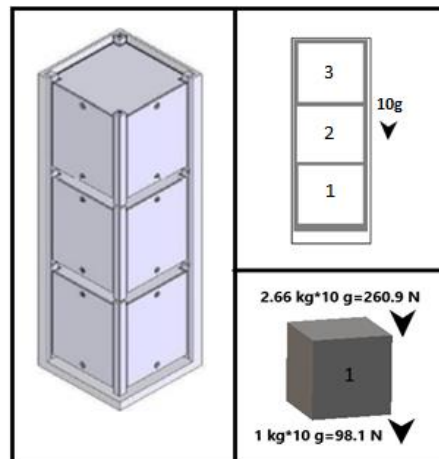
لازم به ذکر است که چهار صفحه جانبی تاسواره با آرایه‌های خورشیدی پوشانده می‌شوند و مطالعه رفتار آن‌ها مربوط به بررسی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره است که از مباحث این تحقیق خارج است.

تشعشعات حرارتی وارده به ماهواره به دو دسته مهم تقسیم‌بندی می‌شوند، دسته اول مربوط به زمانی است که ماهواره درون کلاهک ماهواره‌بر قرار دارد و حرارت ناشی از احتراق موتورهای موشک به ساختار ماهواره وارد می‌شود و دسته دوم مربوط به زمان حرکت ماهواره در مدار خود است که تشعشعات آن پیش‌تر و به‌طور کامل در بخش ۳-۲ بررسی شدند. در اکثر پروژه‌ها برای از بین بردن گرمای ناشی از فعالیت پیشران‌های ماهواره‌بر، از تجهیزات درون کلاهک برای انتقال حرارت به سطح بیرونی محفظه نگه‌دارنده ماهواره استفاده می‌شود. بنابراین بیشترین و

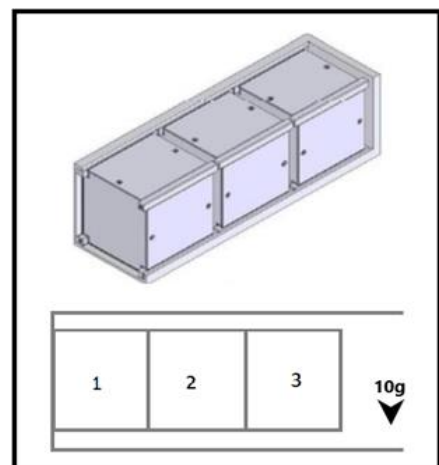
دارد و نیروهای وزن دو تاسواره دیگر به تاسواره موردنظر وارد می‌شوند [۲۵] (حالت عمودی). این نیروها شامل نیروی وزن ناشی از دو تاسواره‌ای خواهد بود که در بالای تاسواره موردنظر قرار دارند، برای تحلیل دقیق، حداکثر مقدار برای وزن هر تاسواره (۱/۳۳ کیلوگرم بر اساس استاندارد CDS) در نظر گرفته شده است.

طبق مرجع [۲۴] شتاب متوسط پرتاب ماهواره‌بر برای رسیدن به مدار پایین‌زمین (LEO)، ۷/۵g فرض می‌شود، اما برای بالا بردن اطمینان در این پژوهش شتاب ۱۰g در محاسبات در نظر گرفته شده است.

در حالت دوم، تاسواره فقط باید نیروی ناشی از شتاب حرکت وزن خود را تحمل کند که مطابق شکل (۱۱)، مشخص شده است (حالت افقی).



شکل ۱۰- مدل تأثیر نیرو در حالت عمودی [۲۴]



شکل ۱۱- مدل تأثیر نیرو در حالت افقی [۲۴]

با فرض ضریب ایمنی ۱/۲۵ و جرم ۱/۳۳ کیلوگرم برای هر تاسواره، موارد فوق به شرح زیر خلاصه می‌شوند [۲۵]:

² MSC Adams

¹ ABAQUS

حالت گرم اتفاق می افتد قابل محاسبه است [۱۸]:

$$T^4 = \frac{A_p J_p}{A_s \sigma} + \frac{Q}{A_s \sigma \xi} + \frac{(A_s' J_s + A_a J_a)}{A_s \sigma} \left(\frac{\alpha}{\xi} \right) \quad (7)$$

در معادله فوق، اتلاف حرارتی داخلی صفر فرض می شود [۲۰] و σ ثابت استفان-بولتزمن است که برابر مقدار $5/67 \times 10^{-8} \text{ (w/m}^2\text{k}^{-2}\text{)}$ فرض می شود. α و ξ ، به ترتیب ضرایب صدور و جذب تشعشعات هستند، برای سهولت در تحلیل حرارتی فرض بر این است که این دو مقدار با یکدیگر برابرند [۱۹]، که در نهایت داریم:

$$\frac{\alpha}{\xi} = 1$$

A_s ، مساحت مؤثر تاسواره است که به صورت دایره فرض می شود و برابر است با:

$$A_s = 4\pi r^2$$

A_p ، A_a و A_s' به ترتیب مساحت شارهای IR زمین، شار آلبدو و شار تشعشعی خورشید هستند. سطحی که کره معادل از طریق آن، از منابع تشعشعی، انرژی حرارتی دریافت می کند معادل با سطح کره‌ای به شعاع r خواهد بود. بنابراین سطح تصویر در برابر این شارها به صورت یک دایره است و به صورت زیر محاسبه می گردد [۱۹].

$$A_p = A_a = A_s' = \pi r^2$$

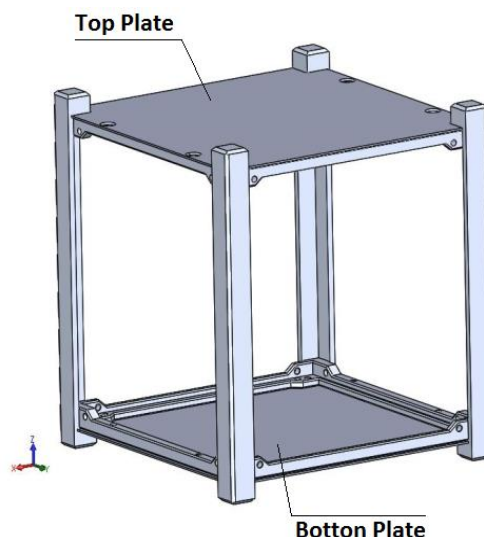
با کمک اطلاعات بخش ۲-۳، محاسبات انجام شده و مقدار دمای تعادل تاسواره در زیر نور خورشید برابر $18/84$ درجه سلسیوس به دست آمده است. این دما به طور مستقیم بر روی صفحه بالایی اعمال می شود، اما برای صفحه پایینی دوباره از رابطه ۷ با این تفاوت که تشعشع خورشید صفر است، استفاده می شود که در نهایت دمای $3/21$ درجه سلسیوس به دست آمده و بر صفحه اعمال می شود. تغییرات دمای چارچوب زیرسیستم سازه مطابق شکل (۱۳) خواهد بود.

۴-۱-۲- تحلیل حالت سرد

همانند بخش قبل برای حالت سرد نیز از رابطه ۷ استفاده خواهد شد با این تفاوت که این بار شار تشعشعی خورشید برای هر دو صفحه صفر است و شار آلبدو با مقدار حالت کسوف جایگزین می شود و در نهایت ضریب f که نشان دهنده‌ی ضریبی از زمان یک پیرودی است که تاسواره در زیر نور خورشید قرار دارد در جمله سوم ضرب می شود.

$$T^4 = \frac{A_p J_p}{A_s \sigma} + \frac{Q}{A_s \sigma \xi} + \frac{(A_s' J_s + A_a J_a)}{A_s \sigma} \left(\frac{\alpha}{\xi} \right) f \quad (8)$$

مهم ترین تغییرات دما در زمان قرار داشتن تاسواره در مسیر حرکتی خود در مدار مأموریتی اتفاق می افتد. برای تحلیل حرارتی تاسواره از اطلاعات مسیر فرضی که در بخش های ۱-۳ و ۲-۳ بر اساس شیب مداری متناسب با پایگاه فضایی امام خمینی (ره) سمنان در نرم افزار STK شبیه سازی شده و به دست آمده است، استفاده می شود. در مرجع [۲۰] که نحوه طراحی حرارتی یک نانو ماهواره را شرح داده است، ذکر شده است که به دلیل مشخص نبودن نحوه جهت گیری سطوح ماهواره نسبت به منابع انرژی و تشعشعات حرارتی، ماهواره را می توان به صورت یک جسم متمرکز کروی فرض کرد که مساحت سطح این کره باید برابر مساحت سطح خارجی ماهواره باشد. که در این تحقیق نیز از همین روش استفاده شده است.



شکل ۱۲- مدل سه بعدی موردنظر برای تحلیل حرارتی

برای شروع تحلیل حرارتی باید شرایط مرزی اصلی را مشخص کرد، در این بخش از تحلیل، این شرایط بالاترین دما و پایین ترین دمایی که تاسواره در مدار با آن روبرو خواهد شد، است. بنابراین تحلیل حرارتی در دو مرحله جداگانه انجام خواهد گرفت، یک مرحله برای زمانی که تاسواره در زیر نور خورشید است یا حالت گرم^۱ و یک مرحله برای زمان کسوف یا حالت سرد^۲.

۴-۱-۱- تحلیل حالت گرم

برای تحلیل حالت گرم باید دمای تعادل را به دست آورده و در نهایت با کمک نرم افزار ساختار موردنظر در آن شرایط مورد بررسی قرار گیرد. با کمک رابطه ۷ بیشترین دما که در

² Cold-Case

¹ Hot-Case

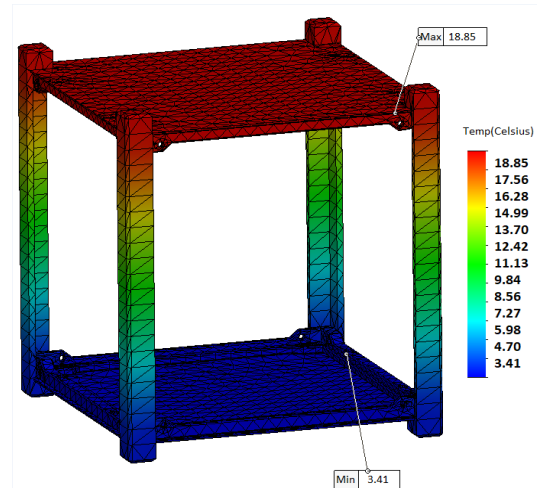
۴-۲- تحلیل مودال

یک تاسواره از زمان طراحی تا قرارگیری در مدار مأموریتی، تحت ارتعاشات مختلفی قرار خواهد گرفت که مهم‌ترین لرزش ماهواره بر در هنگام پرتاب^۱ و غلبه بر جاذبه زمین، جدایش کلاهک حامل از ماهواره بر در خارج از جو زمین و همچنین رهایی تاسواره از درون محفظه پاد رخ می‌دهد. ارتعاشاتی که در هنگام شروع حرکت^۲ ماهواره بر ظاهر می‌شوند از نوع ارتعاشات تصادفی^۳ می‌باشند [۱۰]. تحلیل مودال چارچوب زیرسیستم سازه به جهت نقش مهمی که در تعیین شرایط پرتاب و حفظ ساختار کلی ماهواره ایفا می‌کند حائز اهمیت است.

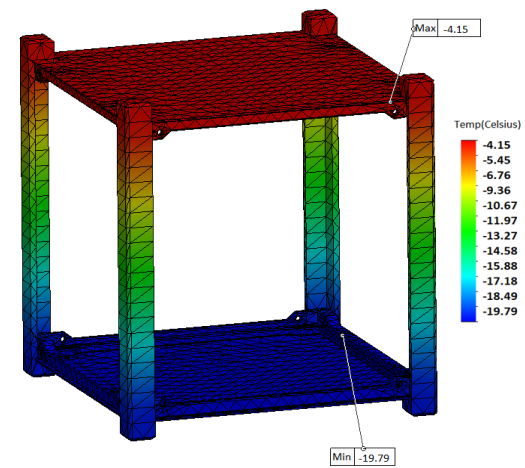
زیرسیستم سازه مانند هر ساختار دیگری مودها و فرکانس‌های طبیعی مشخصی با توجه به جنس و ساختار خود دارد [۲۶]. اطلاعات مربوط به فرکانس‌های طبیعی تاسواره در طراحی سیستم حرکت، مورد استفاده قرار خواهد گرفت تا فرکانس‌های خارجی برابر فرکانس‌های طبیعی ساختار نشوند و یا به عبارتی تشدید در سازه رخ ندهد.

برای تحلیل مودال ساختار اصلی زیرسیستم سازه از نرم‌افزار تحلیل مکانیکی ادمز استفاده می‌شود. تحلیل فرکانس در این نرم‌افزار به جهت داشتن افزونه‌های مختلف (برای تحلیل ارتعاش) با دقت بالایی قابل انجام است.

فرمت IGS که یکی از فرمت‌های مورد پذیرش نرم‌افزار ادمز است از نرم‌افزار طراحی مهندسی سالیدورک استخراج شده و بعد از اضافه کردن آن به نرم‌افزار ادمز ویژگی‌های مربوط به متریکال آن در محیط کاری نرم‌افزار تعریف می‌شود. در نهایت برای انجام آنالیزها، المان‌بندی جدیدی به صورت TMA^۴ از نوع Solid بر روی ساختار سازه در نرم‌افزار سالیدورک و در نرم‌افزار آباکوس نیز المان‌بندی به صورت C3D10 انجام گرفت و مسئله وابستگی به مش بررسی شده و در نهایت در این مسئله تعداد مناسب المان‌ها حدود ۳۵۰۰۰ المان و ۱۰۵۰۰۰ گره است. با تعیین مقدار فرکانس طبیعی در هر مود ارتعاشی از سازه می‌توان پیش‌بینی کرد که سازه در برابر ارتعاشات ناشی از پرتاب ماهواره و یا در هنگام جدایش کلاهک ماهواره بر از موشک حامل، مقاومت لازم را دارد یا این که دچار تشدید می‌شود. علاوه بر مشخص بودن ویژگی‌های مکانیکی آلیاژ سازه که برای آنالیز مودال مورد نیاز است، باید مقدار دقیق جرم



شکل ۱۳- شبیه‌سازی اختلاف دمای حالت گرم



شکل ۱۴- شبیه‌سازی اختلاف دمای حالت سرد

مقدار ضریب f با توجه به شکل (۹) برابر مقدار 0.616 است. با جایگذاری مقادیر عددی در رابطه ۸، برای حالت کسوف که در بخش ۳-۳ به دست آمدند، مقادیر دمای $-4/15$ درجه سلسیوس برای صفحه روبروی زمین و دمای $-19/79$ درجه سلسیوس برای صفحه پشت به زمین به دست خواهند آمد. نتیجه شبیه‌سازی حرارتی برای حالت سرد مطابق شکل (۱۴) است. همچنین نتیجه این تحلیل به طور خلاصه در جدول ۵ آورده شده است.

جدول ۵- محدوده دمای تاسواره در دو حالت سرد و گرم

(برحسب °C)

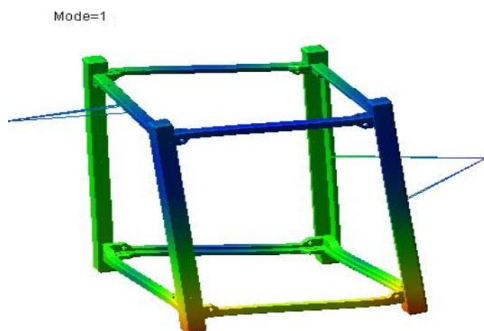
حالت سرد	حالت گرم	
$-4/15$	$18/85$	بیشترین مقدار
$-19/79$	$3/41$	کمترین مقدار

³ Random Vibrations

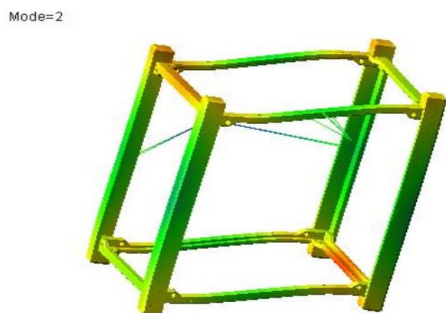
⁴ Tetrahedral Meshing Algorithms

¹ Launch

² takeoff



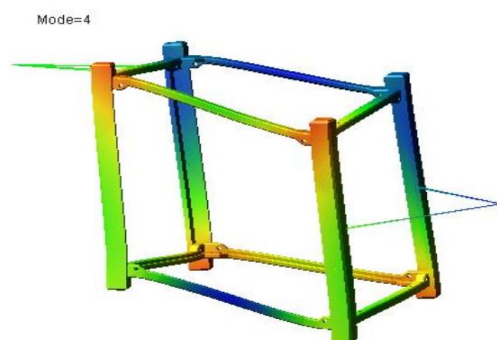
الف



ب



پ



ت

شکل ۱۵- تصاویر شکل مودهای اول تا چهارم: الف) شکل مود اول در فرکانس ۴۶۷/۲۶۴ هرتز، ب) شکل مود دوم در فرکانس ۸۶۶/۶۴۰ هرتز، پ) شکل مود سوم در فرکانس ۹۴۵/۹۸۲ هرتز و ت) شکل مود چهارم در فرکانس ۹۴۵/۹۸۲ هرتز

زیرسیستم سازه نیز مشخص باشد. از این رو بودجه‌بندی جرمی زیرسیستم سازه با در نظر گرفتن جرم برخی قطعات مهم، مانند پنل‌های خورشیدی، صفحات بالا و پایین ساختار و جرم باتری‌های زیرسیستم تأمین توان در نظر گرفته می‌شود و با اضافه کردن جرم چارچوب اولیه که بر اساس اطلاعات شرکت ISISpace است آنالیز انجام می‌شود. بودجه‌بندی در نظر گرفته شده برای آنالیز مودال در این پژوهش مطابق جدول ۶ است [۲۷ و ۲۸].

جدول ۶- بودجه‌بندی جرمی ساختار تاسواره

نام قطعه	جرم (gr)	تعداد	جرم کل (gr)
ریل	۳۰	۲	۶۰
صفحات بالا و پایین	۱۵	۲	۳۰
سایر صفحات	۱۵	۴	۶۰
باتری	۶۰	۳	۱۸۰

نکته دیگری که در هنگام آنالیز مودال باید به آن توجه داشت مختصات مرکز جرم کل ساختار تاسواره است. بر اساس الزامات استاندارد CDS مرکز جرم تاسواره نسبت به مرکز هندسی آن بایستی در کره‌ای به شعاع ۲ سانتی‌متر واقع شود [۳]. بر همین اساس بحرانی‌ترین حالت زمانی رخ می‌دهد که مختصات مرکز جرم به اندازه ۲ سانتی‌متر از مرکز کره استاندارد فاصله داشته باشد. بنابراین برای دقیق‌تر شدن نتایج، مختصات مرکز جرم، بر اساس شرایط بحرانی اشاره شده، در نرم‌افزار تنظیم خواهد شد.

با در نظر گرفتن موارد فوق، تحلیل ارتعاشی در نرم‌افزار ادمز با کمک افزونه ارتعاشات^۱ انجام و مقادیر فرکانس طبیعی به دست آمده در چهار مود اول برای ساختار تاسواره در جدول ۷ ارائه شده است. شکل (۱۵) مربوط به خروجی های نرم‌افزار ادمز بعد از تحلیل مودال چارچوب زیرسیستم سازه تاسواره است.

جدول ۷- مقادیر فرکانس طبیعی در هر مود

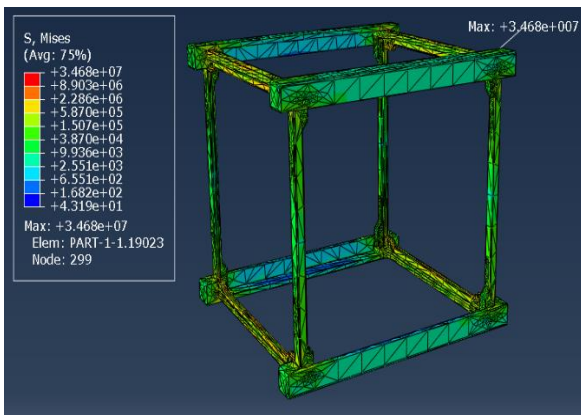
شماره مود	فرکانس (Hz)
۱	۴۶۷/۶۴۷
۲	۶۰۳/۲۲۱
۳	۸۶۶/۶۴
۴	۹۴۵/۹۸۲

^۱ ADAMS/Vibration

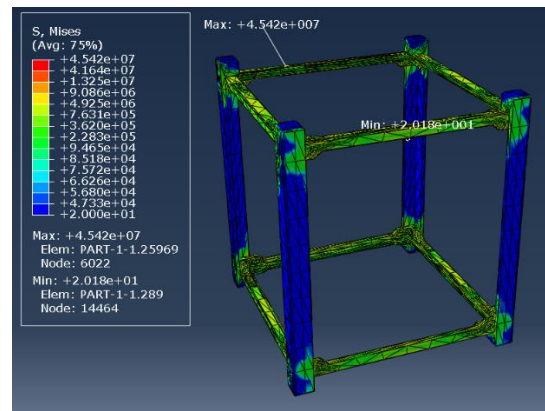
۳-۴- تحلیل تنش استاتیکی

برای انجام بارگذاری‌ها و تحلیل تنش استاتیکی باید از اطلاعات بخش ۳-۴ استفاده کرد. در اولین بخش، نتایج بارگذاری بر اساس تنش معادل فون میسز برای حالت عمودی (طبق شکل ۱۱) بررسی می‌شود، که بر اساس شبیه‌سازی مطابق شکل (۱۶) بیشترین تنش ایجاد شده در ساختار زیرسیستم سازه کمتر از ۴۵/۴۲ مگاپاسکال است و اختلاف بسیار زیادی تا تنش تسلیم یعنی مقدار ۲۶۷ مگاپاسکال دارد. تغییر شکل ساختار چارچوب برای حالت اعمال نیرو به صورت عمودی در شکل (۱۷) نمایش داده شده است، که بر اساس آن بیشترین تغییر شکل ایجاد شده

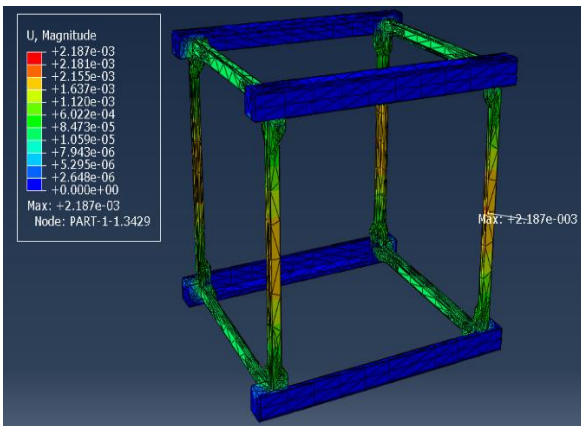
حالت بارگذاری افقی برابر ۳۴/۶۸ مگاپاسکال است که بسیار کمتر از مقدار حد تسلیم یعنی ۲۶۷ مگاپاسکال است. در شکل (۱۹) نیز که مربوط به تغییر شکل ناشی از بارگذاری حالت افقی است، مشاهده می‌شود که بیشترین تغییر شکل در ساختار برابر ۰/۰۰۲۱۸ میلی‌متر می‌باشد. بیشترین مقدار تنش به دست آمده از شبیه‌سازی‌ها برابر مقدار ۴۵/۴۲ مگاپاسکال است که برای محاسبه ضریب اطمینان از این مقدار استفاده شده است و با در نظر گرفتن مقدار استحکام تسلیم (۲۶۷ مگاپاسکال) به عنوان معیار، ضریب اطمینان استاتیکی ساختار بررسی شده در این مقاله برابر مقدار ۶ به دست آمد.



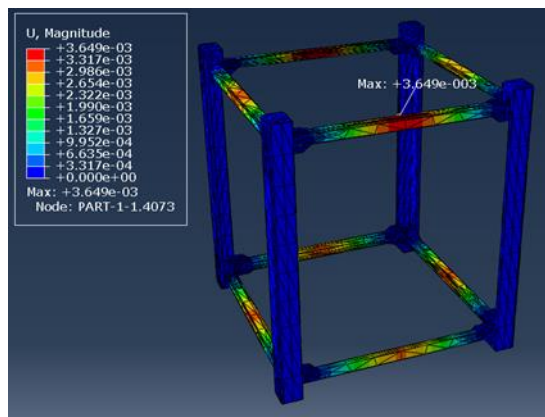
شکل ۱۸- توزیع تنش در ساختار ماهواره تحت بارگذاری افقی



شکل ۱۶- توزیع تنش در ساختار ماهواره تحت بارگذاری عمودی



شکل ۱۹- توزیع جابه‌جایی در چارچوب ماهواره تحت بارگذاری افقی



شکل ۱۷- توزیع جابه‌جایی در چارچوب ماهواره تحت بارگذاری (با بیشترین جابه‌جایی) در حالت عمودی

نتایج این تحلیل به طور خلاصه در جدول ۸ تدوین و ارائه شده است.

جدول ۸- نتایج تحلیل استاتیکی چارچوب زیرسیستم سازه

نوع بارگذاری	بیشترین مقدار تمرکز تنش (Pa)	بیشترین مقدار تغییر شکل (mm)
بارگذاری عمودی	$\approx 45/42 \times 10^6$	$\approx 0/003$
بارگذاری افقی	$\approx 34/68 \times 10^6$	$\approx 0/002$

در ساختار برابر ۰/۰۰۶۴۹ میلی‌متر است. در بخش دوم از تحلیل استاتیکی، رفتار چارچوب زیرسیستم سازه بر اثر اعمال بارگذاری افقی (طبق شکل ۱۲) بررسی می‌شود. بر اساس خروجی شبیه‌سازی در نرم‌افزار که در شکل (۱۸) ارائه شده است. حداکثر تنش در

۴- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

شبه‌سازی در این پژوهش بر اساس شرایط مکانیکی که یک ماهواره مکعبی در طول مأموریت خود با آن‌ها مواجه خواهد شد، انجام گرفته است و سعی شد در این مقاله رفتار زیرسیستم سازه، به‌عنوان مهم‌ترین بخش ماهواره با وظیفه حفاظت از سایر زیرسیستم‌ها، در مقابل تشعشعات حرارتی و بارگذاری‌های استاتیکی، بررسی شود.

در ابتدای پژوهش یک مدل مناسب از چارچوب زیرسیستم سازه، که مطابق با استاندارد CDS بود، انتخاب شد تا شبه‌سازی‌ها بر روی آن انجام گیرد.

در بخش دینامیک مداری، با در نظر گرفتن شرایط پرتاب ماهواره از ایران، سرعت حرکت آن در مدار موردنظر و همچنین مدت‌زمان یک دور گردش به دور زمین به همراه میانگین تعداد گردش ماهواره به دور زمین در طول ۲۴ ساعت محاسبه و ارائه شد. سپس تشعشعات حرارتی در محیط مدار به‌طور ضمنی معرفی شدند و درنهایت مقادیر میانگین سه شار اصلی به دست آمد، همچنین با استفاده از داده‌های نرم‌افزار STK، مدت‌زمان و مقدار دمای حداکثر برای دو حالت سرد و گرم در طول یک گردش کامل به دست آمد. درنهایت با کمک اطلاعات بخش تحلیل حرارتی، برخی از اطلاعات و پیش‌نیازهای لازم برای طراحی اولیه سایر زیرسیستم‌ها ارائه شد. ازجمله این زیرسیستم‌ها زیرسیستم کنترل حرارت است که یکی از مهم‌ترین بخش‌ها برای تنظیم دمای داخلی ماهواره و تبادل حرارت بین محیط خارجی و داخلی آن است. تحلیل مودال نیز از موارد مهم در بررسی صحت طراحی ساختار است. از این رو دانستن مقادیر فرکانس‌های طبیعی در هر مود ارتعاشی ماهواره اهمیت بالایی دارد.

بیشترین مقدار فرکانس ارتعاشاتی که در اکثر موشک‌های ماهواره‌بر در زمان حرکت ظاهر می‌شود در محدوده ۷۰ تا ۱۰۰ هرتز است، به‌طور مثال موشک ماهواره‌بر آراین ۵ برای

رسیدن به مدار پایین‌زمین در هنگام پرتاب حداکثر فرکانس ۱۰۰ هرتز را ایجاد خواهد کرد [۱۵]. طبق بررسی‌های انجام‌گرفته در بخش آنالیز مودال برای مدل موردنظر این مقاله، مقدار فرکانس طبیعی اولین مود ارتعاشی برابر ۴۶۷/۲۶۴ هرتز است که اختلاف بالایی با حداکثر فرکانس پرتاب ماهواره‌بر یعنی ۱۰۰ هرتز را دارد، بنابراین ساختار فوق‌هیچ‌گاه وارد محدوده فرکانس طبیعی موده‌های ارتعاشی خود نخواهد شد. همچنین نتیجه فوق‌صحت انتخاب آلیاژ مناسب برای ساخت چارچوب زیرسیستم سازه را تأیید می‌کند. در بخش مربوط به تحلیل‌های استاتیکی، بحرانی‌ترین شرایط بارگذاری که بر روی یک ماهواره مدل 1U به‌صورت استاتیکی اعمال می‌شوند، در نظر گرفته شد تا نتایج خروجی با ضریب اطمینان بالاتری به دست آیند. در این مقاله از روش انرژی واپیچش (فون‌میسز) در تحلیل نرم‌افزاری استفاده شد. بر اساس تئوری فون‌میسز، یک سازه زمانی دچار واماندگی خواهد شد که مقدار تنش مؤثر برابر یا بیشتر از تنش تسلیم ماده به کار برده شده در سازه باشد. آلیاژ ۶۰۶۱-AI به‌عنوان جنس چارچوب مورد مطالعه تعیین شده است، بر اساس اطلاعات این آلیاژ حد تنش تسلیم آن برابر ۲۶۷ مگاپاسکال است که درنهایت نیز با توجه به مقادیر ارائه‌شده در جدول ۸ و مقدار ۶ برای ضریب اطمینان استاتیکی، می‌توان نتیجه گرفت که سازه تحت بارگذاری‌های انجام‌گرفته در این مقاله به‌هیچ‌وجه دچار واماندگی نخواهد شد. دیگر نتیجه‌ای که می‌توان از مباحث بررسی شده در بخش تحلیل استاتیکی گرفت مربوط به نقاطی است که در آن‌ها حداکثر میزان تغییر شکل سازه اتفاق می‌افتد، گرچه مقدار تغییر شکل‌ها بسیار نامحسوس است اما باید دقت داشت که قطعات حساس، مانند سنسورها در بخش‌های دارای تغییر شکل بالا جایگذاری نشوند در غیر این صورت امکان بروز خطا در اطلاعات خروجی سنسورها وجود خواهد داشت. بنابراین بررسی دقیق تغییر شکل سازه جهت کارایی بهتر سنسورهای تاسواره ضروری است.

مراجع

- [1] G. Fiedler and J. Straub, "CubeSat mechanical design: creating low mass and durable structures", Sensors and Systems for Space Applications X, Vol. 10196, May 2017.
- [2] "NASA, Cubesats_initiative", [Online]. Available: https://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative, [Accessed: 19-Jul-2019].
- [3] A. Mehrpavar et al., "The CubeSat Program: Cubesat design specification", California Polytechnic State University, USA, Technical note, Rev. 13, 2014.
- [4] N. Zosimovych, "1U CubeSat Platform Design", International Journal of Aerospace Sciences, No. 8, July 2020, pp. 1-7.

- [5] C. Spivey, and E. Gizzi, "A Modular, Open Source CubeSat Structure." AIAA Scitech 2021 Forum, 4 Jan 2021.
- [6] M. Macdonald and V. Badescu, "The international handbook of space technology", Springer, German, 2014.
- [7] T. Nemetzade, "Dimensional Analysis for the Design of Satellites in LEO", PhD Thesis, Massachusetts Institute of Technology, USA, 2010.
- [8] A. Ampatzoglou and V. Kostopoulos, "Design, Analysis, Optimization, Manufacturing, and Testing of a 2U Cubesat", International Journal of Aerospace Engineering, No. 15, June 2018, pp. 1-15.
- [9] H. Oh, S. Jeon, and S. Kwon, "Structural Design and Analysis of 1U Standardized STEP Cube Lab for On-Orbit Verification of Fundamental Space Technologies", International Journal of Materials, Mechanics and Manufacturing, Vol. 2, No. 3, August 2014, pp. 239-344.
- [10] J. E. Herrera-Aroyave, B. Bermúdez-Reyes, J. A. Ferrer-Pérez, and A. Colín, "CubeSat system structural design", International Astronautical Congress, Guadalajara, Mexico, Vol. 67, September 2016, pp. 1-5.
- [11] D. Geeroms, S. Bertho, M. De Roeve, R. Lempens, M. Ordies, and J. Prooth, "ARDUSAT, an Arduino-Based CubeSat Providing Students with the Opportunity to Create their own Satellite Experiment and Collect Real-World Space Data", ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Tromso, Norway, Vol. 22, September 2015, pp. 643-647.
- [12] B. Peters, "Ardusat Space Program: Training the Next Generation of Satellite Scientists and Engineers", Proceedings of the Small Satellite Conference, Utah, USA, Vol. 30, July 2016, pp. 1-6.
- [13] R. Davis, "Cubesat Tech Demo P-POD", Hawk Institute of Space Sciences, USA, 2007.
- [14] W. Lan, R. Munakata, R. Nugent, and D. Pignatelli, Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk . III Rev. E User Guide, 2014.
- [15] J. M. Houghton, "Spacecraft systems Engineering: Spacecraft Structures", 4th ed., Wiley, USA, 2004, p. 325.
- [16] G. E. Totten and D. S. MacKenzie, Handbook of Aluminum: Alloy Production and Materials Manufacturing. CRC Press, Vol. 2, Marcel Dekker, USA, 2003.
- [17] "LEO parameters", [Online]. Available: <http://www.spaceacademy.net.au/watch/track/leopars.htm>. [Accessed: 19-Jul-2019].
- [۱۸] مهران نصرت‌الهی، منصوره عباسی، نازیلا برامکی، مصطفی وفایی و میثم دلالت، "طراحی مفهومی ریز ماهواره مکعبی سنجش از دور"، کنفرانس بین‌المللی انجمن هوافضای ایران، تهران، ایران، ۴ تا ۶ اسفند، دوره ۱۵، ۱۳۹۴.
- [19] C. J. Savage, "Spacecraft systems Engineering: Thermal Control of Spacecraft", 4th ed., Wiley, USA, 2004, p. 355.
- [۲۰] سید علی احمدی، هادی پورشهسواری و جعفر اسکندری جم، "تحلیل کمانش سه‌بعدی پانل‌های استوانه‌ای ساخته‌شده از مواد هدفمند (FGM) تحت بارگذاری حرارتی مختلف"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۴، شماره ۴۶، پاییز ۱۳۹۵، صفحه ۳۹ - ۵۰.
- [21] D. Dinh, "Thermal Modeling of Nanosat", Master Thesis, San Jose State University, USA, 2012.
- [22] J. Claricoats and M. dakka Sam, "Design of Power , Propulsion , and Thermal Sub-Systems for a 3U CubeSat Measuring Earth's Radiation Imbalance", Aerospace, Vol. 5, No. 2, June 2018, p. 63.
- [۲۳] زهرا تبریزیان، مرتضی حسینعلی بیگی و غلامرضا قدرتی امیری، "تشخیص آسیب در سازه‌های فلزی با استفاده از اطلاعات خیز استاتیکی و الگوریتم ژنتیک"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۱۳، شماره ۴۱، تابستان ۱۳۹۴، صفحه ۱۴۷ - ۱۵۸.
- [24] C. Quiroz-Garfias, G. Silva-Navarro, H. Rodriguez-Cortes, "Finite Element Analysis and Design of a CubeSat Class Picosatellite Structure", International Conference on Electrical and Electronics Engineering, Mexico City, Mexico, Vol. 4, September 2007, pp. 294-297.
- [25] A. Ampatzoglou, A. Baltopoulos, A. Kotzakolios, and V. Kostopoulos, "Qualification of Composite Structure for Cubesat Picosatellites as a Demonstration for Small Satellite Elements", Vol. 7, No. 1, 2014, pp. 1-10.
- [۲۶] احسان جمشیدی، محمدرضا آشوری و حمید دانیان، "کاربرد آزمون مودال در بهبود مدل‌های عددی سازه‌ها"، نشریه مدل‌سازی در مهندسی، دوره ۶، شماره ۱۵، زمستان ۱۳۸۷، صفحه ۷۲ - ۸۱.
- [27] A. C. Okolie, S. O. Onuh, Y. T. Olatunbosun, and M. S. Abolarin, "Design Optimization of Pico-satellite Frame for Computational Analysis and Simulation", American Journal of Mechanical and Industrial Engineering, Vol. 1, No. 3, 2016, pp. 74-84.

[28] S. U. Qaisar, M. J. Ryan, and S. L. Tuttle, "A Framework for Small Satellite Architecture Design", INCOSE International Symposium, Bangalore, India, Vol. 26, July 2016, pp. 1747-1758.