



**Journal of
Space Science,
Technology &
Applications (Persian)**

Vol. 1, No. 1, pp.: 65-80

2021

**Available in:
Journal.isrc.ac.ir/article_
137411.html**

DOI:

10.22034/JSSTA.2021.282362.1018

Article Info

**Received: 2021-4-21
Accepted: 2021-6-30**

Keywords

**Structure design,
Optimization, Natural
frequency, Satellite
structure, Random
vibrations, Structural
strength, Genetic algorithm**

How to Cite this article

Mohamad Baghr Bahrami,"
Optimum Design of a
Microsatellite Structure with
Vibration Constraint", *Journal
of Space Science, Technology
and Applications*, vol 1 (1), p.:
65-80, 2021.

Optimum Design of a Microsatellite Structure with Vibration Constraint

Mohamad Baghr Bahrami¹

1. Malek Ashtar University of Technology, Tehran Faculty of Aerospace,
bahrami.mohamad3953@gmail.com

Abstract

One of the most critical design points in satellites is to achieve the minimum mass (weight) by meeting all the requirements and constraints (strength, location and vibration). In this regard, the structure can play a very important role because the structural designer has more freedom of action in determining the design of the structure compared to other subsystems. In the present study, the process of designing the structure of a small satellite with the aim of achieving the lowest possible weight and maintaining the prevailing requirements such as vibration constraints has been investigated. The process used to achieve the above goal is to change the geometric dimensions of the structure. Satellite modeling steps with all subsystems have been performed in SolidWorks software and modal, quasi-static and random vibrations analyzes have been performed in ansys software. Also, By using the ability to optimize the genetic algorithm in this software, the geometric parameters of the structure such as the thickness of the amplifiers have been obtained in such a way that the structure has reached the lowest possible weight and meet the prevailing conditions for vibration constraints, strength and random vibrations. The results show that by choosing the right thickness of amplifiers, the weight and frequency of the first satellite mode can be reduced significantly, and at the same time, the optimal final structure can satisfy all the constraints applied by the launcher and provide sufficient strength and rigidity.



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

طراحی و بهینه سازی سازه میکروماهواره با قیود ارتعاشی

محمد باقر بهرامی^{۱*}

۱، *. دانشگاه صنعتی مالک اشتر تهران، bahrami.mohamad3953@gmail.com

(نویسنده مسئول)

دو فصلنامه

علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۱، صفحه ۶۵-۸۰

بهار و تابستان ۱۴۰۰

Available in:
Journal.isrc.ac.ir/article_
137411.html

DOI:

10.22034/JSSTA.2021.282362.1018

چکیده

یکی از بحرانی ترین نکات طراحی در ماهواره ها، رسیدن به حداقل جرم (وزن) با تامین تمامی الزامات و قیود (استحکام، جانمایی و ارتعاشات) حاکم است. در این میان، سازه می تواند نقش بسیار مهمی ایفا نماید زیرا طراح سازه در مقایسه با سایر زیرسیستم ها دارای آزادی عمل بیشتری در تعیین طرح سازه است. در مطالعه حاضر، روند طراحی سازه یک ماهواره کوچک، با هدف دستیابی به کمترین وزن ممکن و حفظ ملزومات حاکم (قید ارتعاشی)، مورد بررسی قرار گرفته است. فرایند طی شده برای رسیدن به هدف فوق، تغییر در ابعاد هندسی سازه است. مراحل مدل سازی ماهواره با تمامی زیرسیستم ها در نرم افزار سالیودرک انجام شده و در نرم افزار انسیس تحلیل های مودال، شبه استاتیکی و ارتعاشات اتفاقی صورت گرفته است. همچنین با استفاده از قابلیت بهینه سازی الگوریتم ژنتیک در این نرم افزار، پارامترهای هندسی سازه نظیر ضخامت تقویت کننده ها به گونه ای به دست آمده اند که سازه به کمترین وزن ممکن با برآورده نمودن شرایط حاکم برای قیود ارتعاش، استحکام و ارتعاشات اتفاقی رسیده است. نتایج نشان می دهد که با انتخاب درستی از ضخامت تقویت کننده ها می توان وزن و فرکانس مود اول ماهواره را به میزان قابل توجهی کاهش داده و در عین حال سازه نهایی بهینه، نیز تمام قیود اعمالی از پرتابگر را محقق نموده و از استحکام و سفتی کافی برخوردار است.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۰۱

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۰۹

واژه های کلیدی

طراحی سازه، بهینه سازی، فرکانس طبیعی، سازه ماهواره، ارتعاشات اتفاقی، استحکام سازه، الگوریتم ژنتیک

نحوه استناد به این مقاله

محمد باقر بهرامی، "طراحی و بهینه سازی سازه میکروماهواره با قیود ارتعاشی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره اول، صفحات ۶۵-۸۰، ۱۴۰۰.

۱- مقدمه

سازه تحمیل می‌نماید. محوریت پژوهش حاضر بر همین نوع از قید ارتعاشی بوده و تلاش می‌شود با اتخاذ یک روند مناسب، طرح سازه بهینه‌ای برای یک ماهواره میکرو به‌دست آید.

نتایج این تحقیق در پروژه‌های طراحی سازه میکروماهواره‌ها بسیار حائز اهمیت است زیرا باعث کاهش وزن و هزینه شده و در صنایع هوافضا کارایی چشم‌گیری خواهد داشت. هر چقدر وزن سازه میکروماهواره کمتر باشد می‌تواند باعث افزایش میزان سوخت قابل حمل ماهواره‌بر و در نتیجه دستیابی به مدارهای بالاتر شود. همچنین، می‌تواند موجب شتاب‌گیری سریع‌تر ماهواره‌بر یا طول عمر بیشتر ماهواره در مدار شود و بسیاری از فواید دیگر که با کاهش وزن، می‌توان عملکرد ماهواره را بهتر کرد. در این مطالعه، فرایند مدلسازی ماهواره با تمامی زیرسیستم‌ها در نرم‌افزار سالی‌دورک انجام شده و در نرم‌افزار انسیس تحلیل‌های مودال، شبه استاتیکی و ارتعاشات اتفاقی صورت گرفته است. همچنین با استفاده از قابلیت بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک در این نرم‌افزار، پارامترهای هندسی سازه نظیر ضخامت تقویت‌کننده‌ها به‌گونه‌ای به‌دست آمده‌اند که سازه به کمترین وزن ممکن با تحقق شرایط حاکم برای قیود ارتعاش، استحکام و ارتعاشات اتفاقی رسیده است.

مسائل مهم در سازه‌های هوافضایی، رسیدن به کمترین وزن ممکن بدون پناهی در استحکام و مقاومت سازه است. به‌طور کلی، در سازه‌های هوافضایی دستیابی به کمترین وزن ممکن، مسأله‌ای است که همواره مورد توجه طراحان قرار گرفته اما اهمیت این مسأله در سازه‌های فضایی به دلیل هزینه‌های بالای پرتاب که با وزن سازه در ارتباط مستقیم است، دو چندان می‌شود. در پژوهش [۳]، پس از انتخاب جنس مناسب مواد، آنالیز المان محدود مکانیکی شامل تحلیل‌های استاتیک، دینامیک و مودال بر روی چهارچوب‌های معتبر پیشنهادی برای سازه میکروماهواره اجرا شده و مصالحه بین طرح‌های پیشنهادی انجام شده است. با توجه به موارد مطرح شده برای طراحی نسبتاً خوب، در ابتدا شرایط محیطی لحظه پرتاب و پس از آن، پارامترهای ورودی طراحی مشخص شده است. سپس، بعد از انتخاب جنس مواد (مواد متداول مورد استفاده در صنعت ساخت میکروماهواره به‌طور کلی مورد بررسی قرار گرفته و در نتیجه بنا به شرایط محیطی لحظه پرتاب و استقرار، مواد انتخاب شده است)، شرایط به روش المان محدود در نرم‌افزار انسیس مدل شده و تحلیل المان محدود مکانیکی شامل تحلیل‌های استاتیک، دینامیک و مودال بر روی چهارچوب‌های معتبر پیشنهادی برای

ماهواره‌های میکرو که دسته‌ای از ماهواره‌ها با وزن کمتر از ۱۰۰ کیلوگرم را شامل می‌شوند، در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته‌اند. این کلاس از ماهواره در زمینه‌های متفاوتی نظیر هواشناسی، مانیتورینگ در شرایط غیرمترقبه و بحرانی، مخابرات و... کاربرد فراوانی دارد. مزیت دیگری که این کلاس از ماهواره‌ها به همراه دارد در این است که فرصت ورود کشورهای در حال توسعه را به فعالیت در عرصه فضایی فراهم می‌کند، به‌طوری که کشورهای در حال توسعه بسیاری که امکان حضور در عرصه فضایی را نداشته‌اند، امروزه با استفاده از این فناوری کم هزینه، این فرصت را پیدا کرده‌اند [۱].

ماهواره‌ها از اجزای گوناگونی تشکیل می‌شوند که سازه یکی از مهمترین آنها به شمار می‌رود. اولین وظیفه سازه ماهواره، مهیا نمودن یک حفاظ مکانیکی برای تمامی قسمت‌های داخلی ماهواره است. همچنین باید فضای کافی برای استقرار و انجام ماموریت زیرسیستم‌ها را فراهم نماید. سازه ماهواره باید طوری طراحی شود تا نیروهای وارده در هنگام پرتاب و همچنین نیروهای وارده ناشی از پرتاب را تحمل نماید [۲].

طراحی سازه میکروماهواره، فرایند پیچیده‌ای است که شامل انتخاب مواد، شکل سازه، تحلیل سازه و تست‌های مربوطه است. مهم‌ترین مرحله طراحی سازه میکروماهواره‌ها در مرحله اول پایداری و استقامت آن در برابر بارهای احتمالی و نیروهای احتمالی ناشی از محیط پرتاب از قبیل شتاب و نیروهای صوتی و تغییرات دمایی شدید و ... است. یکی از بحرانی‌ترین نکات طراحی در ماهواره‌ها، رسیدن به حداقل جرم (وزن) با تامین تمامی الزامات و قیود حاکم است. در این میان، سازه می‌تواند نقش بسیار مهمی ایفا نماید زیرا طراح سازه در مقایسه با سایر زیرسیستم‌ها دارای آزادی عمل بیشتری در تعیین طرح سازه است. از میان قیود حاکم بر سازه می‌توان به قیود استحکام، جانمایی و ارتعاشات اشاره نمود.

ارتعاشات وارد بر ماهواره ناشی از پرتابگر شامل ارتعاشات هارمونیک و تصادفی بوده که قیود فرکانسی و شتابی معینی بر ماهواره تحمیل می‌نماید. در خصوص ارتعاشات سینوسی، دینامیک ماهواره باید به گونه‌ای باشد که اولین مودهای ارتعاشی طولی و عرضی فاصله کافی از مودهای اصلی خمشی و محوری پرتابگر را داشته باشند از این‌رو، این امر قیودی را بر طراحی

سازه میکروماهواره اجرا و در ادامه تحلیل‌های مکانیکی بر روی مجموعه مونتاژی میکروماهواره انجام شده است. در انتها، با تغییرات ابعاد هندسی و جنس مواد و به بهینه کردن آن از طریق آنالیز داده‌های خروجی از نرم‌افزار، به شرایط بهینه هندسی و جنس ماده می‌رسد.

مهم‌ترین پژوهشی که در زمینه مقایسه رفتار دینامیکی ماهواره با تغییر سازه انجام شده است، پژوهش داوود و همکاران [۴] است که به بررسی تغییر خواص مودال سازه یک ماهواره فرضی و رفتار دینامیکی آن با تغییر سازه از صفحات ساده به ایزوگرید است. در این پژوهش، سازه ماهواره به تنهایی بررسی شده است. با استفاده از سازه ایزوگرید، جرم ماهواره کاهش می‌یابد اما سفتی تغییر چندانی نمی‌کند. از این‌رو، فرکانس‌های طبیعی سازه افزایش می‌یابند. با تغییر سازه به ایزوگرید، جرم سازه ۲۲ درصد کاهش یافته و فرکانس اول سازه ایزوگرید، ۸.۳۳ درصد بیشتر از فرکانس سازه آلومینیوم معمولی است.

روستا و صفراآبادی در پژوهشی [۵]، امکان کاهش جرم سازه یک میکروماهواره مکعبی دو طبقه با سازه قاب و پوسته مورد بررسی قرار داده‌اند. با جایگزینی سازه ایزوگرید با پنل‌های ساندویچی، فرکانس طبیعی و توزیع جرم موثر مودهای سازه تغییر می‌یابد. در این پژوهش، ابتدا دو سازه هم جرم ایزوگرید و ساندویچی مقایسه شده‌اند. سپس جرم سازه ساندویچی به‌گونه‌ای کاهش یافته است که فرکانس‌های طبیعی سازه ساندویچی سبک به فرکانس‌های طبیعی سازه ایزوگرید نزدیک شود. با فرض هم جرم بودن دو سازه، فرکانس‌های طبیعی سازه ساندویچی دو برابر سازه ایزوگرید به‌دست آمده اما توزیع جرم‌های موثر در جهت پرتاب در سازه ایزوگرید مناسب‌تر است. در نتیجه، با تغییر طراحی سازه از ایزوگرید به سازه ساندویچی و بهینه کردن خواص سازه جدید، کاهش قابل توجه در جرم و بهبود خواص مودال سازه حاصل شده است.

یکی دیگر از ایده‌های جدید برای کاهش وزن ماهواره، روش سازه‌های چند منظوره است. در این روش، سازه علاوه بر تحمل بارهای سازه‌ای، وظایف دیگری مثل مدیریت حرارتی ماهواره یا بردهای الکترونیکی ماهواره را نیز برعهده دارد. در پژوهش [۶]، روی بهینه‌سازی سازه‌های چند منظوره کار شده است که حیطه آن ایجاد یک سازه چند منظوره با قابلیت‌های اولین فرکانس تشدید بالا، چگالی پایین و چگالی انرژی بالاست.

استفاده از آلیاژهای سبک تیتانیوم، آلومینیوم و مواد جدید، یکی از روش‌های مرسوم بوده که برای ماهواره‌های زیادی استفاده شده‌است. برلیوم در شکل خالص آن فلزی سبک‌تر از آلومینیوم و سفت‌تر از فولاد است. در مطالعه تحقیقاتی [۷]، از صفحات برلیوم با استحکام بالا برای کاربردهای مختلف فضایی استفاده شده است. صفحات برلیومی به یکدیگر یا به بلوک‌هایی از جنس برلیوم، تیتانیوم و آلومینیوم متصل شده‌اند. تنش تسلیم صفحات برلیوم به‌طور مشخص از هر آنچه تصور شده بیشتر است. برلیوم برای تولید انبوه مناسب نیست. ولی زمانی که نیاز به سفتی زیاد، وزن کم، هدایت حرارتی بالا و نتایج پیش‌بینی شده باشد، این ماده پیشنهاد خوبی است.

در مقاله [۸]، برای طراحی سازه یک میکروماهواره مخابراتی دو نوآوری استفاده شده است. یکی استفاده از طرح صلیبی برای سازه ماهواره است که تاثیر زیادی بر افزایش استحکام سازه ماهواره به منظور برآورده نمودن قیود مکانیکی بدون افزایش چشم‌گیر در وزن سازه دارد؛ دوم بهینه‌سازی چند هدفه سازه به کمک الگوریتم ژنتیک است. در پایان، نتایج به‌دست آمده تحلیل‌ها نشان می‌دهد، سازه صلیبی بهینه‌سازی شده تمام الزامات مورد نیاز پرتابگر را محقق می‌نماید.

در پژوهش [۹]، روشی برای طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی جانمایی اجزای ماهواره مخابراتی پیشنهاد شده است. روش بهینه‌سازی به‌کارگرفته شده، هیبرید است که ترکیبی از روش بهینه‌سازی تبرید فلزات و شبه نیوتن است. در نهایت، الگوریتم پیکره‌بندی و طراحی جانمایی بهینه روی ماهواره مخابراتی عملیاتی پیاده شده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد، ممان‌های اینرسی ضربدری که تابع هدف هستند، مینیمم شده و قیود مورد نظر نیز برآورده شده است.

فرضیات اصلی در این تحقیق عبارتند از:

- ۱- ماهواره از نوع میکرو بوده و جرم آن بین ۱۰ تا ۱۰۰ کیلوگرم است.
- ۲- شرایط پرتابگر از یک ماهواره‌بر نوعی و قابل دسترس استخراج می‌شود.
- ۳- طرح سازه از نوع قاب- پوسته است.
- ۴- رفتار سازه خطی است.

۵- مواد به کار رفته در تمام قسمت‌های سازه آلومینیم T6- 7075 است.

۲- نوآوری

در اکثر مقالات و پژوهش‌هایی که در زمینه بهینه‌سازی سازه میکروماهواره انجام شده است، تابع هدف، کاهش وزن است اما در قسمت قید و متغیر بهینه‌سازی، باهم تفاوت‌هایی را دارند. نوآوری در موضوع مورد نظر مقاله، یکی در بحث قید طراحی و متغیرهای بهینه‌سازی است و دیگری بهینه‌سازی با کمک الگوریتم ژنتیک در نرم‌افزار انسیس است. در بیشتر مسائل بهینه‌سازی سازه ماهواره‌ها، معمولاً از قید استاتیکی استفاده شده است اما در این مقاله، قید ارتعاشی مدنظر است و در بعد از بهینه‌سازی تحلیل شبه استاتیکی نیز انجام می‌شود که طرح حاصل شده در بعد از بهینه‌سازی استانداردهای استاتیکی را رعایت کرده باشد. متغیرهای بهینه‌سازی نیز در اکثر تحقیق‌ها از انتخاب جنس، نحوه چیدمان تقویت‌کننده‌ها و... استفاده شده است ولی در این مقاله، از تغییر در ضخامت همه تقویت‌کننده‌ها به عنوان متغیر بهینه‌سازی استفاده شده است.

۳- مبانی نظری تحقیق

چندین سال از پرتاب نخستین موشک حامل ماهواره ساخت دست بشر می‌گذرد و اکنون پس از گذشت شصت سال، فناوری فضایی چنان با زندگی روزمره انسان عجین شده است که تصور ادامه زندگی بدون استفاده از کاربردهای فضایی بسیار سخت است. اهمیت ماهواره‌ها برای مخابرات و بررسی منابع زمینی و پژوهش و کاربردهای نظامی و جاسوسی روزافزون است. با استفاده از ماهواره‌ها می‌توان سریع‌تر از هر وسیله دیگر امکان وقوع خطر را درک کرده و هشدار داد. با وجود ماهواره، موانعی مانند کوه، دریا و ... برای برقراری ارتباط وجود ندارد.

ماهواره‌ها را می‌توان از دیدگاه‌های مختلف مانند بر اساس کاربرد، وزن، توان، باند فرکانسی، مدار در حال گردش و... تقسیم‌بندی کرد. ماموریت ماهواره؛ جایگاه، وضعیت مدار و رده فعالیت آن را مشخص می‌کند [۱۰].

ماهواره‌ها از اجزای گوناگونی تشکیل می‌شوند که سازه یکی از مهم‌ترین آنها به شمار می‌رود. اولین وظیفه سازه ماهواره، مهیا نمودن یک حفاظ مکانیکی برای تمامی قسمت‌های داخلی

ماهواره است. همچنین فضای کافی برای استقرار و انجام ماموریت زیرسیستم‌ها را فراهم نماید. سازه ماهواره باید طوری طراحی شود تا نیروهای وارده در هنگام پرتاب و همچنین نیروهای وارده ناشی از پرتاب را تحمل نماید.

یکی از مهمترین گام‌ها در فرایند طراحی سازه‌های فضایی، انتخاب جنس سازه است. این انتخاب عواقب قابل توجهی برای جرم، هزینه‌های تولید و ... دارد. عامل اصلی در این انتخاب می‌تواند نسبت استحکام به وزن باشد همچنین شرایط عملیاتی ماهواره، توانایی حفظ شکل و قابلیت اطمینان ساختار، برخی دیگر از پارامترها برای انتخاب مواد هستند. دو طبقه از مواد مناسب برای سازه‌های فضایی آلیاژهای فلزی و کامپوزیت است، که از اصلی‌ترین عوامل حضور آلیاژهای آلومینیم و مواد مرکب در این عرصه نسبت، استحکام به وزن است [۱۱].

در سازه ماهواره، معمولاً مواد با سفتی مخصوص و استحکام مخصوص به کار می‌روند. اندازه کلی و حجم ماهواره تحت تاثیر عواملی از جمله نوع پرتاب و مقدار فضایی که به ماهواره اختصاص داده می‌شود و مکانی که ماهواره در آن قرار می‌گیرد، است. شکل سازه ماهواره نیز تحت تاثیر نوع اتصالات ماهواره به پرتاب کننده، چگونگی انتقال ارتعاشات پرتاب کننده به ماهواره در مرحله اولیه پرتاب و همچنین مراحل بعدی، سرعت و شتاب پرتاب کننده در مراحل مختلف پرتاب، چگونگی رها شدن ماهواره از پرتاب کننده و ... است [۱۰].

محدودیت‌هایی که در طراحی سازه ماهواره اهمیت دارند عبارتند از: استحکام، حداکثر ابعاد سازه ماهواره، مواد اولیه قابل دسترسی برای ساخت سازه، حداکثر وزن سازه، حداکثر فرکانس ارتعاشی اعمالی به سازه و ملحقات آن که از مشخصات موشک حامل به دست می‌آیند [۱۲].

ارتعاشات در سازه ماهواره

در طراحی و ساخت ماهواره از زمانی که اولین ماهواره توسط اتحاد جماهیر شوروی به فضا پرتاب شد تا به حال، مسائل مختلفی همواره ذهن طراحان و سازندگان قطعات مختلف ماهواره را به خود مشغول کرده است. از جمله این مسائل، بررسی ارتعاشات در ماهواره است. ارتعاشات به دو رده خطی و غیرخطی تقسیم می‌شوند. در ارتعاشات خطی، اصل برهم نهش صادق بوده و تکنیک‌های ریاضی موجود برای حل آنها کاملاً شناخته شده

است. با افزایش دامنه نوسان، سیستم به رفتار غیرخطی متمایل می‌شود [۴].

یک نکته مهم در ارتعاشات این است که فرکانس طبیعی خاصیت ذاتی سیستم است که تنها به سفتی و جرم آن بستگی دارد و وجود نیروهای خارجی تاثیری در مقدار آن ندارد [۴].

بارهای اعمالی به ماهواره

بارگذاری استاتیکی: بارگذاری استاتیکی در یک سازه فضایی، ناشی از نیروهایی هستند که از شتاب ثابت نسبت به زمان ثابت به وجود آمده‌اند مانند نیروهای ناشی از وزن اجرامی که متصل به سازه هستند.

بارگذاری دینامیکی: بارهای دینامیکی که به یک سازه اعمال می‌شوند عبارتند از:

ارتعاشات فرکانس پایین: نوسانی است که به‌طور هماهنگ و با یک فرکانس خاص از طریق اتصال ماهواره به پرتابگر (رینگ واسط) به ماهواره منتقل می‌شود. قابل ذکر است که برخی از پرتابگرها محدوده فرکانسی بالاتری دارند چراکه به مراتب سفت‌تر از پرتابگرهای دیگر است از این‌رو، در ابتدا باید نوع پرتابگر و محدوده فرکانس آن مشخص شود.

فرکانس طبیعی ماهواره در راستای عرضی باید بالاتر از ۱۰ هرتز باشد.

فرکانس طبیعی ماهواره در راستای طولی باید بالاتر از ۳۵ هرتز باشد.

نوسانات ناشی از آکوستیک و ارتعاشات تصادفی: ویژگی عمده این ارتعاشات (تصادفی و آکوستیک)، غیر قابل پیش‌بینی بودن آنها در لحظه بعد است. در ماهواره‌های کوچک، نوسان تصادفی غالب بوده و می‌توان اثر آکوستیک را به‌صورت یک ضریب دخالت داد.

شوک: اعمال ناگهانی یک نیرو به‌گونه‌ای که پاسخ‌گذاری سیستم را به وجود آورده و باعث ارتعاشات شدید و فرکانس بالای سازه شود، شوک نامیده می‌شود [۴].

بهینه‌سازی

اهمیت طراحی سازه‌های با وزن مینیمم (حداقل وزن)، اولین بار توسط صنایع هوافضا مورد توجه قرار گرفت. به طور کلی، بیش از یک طراحی قابل قبول وجود دارد و هدف بهینه‌سازی این است که یکی از بهترین طرح‌های قابل قبول موجود انتخاب شود. برای ارزیابی و انتخاب بهترین طرح‌های قابل قبول باید یک معیار (هدف) انتخاب شود. در انتخاب تابع هدف باید دقت شود چرا که ممکن است مواردی وجود داشته باشد که بهینه‌سازی با توجه به یک معیار خاص منجر به نتایجی شود که ممکن است با توجه به معیار دیگری رضایت بخش نباشد. به عنوان مثال در طراحی سازه حداقل وزن، ممکن است با طراحی حداقل تنش مطابقت نداشته باشد و طراحی حداقل تنش مجدداً ممکن است با طراحی حداکثر فرکانس مطابقت نداشته باشد [۱۳].

تابع هدف

در مسائل بهینه‌سازی، هدف از طرح مسأله به صورت تابعی بیان می‌شود که باید در روند بهینه‌سازی، اکسترمم این تابع جستجو شود.

متغیرهای طراحی

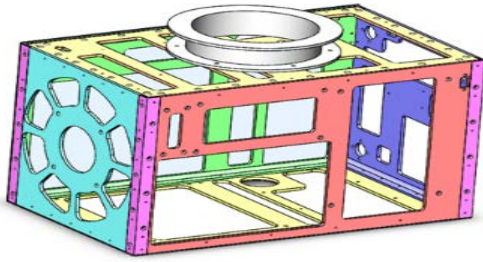
متغیرهای طراحی در واقع همان پارامترهایی از مسأله هستند که در فرایند بهینه‌سازی به دنبال یافتن آنها هستیم.

قیدهای طراحی

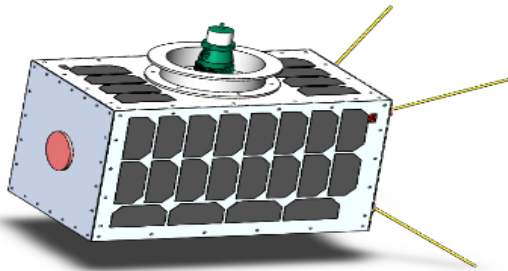
طرح‌هایی که در بهینه‌سازی ایجاد می‌شوند، علاوه بر اینکه باید تابع هدف را اکسترمم کنند، لازم است که محدودیت‌های طراحی از پیش تعیین شده‌ای را نیز محقق نمایند.

الگوریتم ژنتیک

الگوریتم‌های ژنتیکی بر اساس نظریه تکاملی داروین هستند. ایده استفاده از الگوریتم ژنتیک نخستین بار توسط جان هالند بیان شد. این الگوریتم در حین اجرا احتیاجی به تکنیک‌های پیچیده ریاضی ندارد. برای حل یک مسأله بهینه‌سازی، ابتدا باید متغیرهای یک مسأله را بتوان به صورت یک کروموزوم تعریف کرد. در الگوریتم ژنتیک وقتی که تابع هدف، قید و



شکل ۱. سازه اولیه



شکل ۲. طراحی ماهواره با تمامی زیرسیستم‌ها

در ادامه برای اینکه مراحل تحلیل سریع‌تر پیش برود، باید زیرسیستم‌ها را به ساده‌ترین شکل، مدل نمود تا فرایند بهینه‌سازی را کند نکند. برای این منظور، می‌توان از جرم‌های نقطه‌ای (شکل ۳) به جای هر زیرسیستم استفاده نمود. برای اعمال جرم نقطه باید به صورت زیر عمل کرد:

- تعریف محور مختصات در مرکز جرم، تک تک زیرسیستم‌ها در نرم‌افزار سالی‌دورک
 - به دست آوردن جرم و ممان اینرسی هر زیرسیستم با توجه با محور مختصات خود زیرسیستم
 - حذف زیرسیستم در نرم‌افزار انسیس
 - وارد کردن ممان اینرسی و جرم در محل زیرسیستم مورد نظر با توجه به محور مختصات تعریف شده خود زیرسیستم
- قابل ذکر است، جرم نقطه‌ای باید از نوع سفت و سخت بوده و این یعنی نباید سازه تغییر شکل پذیر باشد و با تغییر شکل، سازه نیز تغییر شکل پیدا کند.

متغیرهای طراحی مشخص شد، با جمعیت اولیه و تعدادی متغیر که می‌تواند به صورت تصادفی انتخاب شوند و با قرار دادن متغیرهای تصادفی، تحلیل تابع هدف و قید را آغاز می‌کند و در جمعیت جدید متغیرهای برتر را به امید اینکه جواب‌های بهتر حاصل شود از بین متغیرهای تحلیل شده انتخاب کرده و با دو عملگر ترکیب و جهش شروع به به دست آوردن متغیرهای جدید برای جمعیت جدید می‌کند و مجدداً تحلیل روی متغیرهای جدید انجام می‌شود. این چرخه ادامه دارد تا در نهایت جمعیت به جواب بهینه نزدیک‌تر شود و یکی از شرایط برای پایان الگوریتم برآورده شود (در این الگوریتم جواب‌های حاصل از یک جمعیت برای تولید جمعیت بعدی استفاده می‌شوند) [۱۴].

انتخاب بعضی از جواب‌ها از میان کل جواب‌ها (والدین) به منظور ایجاد جواب‌های جدید یا همان فرزندان، بر اساس میزان برازندگی آنها است [۱۴].

برای ترکیب والدین به منظور ایجاد فرزندان جدید، والدین به روش‌های مختلفی می‌توانند انتخاب شوند. اما ایده اصلی در تمام آنها این است که والدین بهتر انتخاب شوند. به این امید که والدین بهتر باعث ایجاد فرزندان بهتر شوند [۱۵].

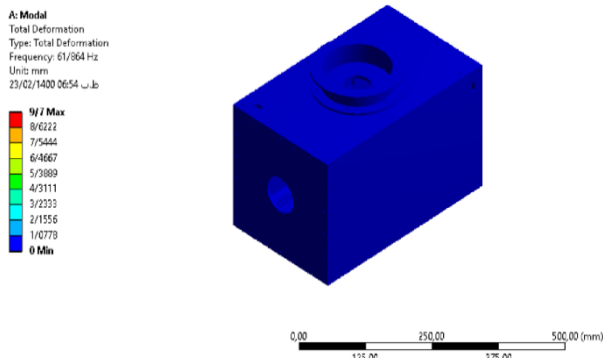
یکی از ویژگی‌های الگوریتم‌های ژنتیک این است که به جای تمرکز بر روی یک نقطه از فضای جستجو یا یک کروموزوم، بر روی جمعیتی از کروموزوم‌ها کار می‌کنند. بدین طریق که تعدادی کروموزوم تولید و بعد آنها را ترکیب کرده و کروموزوم‌های جدید ایجاد می‌کند و از آنجاکه والدین قوی با احتمال بیشتری فرزندان قوی‌تری تولید می‌کنند، بنابراین از ترکیب کروموزوم‌های قوی می‌توانیم به کروموزوم‌های قوی‌تری دست پیدا کنیم. نحوه دستیابی به جواب بهینه در الگوریتم ژنتیک، جستجوی جمعیت به جمعیت است [۱۶].

۴- مدل‌سازی و تحلیل اولیه

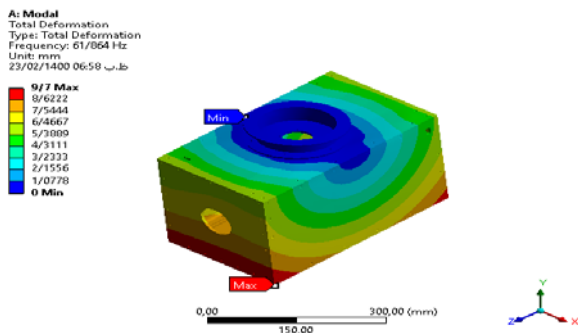
به دلیل اینکه روند طراحی هندسه ماهواره در نرم‌افزار انسیس پیچیده و زمان‌بر است، برای طراحی هندسی ماهواره از نرم‌افزار سالی‌دورک استفاده می‌شود. در شکل ۱، سازه اولیه ماهواره (شامل تقویت‌کننده‌ها، تیرها و آداپتور) و در شکل ۲، سازه با تمامی زیرسیستم‌ها (شامل پنل‌ها، آنتن‌ها، کانکتور، سنسورها، دوربین، بسته باتری‌ها و ...) نشان داده شده است.

تحلیل مودال

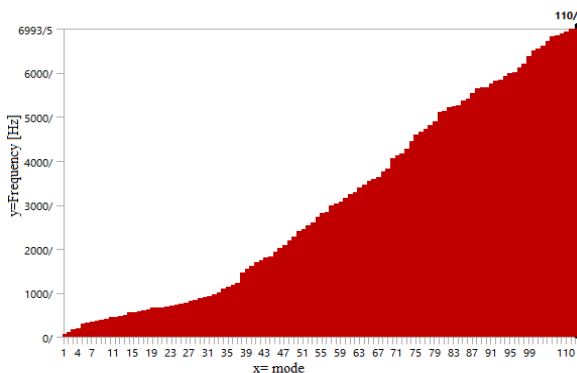
از تحلیل مودال برای به‌دست آوردن مقدار فرکانس‌های طبیعی و شکل مدهای مربوطه، استفاده می‌شود. شکل ۴ و ۵ به ترتیب تحلیل مودال و مود اول و شکل ۶ نیز نمودار تحلیل مودال قبل از بهینه‌سازی است.



شکل ۴. تحلیل مودال (قبل از بهینه‌سازی)



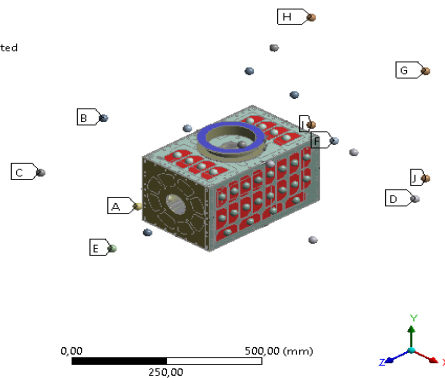
شکل ۵. مود اول تحلیل مودال، خمش عرضی (قبل از بهینه‌سازی)



شکل ۶. نمودار تحلیل مودال (قبل از بهینه‌سازی)

A: Modal
Modal
Frequency: N/A
Items: 10 of 100 indicated
22/03/1400 03:12
طب

A Point Mass
B Point Mass 2
C Point Mass 3
D Point Mass 4
E Point Mass 5
F Point Mass 6
G Point Mass 7
H Point Mass 8
I Point Mass 9
J Point Mass 10



شکل ۳. اعمال جرم نقطه‌ای در نرم‌افزار انسیس

تعیین و اعمال شرایط مرزی و بارگذاری

به منظور اعمال نیروهای وارده بر ماهواره، شتاب‌ها در جهت x , y , z به ترتیب g , $3g$, $10g$ در مدل‌سازی اعمال شده است. قابل ذکر است، این نیروها در تحلیل استاتیکی وارد مساله می‌شوند.

تکیه‌گاه‌ها: ارتعاشات فرکانس پایین در مراحل بین شروع پرتاب تا جدا شدن ماهواره از پرتابگر رخ می‌دهد. از این‌رو، برای بررسی فرکانس طبیعی سازه ماهواره باید آن را در حالتی که داخل پرتابگر و متصل به آن است مدل نمود. از آنجاکه سازه ماهواره توسط آداپتور به پرتابگر متصل می‌شود، پس در محل اتصال آداپتور به پرتابگر تکیه‌گاه ثابت قرار می‌گیرد.

تحلیل‌های قبل از بهینه‌سازی

برای ارزیابی و نتیجه‌گیری باید نتایج قبل از بهینه‌سازی در دسترس باشد. این تحلیل‌ها شامل تحلیل مودال، ارتعاشات اتفاقی و شبه استاتیکی است که در ادامه به آنها پرداخته شده است.

در شکل ۷ مقدار جرم موثر ۶ مود فرکانسی اول قبل از بهینه‌سازی نشان داده شده است.

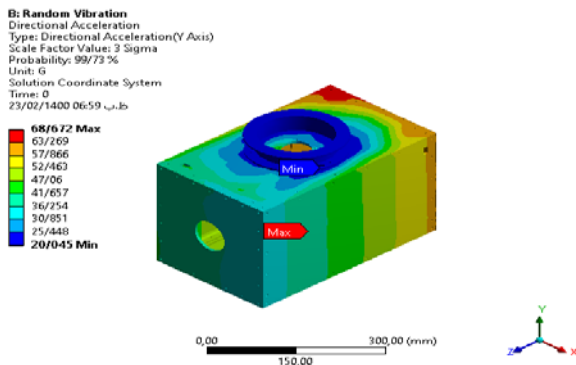
Effective Mass

Mode	Frequency [Hz]	X Direction [tonne]	Y Direction [tonne]	Z Direction [tonne]	Rotation X [tonne]	Rotation Y [tonne]	Rotation Z [tonne]
1	61/864	6/7668e-007	1/0947e-003	4/1892e-003	282/75	29/012	26/621
2	100/78	6/0262e-003	4/4939e-004	8/7274e-005	1/3059	77/916	86/971
3	172/44	7/0636e-006	1/0822e-004	4/1191e-008	40/746	4/1493e-002	0/86155
4	202/69	3/6074e-006	1/0337e-002	3/7097e-005	7/1174e-002	2/4386	56/328
5	307/64	2/5479e-005	1/2781e-005	6/1463e-004	37/855	131/17	1/8887
6	318/59	3/3673e-004	7/0305e-004	4/0338e-004	29/123	88/198	23/117

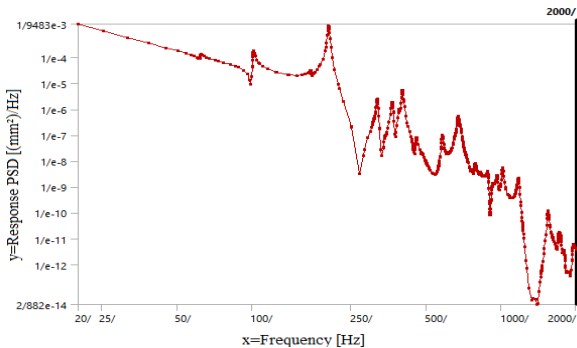
شکل ۷. جرم موثر ۶ مود فرکانسی اول (قبل از بهینه‌سازی)

تحلیل ارتعاشات اتفاقی

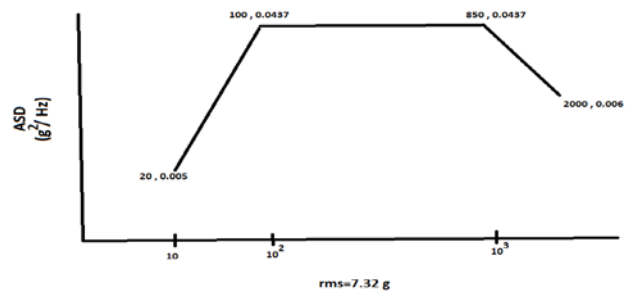
برای ارتعاشات اتفاقی لازم است PSD ماهواره‌بر در دسترس باشد و تحلیل مودال را هم با توجه به بازه فرکانسی چگالی طیفی توان ماهواره‌بر، به‌عنوان ورودی داشته باشیم. این بازه در ماهواره‌بر مورد نظر در این پژوهش، از ۲۰ هرتز تا ۲۰۰۰ هرتز (شکل ۸) است. بنابراین، با توجه به این بازه، نیاز است تقریباً ۹۰ مود فرکانسی در تحلیل مودال به‌دست آید که بازه فرکانسی ۲۰ هرتز تا ۲۰۰۰ هرتز را به‌عنوان ورودی تحلیل ارتعاشات اتفاقی داشته باشیم. قابل ذکر است، نسبت میرایی (دمپینگ) در تحلیل ارتعاشات اتفاقی ۰.۰۱ است. در شکل ۹ و ۱۰ به ترتیب، شتاب ورودی و پاسخ PSD روی کل ماهواره در قبل از بهینه‌سازی آمده است. همچنین مقدار RMS روی کل ماهواره قبل از بهینه‌سازی نیز ۰.۱۸۹۹۴ mm است.



شکل ۹. شتاب ورودی روی کل ماهواره (قبل از بهینه‌سازی)



شکل ۱۰. پاسخ PSD روی کل ماهواره (قبل از بهینه‌سازی)



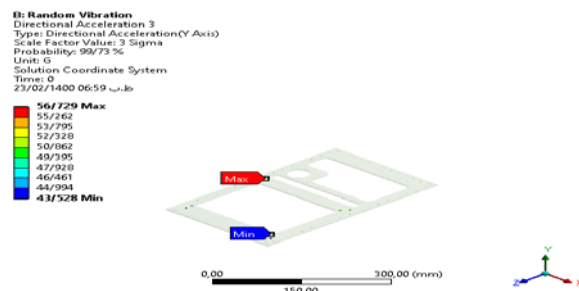
شکل ۸. PSD ماهواره بر

در ادامه، PSD ورودی بر روی هر زیرسیستم بررسی می‌شود که اگر PSDهای ورودی روی زیرسیستم‌ها بیشتر از حد مجاز استاندارد (G۶۰) باشد، ایزولاتور به آن اضافه شود یا سازه اصلاح شود. در شکل ۱۱، ۱۲ و ۱۳ به ترتیب PSD ورودی روی دوربین، کانکتور و بسته باتری‌ها قبل از بهینه‌سازی نشان داده شده است.

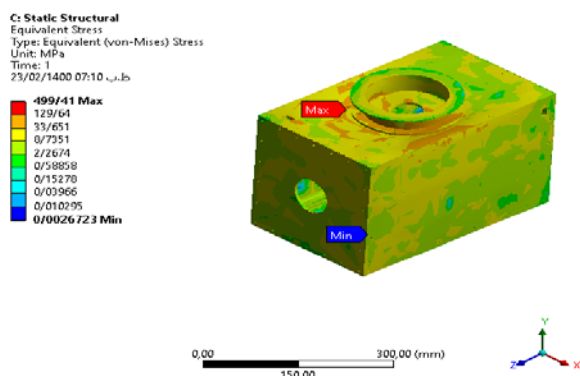
به همین خاطر، بررسی استحکام در قبل و بعد از بهینه‌سازی در این پژوهش صورت گرفته است. شکل ۱۴، تنش معادل قبل از بهینه‌سازی است.

جدول ۲. ماکزیمم تنش ماده آلیاژ آلومینیم T6-7075

Alloys Aluminium 7075 T6	
σ_Y	480 Mpa (70 Ksi)
σ_X	525 Mpa (76 Ksi)

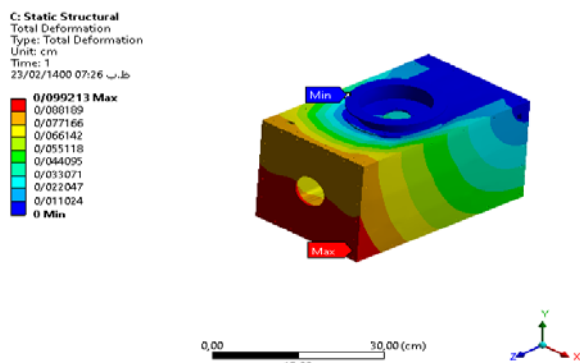


شکل ۱۱. PSD ورودی روی دوربین (قبل از بهینه‌سازی)

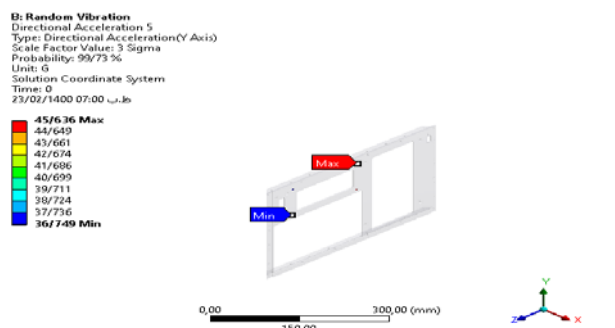


شکل ۱۴. تنش معادل (قبل از بهینه‌سازی)

از آنجا که بار اعمالی به سازه در هر سه راستای x,y,z می‌باشد، تغییرمکان سازه نیز در هر سه راستا اتفاق خواهد افتاد. شکل ۱۵ تغییرمکان روی کل ماهواره را نشان می‌دهد.



شکل ۱۵. تغییرمکان روی کل ماهواره (قبل از بهینه‌سازی)



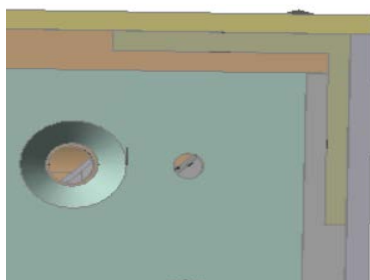
شکل ۱۳. PSD ورودی روی بسته باتری‌ها (قبل از بهینه‌سازی)

تحلیل شبه استاتیکی

برای بهینه‌سازی سازه ماهواره در این مقاله، قید ارتعاشات، بیشتر بودن فرکانس مود اول از فرکانس ماهواره‌بر است. اما به دلیل اینکه استحکام سازه بسیار حائز اهمیت است، از این‌رو لذا باید استحکام آن نیز بررسی شود تا از حد مجاز استحکام (تنش) سازه ماهواره با توجه به مواد (آلیاژ آلومینیم T6-7075) به کار رفته (جدول ۱) در سازه، خارج نشود و منجر به انهدام سازه شود.

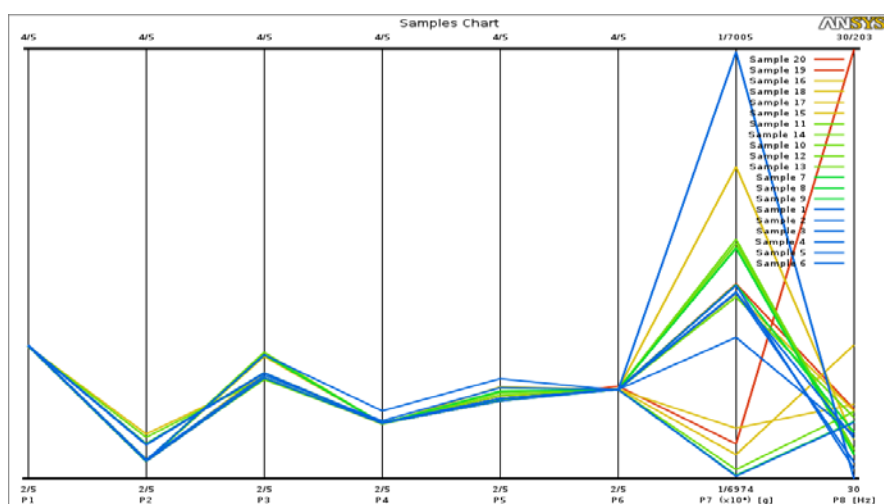
بهینه‌سازی

نتایج در شکل ۱۷ و جدول ۲ آمده است (بازه تغییرات متغیرها از ۲.۵ تا ۴.۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است).



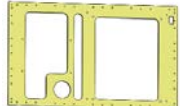
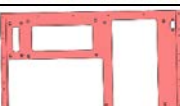
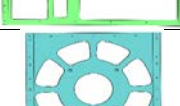
شکل ۱۶. جای‌گیری تیر بین تقویت‌کننده‌ها و صفحات

تابع هدف در اینجا بهینه‌کردن وزن سازه ماهواره است و قید نیز این است که فرکانس مود اول از فرکانس ماهواره‌بر (۳۰ هرتز) بیشتر باشد. همچنین متغیرهای بهینه‌سازی در اینجا عبارت است از ضخامت تیرها، ضخامت صفحات و ضخامت تقویت‌کننده‌ها. قابل ذکر است، ضخامت صفحات که روی تقویت‌کننده‌ها قرار می‌گیرد، با توجه به ضخامت صفحات موجود در بازار (۱.۵ میلی‌متر) انتخاب شده و ضخامت تیرها نیز به دلیل اینکه با ضخامت تقویت‌کننده‌ها درگیر است (شکل ۱۶) نیازی به بهینه‌کردن این متغیرها نیست زیرا با بهینه‌کردن تقویت‌کننده‌ها، ضخامت بهینه تیرها نیز حاصل می‌شود. پس در ابتدا با ضخامت تقویت‌کننده‌ها، مراحل بهینه‌سازی آغاز شده و



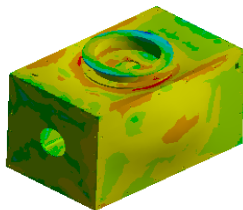
شکل ۱۷. نمودار بهینه‌سازی

جدول ۲. متغیرهای بهینه‌سازی قبل و بعد از بهینه‌سازی

ردیف	نام تقویت‌کننده	شکل تقویت‌کننده	ضخامت قبل از بهینه‌سازی (mm)	وزن قبل از بهینه‌سازی (grams)	ضخامت بعد از بهینه‌سازی (mm)	وزن بعد از بهینه‌سازی (grams)
۱	Frame1		۴	۵۸۶.۹۲	۲.۹۱۶۵	۴۲۷.۲۵
۲	Frame2		۴	۵۰۱.۸۳	۲.۵۸۱۷	۳۲۳.۰۱
۳	Frame3		۴	۵۳۸.۷۴	۲.۷۶۰۱	۳۹۴.۸۲
۴	Frame4		۴	۵۴۳.۴۲	۲.۸۶۳۵	۴۰۹.۹۲
۵	Frame5		۴	۴۵۲.۴۲	۲.۹۶۹۴	۳۴۱.۷۱
۶	Frame6		۴	۳۹۰.۹۹	۳.۱۲۱	۳۱۰.۴۷

D: Static Structural
Equivalent Stress
Type: Equivalent (von-Mises) Stress
Unit: MPa
Time: 1
23/02/1400 07:34

536/97 Max
211/89
83/609
32/992
13/019
5/1371
2/0271
0/79988
0/31563
0/12455 Min



0.00 150.00 300.00 (mm)



پس از اعمال متغیرهای بهینه، به جای متغیرهای قبل از بهینه‌سازی سازه ماهواره به هم ریختگی به وجود می‌آید که بعد از اصلاحات هندسی شکل سازه ماهواره و اصلاح ضخامت تیرها، وزن ماهواره از ۱۶.۹۷۴ به ۱۶.۹۳۸ کیلوگرم همچنین فرکانس مود اول از ۳۰.۰۵ هرتز به ۳۲.۱۵۴ هرتز می‌رسد.

تحلیل‌ها بعد از بهینه‌سازی

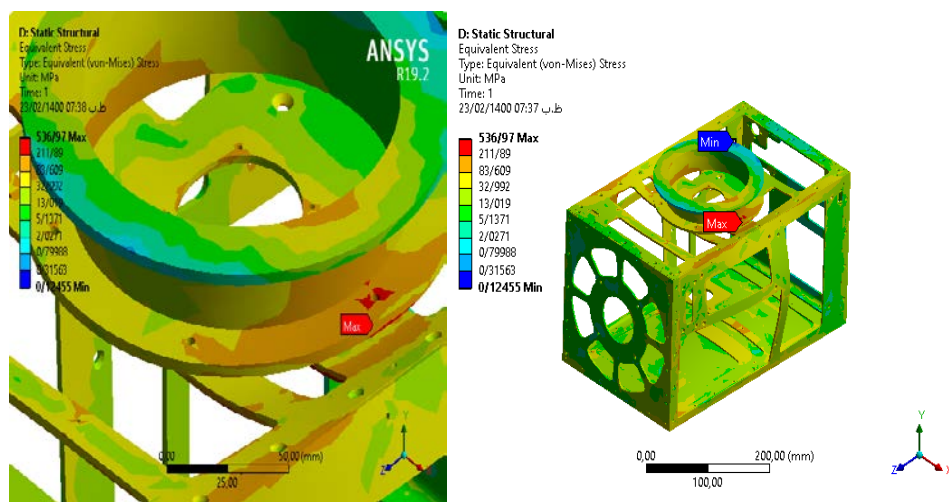
در ادامه، تحلیل‌های بعد از بهینه‌سازی به ترتیب ارائه شده است.

تحلیل شبه استاتیکی (تنش)

تنش بعد از بهینه‌سازی، در شکل ۱۸ نشان داده شده است.

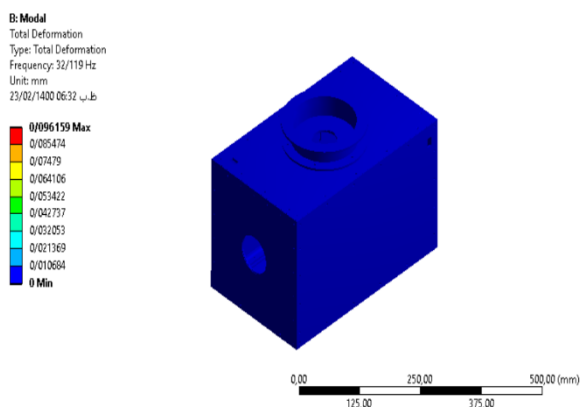
شکل ۱۸. تنش معادل (بعد از بهینه‌سازی)

همان‌طور که در شکل ۱۸ مشخص است، ماکزیمم تنش بعد از بهینه ۵۳۶.۹۷ مگاپاسکال است که این مقدار، کمی بیشتر از حد مجاز تنش ماده است که می‌تواند منجر به اتفاقات ناگواری در سازه شود. اما در شکل ۱۹، ماکزیمم و مینیمم تنش نشان داده شده است و همان‌طور که مشخص است، این ماکزیمم در نزدیکی یکی از سوراخ پیچ‌های اتصال ماهواره‌بر است و با اصلاح، آن نیز رفع می‌شود. پس حساسیت آن کم است و می‌توان از آن صرف‌نظر کرد. قابل ذکر است در دیگر قسمت‌های سازه، تنش پایین‌تر از حد مجاز ماده با ضریب اطمینان ۱.۵ است.

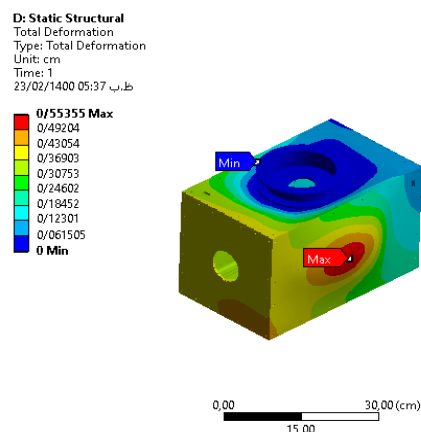


شکل ۱۹. - ماکزیم تنش معادل (بعد از بهینه سازی)

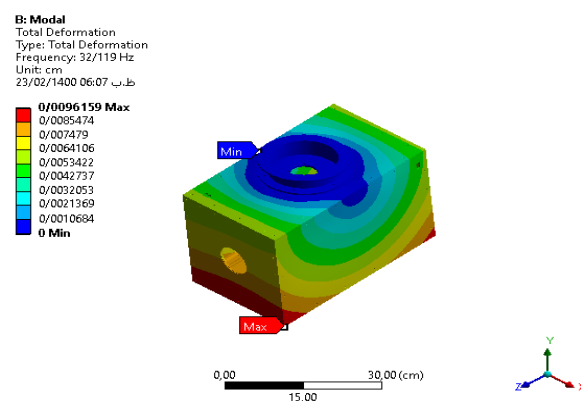
تغییر مکان کل ماهواره بعد از بهینه سازی، در شکل ۲۰ نشان داده شده است.



شکل ۲۱. تحلیل مودال (بعد از بهینه سازی)



شکل ۲۰. تغییر مکان کل ماهواره (بعد از بهینه سازی)

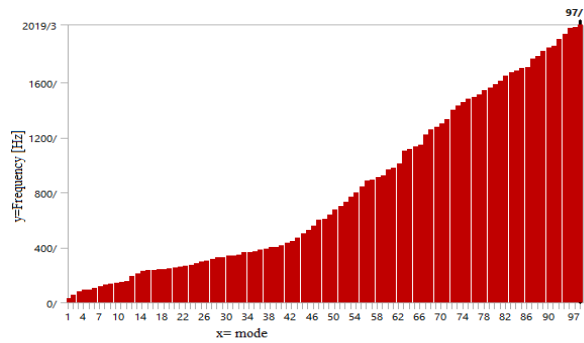


تحلیل مودال

تحلیل مودال و مود اول در شکل های ۲۱ و ۲۲ و نمودار تحلیل مودال بعد از بهینه سازی در شکل ۲۳ مشاهده می شود.

شکل ۲۲. تحلیل مودال، مود اول (بعد از بهینه سازی)

شکل ۲۴ نیز مقدار جرم موثر ۶ مود فرکانسی اول را بعد از بهینه‌سازی نشان می‌دهد.



شکل ۲۳. نمودار تحلیل مودال (بعد از بهینه‌سازی)

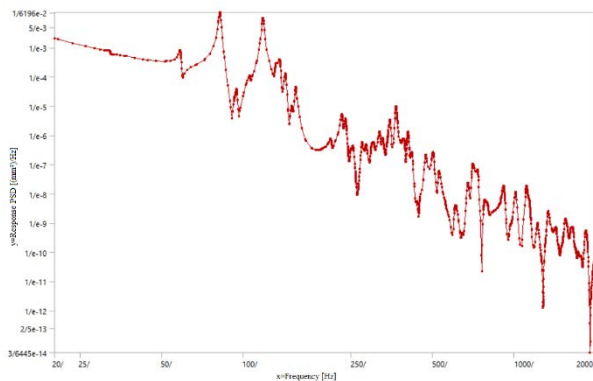
Effective Mass

Mode	Frequency [Hz]	X Direction [g]	Y Direction [g]	Z Direction [g]	Rotation X [q]	Rotation Y [q]	Rotation Z [q]
1	32/119	0/34612	1356/1	3877/9	2/8296e+006	2/6742e+005	3/3233e+005
2	58/492	745/96	1982/7	105/9	5554/5	41941	2/2087e+006
3	81/624	1578/1	2516/2	32/837	4942/6	4/6927e+005	3126/6
4	92/342	1856/4	1311/2	189/54	1/2289e+005	4/6592e+005	9691/
5	94/026	328/14	1111/7	19/379	1/5567e+005	42053	17771
6	105/36	2810/4	108/36	28/323	6350/8	58141	86184

شکل ۲۴. جرم موثر ۶ مود فرکانسی اول (بعد از بهینه‌سازی)

تحلیل ارتعاشات اتفاقی

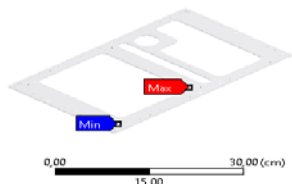
این تحلیل‌ها در شکل‌های ۲۵، ۲۶، ۲۷، ۲۸، ۲۹ نشان داده شده است. همچنین مقدار RMS روی کل ماهواره بعد از بهینه سازی، 0.33567 mm است.



شکل ۲۶. پاسخ PSD روی کل ماهواره (بعد از بهینه‌سازی)

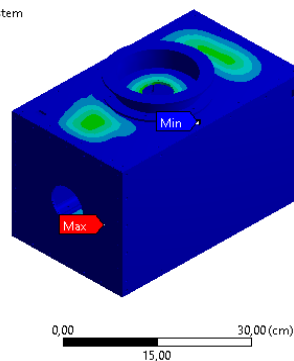
C: Random Vibration
Directional Acceleration 2
Type: Directional Acceleration(Y Axis)
Scale Factor Value: 3 Sigma
Probability: 99/73 %
Unit: G
Solution Coordinate System
Time: 0
23/02/1400 06:14 طاب

37/351 Max
35/273
33/196
31/118
29/041
26/064
24/886
22/809
20/731
18/654 Min



C: Random Vibration
Directional Acceleration
Type: Directional Acceleration(Y Axis)
Scale Factor Value: 3 Sigma
Probability: 99/73 %
Unit: G
Solution Coordinate System
Time: 0
23/02/1400 06:13 طاب

175/93 Max
158/09
140/25
122/41
104/57
86/735
68/896
51/056
33/217
15/378 Min



شکل ۲۵. شتاب ورودی روی کل ماهواره (بعد از بهینه‌سازی)

شکل ۲۷. PSD ورودی روی دوربین (بعد از بهینه‌سازی)

سازه از ۶۰.۸۶۴ به ۳۲.۱۵۴ هرتز رسیده، یعنی فرکانس مود اول تقریباً ۴۸ درصد کاهش یافته است. با توجه به نتایج ارتعاشات اتفاقی در قبل و بعد از بهینه‌سازی می‌توان گفت، بعد از بهینه‌سازی، PSD ورودی بر روی زیرسیستم‌ها کاهش می‌یابد. در نتیجه با کاهش وزن سازه ماهواره، شتاب ورودی به زیرسیستم‌ها نیز کاهش می‌یابد. این ارتعاشات (شتاب‌ها) در تمام سازه ماهواره توزیع می‌شوند و همان‌طور که مشخص است، دامنه شتاب ورودی روی کل ماهواره بعد از بهینه‌سازی بیشتر می‌شود. در قسمت استحکام نیز به‌طور طبیعی با کاهش وزن سازه به‌وسیله تغییر در ضخامت تقویت‌کننده‌ها، استحکام ماهواره نیز کاهش می‌یابد. از این‌رو، باید دقت کرد که تنش از حد مجاز تنش ماده با ضریب اطمینان ۱.۵ عبور نکند که منجر به انهدام سازه شود

تعارض منافع

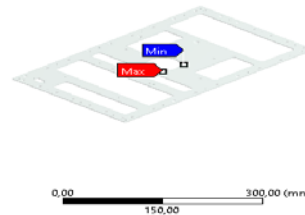
هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

اد

C: Random Vibration
Directional Acceleration: 4
Type: Directional Acceleration(Y Axis)
Scale Factor Value: 1 Sigma
Probability: 68/269 %
Unit: G
Solution Coordinate System
Time: 0
طب: 24/02/1400 06:27

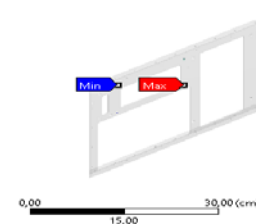
31/321 Max
30/453
29/585
28/716
27/848
26/98
26/111
25/243
24/374
23/506 Min



شکل ۲۸. PSD ورودی روی کانکتور (بعد از بهینه‌سازی)

C: Random Vibration
Directional Acceleration: 3
Type: Directional Acceleration(Y Axis)
Scale Factor Value: 3 Sigma
Probability: 99/73 %
Unit: G
Solution Coordinate System
Time: 0
طب: 23/02/1400 06:14

20/47 Max
20/174
19/879
19/553
19/287
18/992
18/696
10/4
10/105
17/809 Min



شکل ۲۹. PSD ورودی روی بسته باتری‌ها (بعد از بهینه‌سازی)

مراجع

- [۱] م. مکی علمداری، ح. احمدیان، "طراحی بهینه سازه یک ماهواره کوچک از کلاس میکرو"، هشتمین کنفرانس سالانه (بین‌المللی) هوافضای ایران، ۱۳۸۷.
- [۲] م. اسمعیلی، "طراحی سازه یک میکرو ماهواره به روش اجزا محدود"، دومین کنفرانس علمی کاربردی سازمان صنایع هوافضا، دی ۱۳۸۲.
- [۳] ح. پاشازاده، م. رستمی، "طراحی بهینه سازه میکرو ماهواره"، سومین کنفرانس بین‌المللی مهندسی هوافضا و مکانیک، تهران، ۱۳۹۷.
- [4] S. D. S. Dawood, Computational study of the effect of using open isogrids on the natural frequencies of a small satellite structure, *Acta Astronautica*, Vol. 106, pp. 120-138, 2015.
- [5] M. Roosta, M. Safarabadi, Study of mass reduction- possibility of a cubic microsatellite by replacing isogrid structure with sandwich panel structure using finite element analysis. *Modares Mechanical Engineering*, Vol.16, No. 9, pp. 241-248, 2016 (in Persian).
- [6] C.W.Schwingshackl, G.S.Aglietti, P.R. Cunningham, "Experimental Determination of the Dynamic Behavior of a Multifunctional Power Structure", *AIAA*, Vol.45, 2007.

۵- نتیجه‌گیری

فرکانس‌های طبیعی سازه ماهواره تحت تاثیر سفتی سازه است. قسمتی از سفتی سازه نیز مربوط به ضخامت تقویت‌کننده‌ها است. بنابراین، تغییر در ضخامت تقویت‌کننده‌ها باعث تغییرات فرکانسی می‌شود. با توجه به نتایج می‌توان گفت، تغییر در ضخامت‌های تقویت‌کننده‌ها تاثیر زیادی بر روی فرکانس طبیعی ماهواره و وزن سازه ماهواره دارد. با انتخاب درستی از ضخامت تقویت‌کننده‌ها می‌توان وزن و فرکانس مود اول آن را به حد مطلوب و مورد نظر کاهش داد.

پس از قرار دادن ضخامت بهینه تقویت‌کننده‌ها، در شکل هندسی سازه به‌هم ریختگی به وجود می‌آید (برای از بین بردن این به‌هم ریختگی باید ضخامت تیرها و سر تقویت‌کننده درگیر با تیر اصلاح شود. برای این کار، ضخامت کل تقویت‌کننده مورد نظر نصف می‌شود که نصف ضخامت تیر و نصف دیگر ضخامت سر تقویت‌کننده درگیر با تیر انتخاب می‌شود. بعد از اصلاح به‌هم ریختگی و مرتب کردن شکل هندسی، وزن سازه نسبت به وزن سازه قبل از بهینه ۸۳۴ گرم کم شد. این یعنی، وزن سازه ۴.۷۴ درصد کاهش یافته است. با کاهش ۴.۷۴ درصدی وزن، فرکانس

[7] Larry A. Grant, "Successful Applications of Beryllium Sheet Materials to Satellite Structures", PV1983-950, 1983.

[۸] م.ن. قریشی، م.ا. جعفری، ا. صداقتی، م. علیوردی پور، "طراحی و تحلیل سازه صلیبی بهینه‌سازی شده برای ماهواره مخابراتی"، بیست و ششمین همایش سالانه بین‌المللی انجمن مهندسان مکانیک ایران، ۱۳۹۷.

[۹] م. فکور، م. تقی‌نژاد، ا. ر. کوثری، طراحی پیکره‌بندی و بهینه‌سازی طراحی جانمایی در ماهواره‌های مدار زمین آهنگ"، مجله مهندسی مکانیک مدرس، فروردین ۱۳۹۴.

[۱۰] ح. بلندی، ک. دانشجو، م. سلیمانی، "مقدمه‌ای بر اصول طراحی ماهواره"، انتشارات دانشگاه علم و صنعت ایران، ۱۳۷۸.



COPYRIGHTS

© 2021 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/>)

[11] J. J. Wijker, Spacecraft structures, pp. 101-121, Berlin, Springer, 2008.

[12] T. P. Sarafin, W. J. Larson, Spacecraft Structures and Mechanisms: from Concept to Launch, pp. 508-550, Boston, Microcosm Press, 1995.

[13] Engineering Optimization Theory and Practice (Singiresu S. Rao).

[۱۴] ح. مطیع قادر، ش. لطفی، م. سیداسفهان، "مروری بر برخی از روش‌های بهینه‌سازی هوشمند"، شبستر- دانشگاه آزاد اسلامی (شبستر)، ۱۳۸۹.

[۱۵] ح. مطیع قادر، "کاربرد اتوماتای یادگیر در زمانبندی ایستای گراف وظایف بر روی سکوها کاری همگن و ناهمگن"، پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه آزاد اسلامی واحد شبستر- دانشکده فنی مهندسی کامپیوتر، مهر ۱۳۸۷.

[۱۶] م. محمودی، ب. احمدی ندوشن، "بهینه‌سازی چند هدفه خریاها و اجزای سازه‌ای فولادی دو بعدی با روش الگوریتم ژنتیک و روش مقید استاندارد نرمالیزه"، نهمین کنگره بین‌المللی مهندسی عمران، دانشگاه صنعتی اصفهان، ۱۳۹۱.