



Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of
Space Science, Technology
& Applications (Persian)

Vol. 5, No. 1, pp.:125-147
2025

DOI:

10.22034/jssta.2025.471875.1201

Article Info

Received: 1403-05-15
Accepted: 1404-02-22

Keywords

Cubesat, Separation System,
Mechanical Analysis,
Random Vibration, Sine
Vibration

How to Cite this article

A. H. Rahbar, S. M. N. Ghoreishi,
and Y. Seddigh, "Design and
Mechanical Analysis of the
Launch Separation System for the
6U Cubesat under Vibrational
Loads of the Launcher", *Journal
of Space Science, Technology and
Applications*, vol. 5, no. 1,
pp. 125–147, 2025.

original Article

Design and Mechanical Analysis of the Launch Separation System for the 6U Cubesat under Vibrational Loads of the Launcher

Amirhosein Rahbar¹, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi^{2*}, Yaser
Seddigh³

¹ Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology (SUT),
Tehran, Iran

Rahbaramirhosein75@gmail.com

² *Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran
smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

³ Department of Mechanical Engineering, K.N. Toosi University of Technology,
Tehran, Iran

y.seddigh@email.kntu.ac.ir

Abstract

Given the increasing prevalence of CubeSats due to their low research and development costs, there is a need for a reliable standard separation system. The satellite separation system must securely hold the CubeSat during flight, protect it from loads during launch, and accurately deploy it into orbit. Typically made of aluminum, these separation systems include a spring-loaded mechanism to position the satellite in orbit and a locking and release mechanism to secure it during launch. In this paper, the design and analysis of the separation system for a 6U CubeSat are presented. Initially, the design process for the separation system is outlined, considering the requirements related to the satellite and launcher. Subsequently, a 3D modeling process for the separation system is described, taking into account the satellite and launcher requirements. In the design of launch separation system, a new mechanical locking mechanism based on the pin polar has been developed, which improves the accuracy and stability of the lock in launch conditions. This locking mechanism, in addition to bearing the vibration loads caused by the launch, provides higher reliability in maintaining the satellite until the moment of injection into the orbit. Following the modeling phase, dynamic behavior analysis is performed using ADMS and ANSYS software, and finite element analysis of the separation system is conducted to determine its natural frequencies and response to random and sinusoidal loads. Also, quasi-static and buckling analyzes have been performed to ensure the proper strength of the separation system against the launcher loads. The results obtained from the mechanical and dynamic analyzes showed that the well-designed system can release the satellite optimally in the orbit with the appropriate speed while bearing the incoming loads.

طراحی و تحلیل مکانیکی سیستم رهایش ماهواره مکعبی 6U تحت بارگذاری‌های ارتعاشی پرتابگر

امیرحسین رهبر^۱، سید محمد نوید قریشی^{۲*}، یاسر صدیق^۳

۱- دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران

Rahbaramirhosein75@gmail.com

۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

smn.ghoreishi@isrc.ac.ir

۳- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران

y.seddigh@email.kntu.ac.ir

* نویسنده مسئول

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

دو فصلنامه
علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی

سال پنجم، شماره ۱، صفحه ۱۲۵-۱۴۷
بهار و تابستان ۱۴۰۴

DOI:

10.22034/jssta.2025.471875.1201

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۲/۲۲

واژه‌های کلیدی

ماهواره مکعبی، سیستم رهایش،
تحلیل مکانیکی، ارتعاشات اتفاقی،
ارتعاشات سینوسی

نحوه استناد به مقاله

امیرحسین رهبر، سیدمحمد نوید
قریشی و یاسر صدیق، " طراحی و
تحلیل مکانیکی سیستم رهایش
ماهواره مکعبی 6U تحت
بارگذاری‌های ارتعاشی پرتابگر"،
دو فصلنامه علوم، فناوری و
کاربردهای فضایی، جلد پنجم،
شماره اول، صفحات ۱۴۷-۱۲۵،
۱۴۰۴.

چکیده

با توجه به گسترش روزافزون ماهواره‌های مکعبی به دلیل هزینه‌های تحقیق و توسعه پایین آن، نیازمندی به سیستم رهایش استاندارد با قابلیت اطمینان بالا وجود دارد. سیستم رهایش ماهواره باید قادر باشد که ماهواره مکعبی را در طول پرواز به طور امن نگه داشته و از بارهای وارد شده به آن حین پرتاب محافظت کند و پس از قرار گرفتن در مدار، ماهواره را به طور دقیق خارج سازد. سیستم‌های رهایش عمدتاً از جنس آلومینیوم است و شامل یک سیستم صفحه‌ای فنری برای قرار دادن ماهواره در مدار و یک مکانیزم قفل و رهایش برای نگهداری ماهواره درون سیستم رهایش حین پرتاب است. در مقاله پیش رو به طراحی و تحلیل سیستم رهایش یک ماهواره مکعبی 6U پرداخته شده است. بر این اساس در ابتدا روند طراحی سازه سیستم رهایش تشریح شده و الزامات مرتبط با ماهواره و پرتابگر بررسی می‌شود. سپس با در نظر گرفتن الزامات مربوط به ماهواره و پرتابگر فرآیند مدل‌سازی سه بعدی سیستم رهایش در نرم‌افزار تشریح شده است. در طراحی انجام شده، یک مکانیزم قفل مکانیکی جدید بر پایه پین پولر توسعه داده شده است که دقت و پایداری قفل را در شرایط پرتاب بهبود می‌بخشد. این مکانیزم قفل، علاوه بر تحمل بارهای ارتعاشی ناشی از پرتاب، قابلیت اطمینان بالاتری در حفظ ماهواره تا لحظه تزریق به مدار فراهم می‌کند. در ادامه پس از اتمام مدل‌سازی، به تحلیل رفتاری دینامیکی آن به کمک نرم افزار ادمز و انسیس پرداخته شده و در آخر تحلیل المان محدود سازه سیستم رهایش ماهواره مکعبی با هدف تعیین فرکانس‌های طبیعی آن و پاسخ سیستم به بارگذاری‌های اتفاقی و سینوسی انجام شده است. همچنین تحلیل‌های شبه استاتیکی و کمانش جهت اطمینان از استحکام مناسب سیستم رهایش در برابر بارهای پرتابگر انجام شده است. نتایج حاصل شده از تحلیل‌های مکانیکی و دینامیکی صورت گرفته نشان دادند که سیستم طراحی شده به خوبی می‌تواند ضمن تحمل بارهای وارده، ماهواره را به صورت مطلوب در مدار با سرعت مناسب رها سازد.

۱- مقدمه

ماهواره در مدار به صورت همزمان اشاره کرد. در این راستا می‌توان محصولات طراحی شده چهارگانه را نام برد [11]. به دلیل اهمیت سرعت زاویه‌ای ماهواره در هنگام خروج از سیستم رهایش و تزریق در مدار مطلوب، مطالعات و مدل‌سازی‌های دینامیکی متعددی انجام شده است. در صورتی که سرعت ماهواره زیاد باشد، ماهواره نمی‌تواند در مدت زمان مشخص شده در سه محور به پایداری دست یابد. این امر ممکن است بر ارتباطات زمینی ماهواره تأثیرگذار باشد و حتی ممکن است باعث شکست کل مأموریت شود. با این حال، متغیرهای درگیر در محاسبه سرعت زاویه‌ای بسیار زیاد است و حتی ممکن است یک راه حل دقیق برای سرعت زاویه‌ای جداسازی غیرممکن باشد. یکی از مطالعات مهم در این حوزه توسط جو و همکاران انجام شده است که در آن به مدل‌سازی دقیق مکانیزم رهایش پرداخته و نشان داده‌اند که کنترل سرعت زاویه‌ای اولیه رهاسازی می‌تواند از تداخلات ناخواسته جلوگیری کرده و دقت بالایی را در تزریق مدار فراهم کند [12]. به طور مشابه، ثورن و همکاران یک مکانیزم رهایش مبتنی بر سیم‌های قابل سوزش معرفی کرده‌اند که نه تنها وزن سیستم را کاهش می‌دهد بلکه قابلیت رهایش ایمن و سریع را نیز فراهم می‌آورد. این مکانیزم‌ها از سیم‌های حرارتی استفاده می‌کنند که با اعمال جریان الکتریکی، سیم‌ها ذوب شده و قفل سیستم آزاد می‌شود و این امکان را فراهم می‌آورد که ماهواره به دقت از سیستم جدا شود [13]. در مطالعه دیگری، بلینی و همکاران به تحلیل دینامیکی سیستم‌های رهایش تحت شرایط بارگذاری مختلف پرداخته‌اند. آن‌ها با استفاده از روش‌های پیشرفته تحلیل فرکانسی و ارتعاشی، تأثیر بارهای سینوسی و تصادفی را بر عملکرد سیستم بررسی کردند و نشان دادند که چطور می‌توان از پدیده‌های تشدید فرکانسی جلوگیری کرد و مقاومت سیستم را افزایش داد [14]. طراحی هندسی سیستم رهایش یکی از مهم‌ترین جنبه‌های این فناوری است که باید به طور دقیق مورد بررسی قرار گیرد. روش‌های مختلفی برای بهینه‌سازی فضای داخلی سیستم و تنظیم دقیق مسیر خروج ماهواره استفاده شده است. به عنوان مثال، پژوهش‌ها نشان داده‌اند که طراحی با استفاده از ریل‌های جانبی، که ماهواره را در مسیر خروج هدایت می‌کند، می‌تواند دقت فرآیند رهایش را افزایش دهد و از برخوردهای ناخواسته جلوگیری کند [15]. همچنین، استفاده از فنرهای فشاری در طراحی سیستم باعث شده است که بتوان کنترل دقیقی بر روی سرعت و جهت

با رشد استفاده از ماهواره‌های مکعبی^۱ به عنوان یک فناوری مقرون به صرفه و چندمنظوره برای مأموریت‌های فضایی کوچک، طراحی و توسعه سیستم‌های رهایش این ماهواره‌ها اهمیت چشم‌گیری پیدا کرده است. این ماهواره‌ها به دلیل اندازه کوچک و هزینه پایین در توسعه، به عنوان ابزارهای کلیدی برای آزمایش‌ها و پژوهش‌های علمی شناخته می‌شوند. در سال ۱۹۹۹ اولین ماهواره مکعبی که محصول مشترک تحقیقات دانشگاه استنفورد و دانشگاه پلی‌تکنیک کالیفرنیا به فضا پرتاب شد. از آن زمان به بعد توسعه ماهواره‌های مکعبی مورد توجه مراکز علمی و تحقیقاتی مختلفی قرار گرفت [1, 2, 3, 4]. ماهواره‌های مکعبی نیاز به سازوکارهای رهایش دقیق و مطمئن دارند که بتوانند آن‌ها را با ایمنی و دقت بالا به مدار تزریق کنند. سیستم رهایش (پاد) برای حمل ماهواره‌های مکعبی از سطح زمین تا مدار مطلوب استفاده می‌شود. پاد به عنوان یک واسط بین ماهواره مکعبی و پرتابگر، وظیفه مهم جدایش و تزریق ماهواره در مدار مورد نظر را به عهده دارد. ماهواره در طول مدت پرواز از سطح زمین تا رسیدن پرتابگر به ارتفاع مداری در نظر گرفته شده در طراحی آن، درون پاد قرار می‌گیرد. با داشتن پادهای استاندارد، می‌توان انواع ماهواره‌های کوچک را پرتاب و در مدار دلخواه قرار داد. عملکرد صحیح این سیستم در موفقیت مأموریت ماهواره تأثیر گذار است. بنابراین طراحی اصولی و بهینه‌سازی سیستم رهایش کمک شایانی در موفقیت ماهواره خواهد داشت.

در سال‌های اخیر پژوهش‌های بسیاری در زمینه طراحی و تحلیل سیستم‌های رهایش ماهواره مکعبی توسط شرکت‌ها و محققان صورت گرفته است. از جمله این تحقیقات می‌توان به سیستم رهایش طراحی شده برای ماهواره مکعبی که محصول مشترک دانشگاه استنفورد و پلی‌تکنیک [5, 6, 7] است اشاره نمود. مراکز تحقیقاتی دیگری همچون شرکت توسعه فضایی^۲ [8]، T-POD [9] و SPL [10] نیز به طراحی و ساخت سیستم رهایش ماهواره مکعبی پرداخته‌اند. نظر به تنوع در اندازه ماهواره‌های مکعبی و صرفه جویی در هزینه تولید این سیستم، استفاده از طراحی قابل تکرار یکی از نوآوری‌های کاربردی در این صنعت است. از مزیت‌های این نوآوری می‌توان به امکان رهاسازی چندین

^۲ ISIS^۱ CubeSats

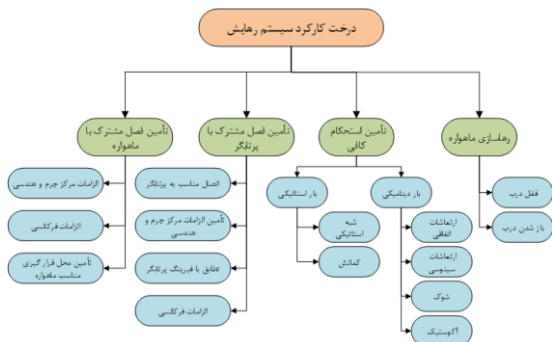
به دلیل تأثیر جرم سازه در رفتار دینامیکی سیستم، جهت بهینه‌سازی چیدمان اجزاء یک سیستم پژوهش‌هایی توسط فکور و همکاران انجام شده است و در این راستا سه دسته روش جهت جانمایی بهینه اجزاء ارائه کرده‌اند [24]. در پژوهشی دیگر، فکور و همکاران با توسعه الگوریتم ژنتیک، بهینه‌سازی در جانمایی و چیدمان اجزاء یک ماهواره را انجام داده‌اند [25]. طراحی و تحلیل سیستم‌های ره‌ایش ماهواره‌های مکعبی نیازمند در نظر گرفتن جنبه‌های متعدد از جمله طراحی هندسی، مکانیسم‌های ره‌ایش و تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی است [26]. پژوهش‌های اخیر در این حوزه، با معرفی روش‌های نوین و بهینه‌سازی‌های ساختاری، تلاش کرده‌اند تا سیستم‌هایی با وزن کمتر، مقاومت بالاتر و دقت بیشتری را ارائه دهند که بتوانند به‌طور مؤثر در شرایط سخت پرتاب عمل کنند [5].

با توجه به پیشینه تحقیق بررسی شده مشخص می‌گردد که بررسی سازه‌ای و تحلیل المان محدود سیستم‌های ره‌ایش ماهواره مکعبی در برابر بارهای پرتابگر کمتر مورد توجه محققان قبلی قرار گرفته است. بنابراین در این مقاله ضمن ارائه یک طراحی مناسب برای سیستم ره‌ایش ماهواره مکعبی با در نظر گرفتن تمام ملاحظات مورد نیاز پرتابگر انجام شده است. در این طراحی، یک مکانیزم قفل مکانیکی جدید بر پایه پین پولر توسعه داده شده است که دقت و پایداری قفل را در شرایط پرتاب بهبود می‌بخشد. این مکانیزم قفل، علاوه بر تحمل بارهای ارتعاشی ناشی از پرتاب، قابلیت اطمینان بالاتری در حفظ ماهواره تا لحظه تزریق به مدار فراهم می‌کند. تحلیل‌های المان محدود مورد نیاز شامل تحلیل مودال برای استخراج فرکانس و شکل مودهای سیستم ره‌ایش و همچنین تحلیل ارتعاشات اتفاقی و سینوسی همچنین تحلیل شبه‌استاتیک به کار گرفته شده‌اند تا اطمینان حاصل شود که سیستم ره‌ایش طراحی شده قادر به تحمل بارهای مختلف پرتاب و تزریق ماهواره به مدار با دقت بالا است.

۲- توصیف عملکرد و اجزاء سیستم ره‌ایش ماهواره

ماهواره مکعبی گونه‌ای از ماهواره‌ها است که دارای شکل ظاهری و هندسی مشابه با مکعب مستطیل است. به صورت استاندارد، هر ماهواره مکعبی از واحدهای ۱ کوچکتری ساخته شده است که ابعاد استاندارد این واحدها یک مکعب به ضلع ۱۰ سانتی‌متر است. در

خروج ماهواره داشت [16]. در طراحی سیستم‌های ره‌ایش، مکانیزم‌های مختلفی برای ره‌اسازی ماهواره به کار می‌رود که هر یک دارای مزایا و محدودیت‌های خاص خود هستند. به عنوان مثال، یکی از روش‌های پرکاربرد در این حوزه، استفاده از فنرهای فشاری است که امکان تزریق ماهواره به مدار با سرعت کنترل شده را فراهم می‌آورد. این فنرها در داخل سیستم قرار می‌گیرند و با باز شدن درب سیستم، ماهواره را به بیرون پرتاب می‌کنند [17]. همچنین، سیستم‌های مبتنی بر گازهای فشرده نیز به عنوان یکی دیگر از روش‌های ره‌ایش معرفی شده‌اند که اگرچه هزینه بیشتری دارند، اما کنترل بیشتری بر سرعت و جهت خروج ماهواره دارند و به کاهش شوک‌های وارده کمک می‌کنند [9]. یکی دیگر از مکانیزم‌های جدید معرفی شده، استفاده از آلیاژهای حافظه‌دار است که با استفاده از یک سیگنال حرارتی می‌تواند ماهواره را آزاد کند [18]. این روش با وجود قابلیت‌های بالا، هنوز در مراحل آزمایشی قرار دارد و به دلیل نوپایی فناوری، قابلیت اطمینان آن به اندازه روش‌های سنتی نیست. با این حال، این روش می‌تواند برای کاهش شوک‌های ره‌ایش و افزایش امنیت سیستم در محیط‌های ارتعاشی بسیار کارآمد باشد. برای اطمینان از پایداری و ایمنی سیستم‌های ره‌ایش، استفاده از تحلیل‌های دینامیکی و استاتیکی ضروری است. تحلیل‌های مودال و بررسی فرکانس‌های طبیعی سیستم از جمله روش‌هایی هستند که می‌توانند به تعیین نقاط ضعف ساختاری کمک کرده و از بروز پدیده‌های تشدید جلوگیری کنند [19]. به عنوان مثال، مطالعه‌ای که توسط جو و همکاران انجام شده، نشان داده است که بررسی و تنظیم فرکانس‌های طبیعی می‌تواند از وقوع پدیده‌های ناخواسته و ارتعاشات غیرقابل کنترل در سیستم جلوگیری کند و به حفظ پایداری سیستم در شرایط پرتاب کمک کند [20]. در پژوهش‌های اخیر، استفاده از تحلیل‌های المان محدود برای بررسی مقاومت سازه‌ای سیستم‌های ره‌ایش و ماهواره مورد توجه قرار گرفته است. پژوهش‌های انجام شده نشان داد که استفاده از تحلیل المان محدود می‌تواند به شبیه‌سازی دقیق بارهای وارده و تحلیل پاسخ سیستم به این بارها کمک کند [21, 22]. این روش‌ها به‌ویژه در تحلیل بارهای تصادفی و سینوسی که در حین پرتاب به سیستم اعمال می‌شوند، کارآمد هستند و می‌توانند نقاط ضعف و قوت سیستم را پیش از تولید نهایی مشخص کنند [23].



شکل ۲: درخت کارکرد سیستم رهایش ماهواره

۲-۲- معماری فیزیکی و اجزاء سازنده سیستم رهایش

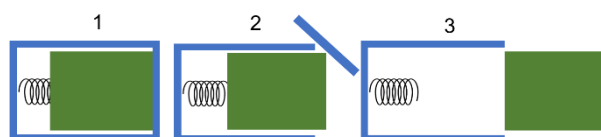
بر اساس درخت کارکرد سیستم رهایش، اصلی‌ترین وظیفه آن محافظت از ماهواره در برابر بارهای مسیر پرتاب و تزریق ماهواره به مدار مطلوب است. بر این اساس زیرسیستم‌های سازنده سیستم رهایش ماهواره شامل محفظه نگهدارنده، عملگرها، سیستم کنترل لرزش و سیستم‌های ایمنی و بازرسی در ادامه مطالعه شده است.

۲-۲-۱- محفظه نگهدارنده

محفظه نگهدارنده یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم رهایش است. این محفظه وظیفه محافظت از ماهواره در برابر تنش‌ها، شوک‌ها و لرزش‌های شدید در طول پرتاب را بر عهده دارد. طراحی محفظه باید به گونه‌ای باشد که بتواند نیروهای گوناگونی که بر آن اعمال می‌شود، از جمله شتاب‌های بسیار زیاد، لرزش‌های مکانیکی و تغییرات دمایی را تحمل کند. معمولاً این محفظه‌ها از مواد سبک و مقاومی مانند آلیاژهای آلومینیوم یا تیتانیوم ساخته می‌شوند که هم چگالی کمی دارند و هم مقاوم به فشار و حرارت هستند. محفظه نگهدارنده علاوه بر حفاظت از محموله، فضای کافی برای نصب و تعبیه زیرسیستم‌های مختلف ماهواره را فراهم می‌کند. در برخی مدل‌ها، این محفظه‌ها مجهز به پنجره‌های بازبینی هستند تا امکان بازرسی و کنترل ماهواره در مراحل قبل از پرتاب فراهم شود. این قابلیت از اهمیت زیادی برخوردار است، زیرا امکان مشاهده وضعیت دقیق ماهواره و تأیید صحت آن را به‌ویژه در مأموریت‌های حساس فراهم می‌کند. علاوه بر این، محفظه باید از نظر طراحی به گونه‌ای باشد که بتواند به راحتی با مکانیزم‌های مختلف قفل و رهایش ماهواره ترکیب شود. این تطبیق‌پذیری باعث می‌شود که محفظه‌ها در مأموریت‌های مختلف و پرتاب‌های چندگانه کاربردی باشند. از نظر فنی، ضخامت دیواره‌های محفظه و استفاده از مواد جاذب شوک و لرزش از جمله پارامترهای مهمی

ادبیات علمی، هر واحد به اختصار با نماد U شناخته می‌شود و ماهواره‌ای که 6U است از شش واحد مکعبی استاندارد ساخته شده است.

سیستم‌های رهایش ماهواره‌های مکعبی شامل مجموعه‌ای از اجزای کلیدی هستند که همگی به صورت هماهنگ عمل می‌کنند تا ماهواره را ایمن نگه دارند و در زمان مناسب، آن را در مدار آزاد کنند. این اجزا شامل محفظه نگهدارنده، مکانیزم‌های قفل و آزادسازی، عملگرها، سیستم‌های کنترل لرزش، و سیستم‌های ایمنی و بازبینی هستند. سیستم رهایش ماهواره مکعبی با هدف ایجاد واسط بین پرتابگر و ماهواره مکعبی کاربری دارد. لذا این سیستم باید ماهواره را از بارهای استاتیکی و دینامیکی وارد شده از طرف پرتابگر حفظ کرده و در زمان مطلوب، ماهواره را به مدار طراحی شده تزریق کند. همانطور که در شکل ۱ نشان داده شده است؛ در مرحله اول، فنر طراحی شده در سیستم رهایش تحت نیروی وزن ماهواره و نیروی فشاری اعمال شده توسط درب سیستم رهایش تحت فشردگی قرار می‌گیرد. در مرحله دوم از طریق عملکرد مکانیزم در زمان مطلوب، قفل مکانیکی درب سیستم رهایش را باز کرده و بخشی از نیروی فشردگی فنر آزاد شده و موجب آزادسازی ماهواره می‌شود. ماهواره به کمک انرژی آزاد شده فنر به طرف درب سیستم رهایش حرکت می‌کند. در آخرین مرحله با بازگشت فنر به طول اولیه و اعلام سنسورهای تعبیه شده در درب سیستم رهایش، ماهواره با سرعت مطلوب از پاد خارج شده و به مدار تزریق می‌گردد.



شکل ۱: توصیف عملکرد سیستم رهایش ماهواره

۲-۱- درخت کارکرد سیستم رهایش ماهواره

درخت کارکرد نشان می‌دهد که چگونه یک سیستم با ترکیب فعالیت‌های مختلف، وظیفه خود را انجام می‌دهد. با توجه به اینکه سیستم رهایش وظیفه محافظت از ماهواره در برابر بارهای مسیر پرتاب، اتصال به پرتابگر و رهاسازی ماهواره در مدار را دارد، درخت کارکرد آن در شکل ۲ ارائه شده است.

آزادسازی استفاده می‌کنند. یکی از مزایای این سیستم‌ها این است که می‌توانند با دقت بیشتری زمان‌بندی شوند و امکان خطای کمتری در رهایش محموله وجود دارد. در برخی موارد، عملگرهای الکتریکی با سیستم‌های کنترلی پیشرفته ترکیب می‌شوند تا امکان تنظیم دقیق‌تر رهایش را فراهم آورند.

۴-۲-۲- سیستم کنترل لرزش

کنترل لرزش یکی از چالش‌های مهم در رهایش ماهواره‌ها است. هنگامی که ماهواره‌ها از سیستم رهایش خارج می‌شوند، لرزش‌های ناشی از فرآیند رهایش ممکن است باعث اختلال در عملکرد محموله‌ها شوند. این لرزش‌ها می‌توانند بر تجهیزات حساس، مانند آنتن‌ها، دوربین‌ها یا حسگرهای دیگر تأثیر منفی بگذارند و حتی باعث خرابی شوند. برای حل این مشکل، سیستم‌های رهایش به مکانیزم‌های کاهش لرزش مجهز می‌شوند. این مکانیزم‌ها می‌توانند شامل دمپرهای مکانیکی باشند که نیروهای وارد شده ناشی از لرزش‌ها را جذب کرده و از انتقال آن‌ها به ماهواره جلوگیری می‌کنند. همچنین، برخی سیستم‌ها از مواد جاذب شوک استفاده می‌کنند که نیروهای وارد شده را به حداقل می‌رسانند.

۵-۲-۲- سیستم‌های ایمنی و بازبینی

سیستم‌های ایمنی و بازبینی نقش مهمی در تضمین عملکرد صحیح سیستم رهایش دارند. این سیستم‌ها برای جلوگیری از رهایش ناخواسته و اطمینان از صحت عملیات طراحی شده‌اند. یکی از وظایف اصلی این سیستم‌ها، مانیتورینگ وضعیت محموله و سیستم رهایش در طول مراحل مختلف پرتاب و قبل از رهایش است. سیستم‌های ایمنی به گونه‌ای طراحی شده‌اند که در صورت بروز هرگونه خطا یا نقص، عملیات رهایش را متوقف کنند. این سیستم‌ها معمولاً شامل سوئیچ‌های ایمنی و سنسورهایی هستند که وضعیت قفل‌ها و سایر پارامترهای حیاتی را بررسی می‌کنند. در برخی موارد، این سیستم‌ها می‌توانند به‌طور خودکار اقدامات تصحیحی انجام دهند یا هشدارهایی به تیم کنترل ارسال کنند.

۳- روند طراحی و تحلیل سیستم رهایش ماهواره

روند مطلوب جهت طراحی و تحلیل سیستم رهایش در شکل ۳ نشان داده شده است. بر اساس این شکل، در گام اول جهت طراحی سازه سیستم رهایش می‌بایست الزامات و قیود هندسی ماهواره برای مثال ابعاد ماهواره و تلورانس بین پنل‌های خورشیدی ماهواره و سیستم هدایت‌کننده ماهواره به خارج از پاد استخراج شود. در

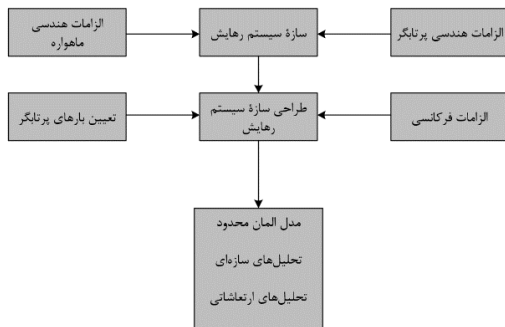
هستند که در طراحی آن در نظر گرفته می‌شوند. همچنین، سطح داخلی محفظه باید به گونه‌ای باشد که کمترین تماس ممکن با ماهواره را داشته باشد تا از بروز هرگونه آسیب به تجهیزات حساس جلوگیری شود. محفظه‌ها معمولاً به صورت محفظه‌های بسته طراحی می‌شوند که از ماهواره در برابر نیروهای خارجی محافظت می‌کنند. در برخی موارد، سطح داخلی محفظه با مواد جاذب شوک پوشیده می‌شود تا از انتقال لرزش‌های ناخواسته به ماهواره جلوگیری شود.

۲-۲-۲- مکانیزم قفل و رهایش

مکانیزم قفل و آزادسازی یکی از مهم‌ترین اجزای سیستم رهایش است که وظیفه نگه‌داشتن ماهواره‌ها در طول مراحل پرتاب و سپس آزادسازی دقیق آن‌ها در مدار را بر عهده دارد. این مکانیزم باید بسیار مطمئن باشد، زیرا هرگونه خطا در عملکرد آن می‌تواند باعث آزادسازی زود هنگام یا دیر هنگام محموله شود که منجر به شکست مأموریت خواهد شد. مکانیزم‌های قفل معمولاً به دو دسته اصلی قفل‌های مکانیکی و قفل‌های الکترومکانیکی تقسیم می‌شوند. در نوع مکانیکی، از قطعاتی مانند پیچ و فنر استفاده می‌شود که ماهواره را در جای خود نگه می‌دارد و با آزادسازی نیرو، ماهواره را به مدار می‌فرستد. در نوع الکترومکانیکی، سیگنال‌های الکتریکی به کار می‌روند تا عمل قفل‌گشایی انجام شود. بیشتر سیستم‌های قفل و آزادسازی در ماهواره‌ها از فنرهای فشاری بهره می‌برند که در لحظه آزادسازی، انرژی پتانسیل ذخیره‌شده در فنر باعث رهایش محموله می‌شود.

۳-۲-۲- عملگرهای مکانیکی و الکتریکی

عملگرهای الکتریکی و مکانیکی جزء حیاتی سیستم‌های رهایش هستند که وظیفه آغاز فرآیند آزادسازی محموله را بر عهده دارند. این عملگرها با دریافت سیگنال‌های کنترلی، مکانیزم قفل و رهایش را فعال کرده و ماهواره را در زمان تعیین شده آزاد می‌کنند. عملگرهای مکانیکی معمولاً به صورت فنر یا پیستون‌های کوچک عمل می‌کنند. در این سیستم‌ها، یک نیروی مکانیکی به کمک فشار یا فنر ذخیره می‌شود و با آزاد شدن آن، محموله به سمت بیرون پرتاب می‌شود. این نوع عملگرها معمولاً ساده‌تر و قابل‌اعتمادتر هستند، اما ممکن است دقت بالای مورد نیاز برای برخی مأموریت‌های حساس را نداشته باشند. عملگرهای الکتریکی، از سوی دیگر، معمولاً دقت بیشتری دارند. این سیستم‌ها از سیگنال‌های الکتریکی برای فعال‌سازی مکانیزم‌های قفل و



شکل ۳: الگوی طراحی و تحلیل سیستم رهایش ماهواره مکعبی

۲-۳ بارهای اعمالی بر سازه سیستم رهایش

طراحی سازه سیستم رهایش باید بر اساس بارهای وارد بر آن در طول چرخه عمر انجام آن گیرد. این بارها شامل بارگذاری‌های پرتابگر در مسیر رسیدن به مدار مطلوب و بارهای حمل و نقل است. بارهای مسیر پرتاب مهم‌ترین بارهای اعمالی به ماهواره و سیستم رهایش می‌باشند.

سیستم رهایش از طریق یک سازه واسط به پرتابگر متصل خواهد شد. بارهای وارد شده به سیستم رهایش در مسیر انتقال از زمین به ارتفاع مداری از نوع استاتیک و دینامیک می‌باشد. اصلی‌ترین بارهای وارد شده به سازه در مدت زمان پرتاب که در طراحی باید در نظر گرفته شود به شرح زیر است [27]:

۱-۱-۳- شتاب‌های شبه استاتیک

نیروی پیش‌رانش موشک عامل ایجاد یک نیروی نسبتاً ثابت در طول محور پرتابگر است. این نیرو در سه جهت اصلی بر حسب ضریبی از شتاب جاذبه زمین شبیه‌سازی می‌شود. این بارگذاری به مرکز جرم سازه اعمال می‌گردد.

۲-۱-۳- ارتعاشات سینوسی

ارتعاشات سینوسی با فرکانس پایین ناشی از کوبلینگ مودهای فرکانسی پرتابگر و بارهای اعمالی در فازهای مختلف پرتاب است. پروفیل بارگذاری سینوسی در شکل ۴ آورده شده است.

ادامه، قیود هندسی پرتابگر مانند محل نصب و نحوه اتصال به پرتابگر مشخص می‌شود. با ترکیب قیود پرتابگر و ماهواره یک مدل سه بعدی اولیه به کمک نرم‌افزارهای مدل‌سازی سه بعدی مانند سالیدورک و یا کتیا ایجاد می‌شود به گونه‌ای که تحمل بارهای وارد شده به سازه حین پرتاب و قرارگیری در ارتفاع مداری مطلوب را داشته باشد. سپس با استفاده از یکی از نرم‌افزارهای اجزاءمحدود نظیر آباکوس، انسیس، نسترن و پترن و غیره مدل المان محدود سازه سیستم رهایش ایجاد می‌گردد. با وجود مدل المان محدود تمامی تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی سیستم رهایش انجام می‌شود. در صورتی که تنش‌ها، کرنش‌ها و فرکانس‌های طبیعی در محدوده سازگاری و مطلوب نباشد، مجدداً سازه سیستم رهایش مورد باز طراحی قرار می‌گیرد. در صورتی که طراحی صورت گرفته در شبیه‌سازی‌های استاتیکی و دینامیکی قیود مطلوب را برآورده کرد، سازه قابلیت ساخت و تست با رعایت استانداردهای فضایی را خواهد داشت.

۱-۳-۱ ملاحظات طراحی و جانمایی سازه سیستم رهایش

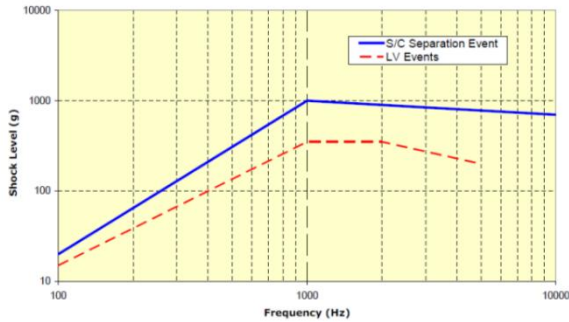
جهت موفقیت مأموریت ماهواره، سیستم رهایش طراحی شده باید سازگار با الزامات پرتابگر و ماهواره باشد. ملاحظات کلیدی جهت طراحی دقیق سیستم رهایش در ادامه اشاره شده است:

سفتی و استحکام: سازه سیستم رهایش ماهواره باید دارای استحکام و سفتی کافی برای تحمل بارهای وارد شده از سوی پرتابگر باشد.

مشخصات جرمی و هندسی: چینش تجهیزات باید به گونه‌ای باشد که ویژگی‌هایی مثل مرکز جرم و ممان اینرسی ماهواره و سیستم رهایش در محدوده مجاز قرار بگیرد.

انتخاب مواد خام: به منظور اطمینان از انبساط و انقباض یکسان بین ماهواره و سیستم رهایش و به هم نخوردن تلورانس‌های هندسی، جنس ماده به کار رفته در ساخت سیستم رهایش با جنس ماده به کار رفته در ساخت ماهواره یکسان باشد. جلوگیری از کوبلینگ دینامیکی: به منظور جلوگیری از وقوع کوبلینگ دینامیکی بین پرتابگر و سیستم رهایش، سازه مجموعه سیستم رهایش و ماهواره از نظر سفتی باید به گونه‌ای باشد که حداقل فرکانس‌های اول طولی و عرضی آن از فرکانس‌های اول طولی و عرضی پرتابگر بیشتر باشد.

اتصال به پرتابگر: تمهیدات مناسب جهت نصب سیستم رهایش بر روی پرتابگر دیده شود و همچنین دریچه دسترسی مناسب برای مدارات الکترونیکی تعبیه گردد.



شکل ۶: پروفیل بارگذاری شوک در پرتابگر سایوز [28]

۳-۲- بارگذاری‌های ترکیبی

بارهای پرتاب دارای هم‌پوشانی زمانی می‌باشند. لذا به منظور پوشش دادن این موضوع و اطمینان از صحت عملکرد سازه، تحلیل سازه تحت بارگذاری ترکیبی انجام می‌گردد.

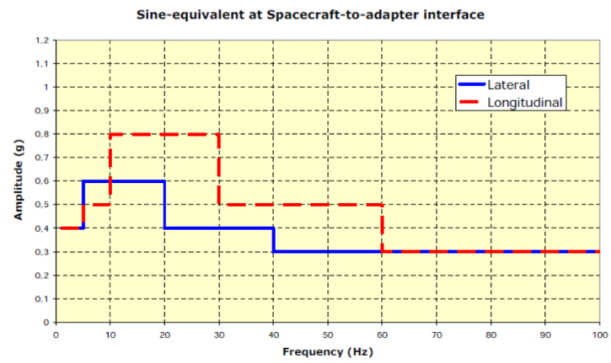
سیستم رهایش ماهواره در طول مسیر پرتاب ترکیبی از بارهای ارتعاشی را تجربه می‌نماید که شامل موارد زیر است:

۱. ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
۲. ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر
۳. بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی
۴. بارهای استاتیکی ناشی از شوک

در صورت ترکیب بارگذاری‌های فوق در مجموع ۷۸ حالت مختلف بارگذاری ایجاد می‌شود که سازه سیستم رهایش ماهواره باید به گونه‌ای طراحی شود تا در همه حالت‌های بارگذاری مطرح شده در محدوده ایمن و مجاز از لحاظ تنش قرار بگیرد. روش محاسبه این بارگذاری‌ها بر اساس روابط مایلز است که در ادامه بررسی شده است.

۳-۲-۱- بارگذاری معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی

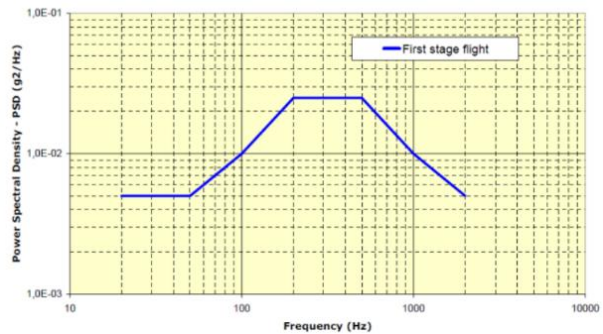
بارگذاری معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RVL) و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر با توجه به روابط مایلز محاسبه می‌گردند. طبق روابط مایلز، جهت تعیین شتاب‌های RVL، در گام اول باید تحلیل مودال سازه سیستم رهایش با هدف استخراج مودها فرکانسی به گونه‌ای انجام شود که حدود ۹۰٪ جرم سازه به عنوان جرم انباشته شده در سازه بدست آید. در نهایت با



شکل ۴: ارتعاشات سینوسی پرتابگر سایوز [28]

۳-۱-۳- ارتعاشات اتفاقی

ارتعاشات اتفاقی به علت ارتعاشات موجود در موتورهای پرتابگر، نیروهای آیرودینامیکی موجود در مسیر حرکت پرتابگر در فضا و نیروهای آکوستیکی ایجاد می‌گردد. این بارگذاری از طریق رینگ پرتابگر به سازه سیستم رهایش و ماهواره منتقل می‌شود. یک نمونه از این بارگذاری در شکل ۵ آورده شده است.



شکل ۵: ارتعاشات اتفاقی پرتابگر سایوز [28]

۳-۱-۴- شوک

این پدیده به علت جدایش موتورها و تمامی سازه‌هایی که قابلیت گسترش یا جدایش دارند، ایجاد می‌گردد. بیشترین سهم در بارگذاری شوک روی سازه ماهواره و سیستم رهایش مربوط به مراحل جدایش پرتابگر است. پروفیل این بارگذاری که برای پرتابگر سایوز است در شکل ۶ آورده شده است.

۲-۳-۳- بارهای استاتیکی ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر

جهت تعیین بارگذاری معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی از معادله (۳) استفاده می‌شود [29]:

$$Q_{Sine} = g_{Input} \times Q \times SF \quad (3)$$

در معادله (۳)، g_{Input} در هر جهت برابر با شتاب بدست آمده از روی نمودار بارگذاری ارتعاشات سینوسی وارد شده به سیستم رهایش از طرف پرتابگر در فرکانس طبیعی اول محاسبه شده در آن جهت است. در این معادله Q و SF به ترتیب ضریب تقویت و ضریب اطمینان هستند. ضریب اطمینان مطابق با اسناد پرتابگر برابر با ۱/۵ و ضریب تقویت برابر با ۱۰ در نظر گرفته می‌شود. با محاسبه شتاب‌های Q_{Sine} در جهات مختلف، بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی از معادلات موجود در جدول (۲) به دست می‌آیند [29]:

جدول (۲): بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات سینوسی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر [29]

حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۳۲-۲۵	$\pm QSL_{AX}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm \left(\frac{QSL_{LAT} + QS_{Sine-LAT}}{QS_{Sine-LAT}} \right)$
۴۰-۳۳	$\pm QSL_{AX}$	$\pm \left(\frac{QSL_{LAT} + QS_{Sine-LAT}}{QS_{Sine-LAT}} \right)$	$\pm QSL_{LAT}$
۴۸-۴۱	$\pm \left(\frac{QSL_{LAT} + QS_{Sine-AX}}{QS_{Sine-AX}} \right)$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm QSL_{LAT}$

۳-۲-۳- بارهای معادل ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی در آزمون ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی سیستم رهایش، سازه تحت بارگذاری ارتعاشات اتفاقی در سطح ۶ دسی‌بل بیشتر از مقادیر موجود در اسناد پرتابگر به مدت دو دقیقه قرار می‌گیرد. مقدار بارهای معادل استخراج شده در این حالت مانند روشی که در محاسبه بارهای ارتعاشات اتفاقی پرتابگر است با این اختلاف که در این حالت اندازه مقادیر PSD موجود در دفترچه پرتابگر چهار برابر بیشتر در نظر گرفته می‌شوند. این آزمون در هر سه جهت

انتخاب مودهایی که دارای جرم موثر بیشتر از ۲٪ هستند و با استفاده از معادله ۱، شتاب‌های RVL در جهات مختلف محاسبه می‌شوند [29]:

$$P_i = \sqrt{\frac{\pi}{2} \times f_i \times Q \times W_i \times g \times m_{eff,i}} \quad (1)$$

در معادله ۱، f_i و W_i به ترتیب فرکانس طبیعی و مقدار PSD در مود i ام و Q ضریب تقویت است. در این معادله $m_{eff,i}$ جرم موثر بدست آمده در مود i ام و g مقدار شتاب جاذبه زمین است. در نهایت شتاب‌های معادل RVL در سه جهت اصلی دستگاه مختصات همچنین با اعمال ضریب ۳ در محاسبات آن بر اساس نتایج آماری در تعیین بارگذاری معادل و با استفاده از معادله ۲ محاسبه می‌شوند [29]:

$$RVL = 3 \times \frac{\sqrt{\sum P_i^2}}{\sum m_{eff,i} \times g} \quad (2)$$

با تعیین شتاب‌های RVL در سه جهت اصلی، بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی (RVL) و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر با استفاده از معادلات موجود در جدول (۱) محاسبه می‌شوند.

جدول (۱): بارهای معادل ناشی از ترکیب ارتعاشات اتفاقی و بارهای شبه استاتیکی پرتابگر [29]

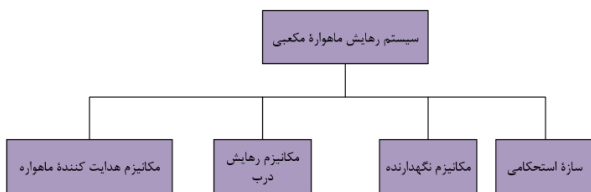
حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۸-۱	$\pm QSL_{AX}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Y}^2}$
۱۶-۹	$\pm QSL_{AX}$	$\pm \sqrt{QSL_{LAT}^2 + RVL_{LAT-Z}^2}$	$\pm QSL_{LAT}$
۲۴-۱۷	$\pm \sqrt{QSL_{AX}^2 + RVL_{AX-X}^2}$	$\pm QSL_{LAT}$	$\pm QSL_{LAT}$

جدول (۴): بارهای استاتیکی ناشی از شوک [29]

حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۷۴-۷۳	-	-	$\pm g_{Shock-LAT-Y}$
۷۶-۷۵	-	$\pm g_{Shock-LAT-Z}$	-
۷۸-۷۷	$\pm g_{Shock-AX-X}$	-	-

۴- طراحی سازه سیستم رهایش ماهواره 6u

قیود هندسی و الزامات مرتبط با پرتابگر و ماهواره به عنوان ورودی در طراحی سیستم رهایش در نظر گرفته می‌شوند. بر این اساس سیستم رهایش ماهواره مکعبی 6u دارای زیر سیستم‌هایی مطابق شکل ۷ خواهد بود. با توجه به اینکه در استاندارد فضایی اتحادیه اروپا (ECSS) جهت طراحی سازه‌های فضایی الزامات مشخصی بیان گردیده است، لذا در طراحی این سیستم رهایش الزامات و قیود بررسی و تطبیق داده شده است.



شکل ۷: بخش‌های مختلف سیستم رهایش ماهواره مکعبی

۴-۱ مکانیزم هدایت کننده ماهواره

با توجه به اینکه در طراحی ستون‌های ماهواره چه روشی برای انتقال آن درون پاد در نظر گرفته شده است، مکانیزم هدایت کننده می‌تواند به سه طریق مختلف باشد:

۱. استفاده از پین (خار): در این حالت در ستون‌های ماهواره پین یا خار ایجاد شده و متناظر با آن در ستون‌های سیستم رهایش جا خار یا مادگی پین طراحی می‌گردد. در این روش پیچیدگی‌های ساخت و تلووانس‌گذاری دقیق جهت اطمینان از خروج ماهواره از پاد در زمان مطلوب از چالش‌های اصلی خواهد بود.
۲. استفاده از زائده: در این حالت دو زائده مشابه کشوها در ماهواره طراحی می‌شود و این زائده‌ها با سیستم رهایش

اصلی سیستم رهایش ماهواره به صورت مجزا انجام می‌شود و بارهای جانبی نیز در هر جهت برابر ۱۰٪ جهت اصلی اعمال بار فرض می‌شوند. با توجه به این توضیحات، بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی برای آزمون مدل کیفی سیستم رهایش ماهواره با استفاده از روابط جدول (۳) محاسبه می‌گردد [29].

جدول (۳): بارهای استاتیکی ناشی از ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی [29]

حالت بارگذار ی	طولی (در جهت X)	عرضی (در جهت Z)	عرضی (در جهت Y)
۵۶-۴۹	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Y}$	$\pm RVL_{LAT-Y}$
۶۴-۵۷	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$	$\pm RVL_{LAT-Z}$	$\pm 0.1 \times RVL_{LAT-Z}$
۷۲-۶۵	$\pm RVL_{AX-X}$	$\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$	$\pm 0.1 \times RVL_{AX-X}$

۴-۲-۳- بارهای استاتیکی ناشی از شوک

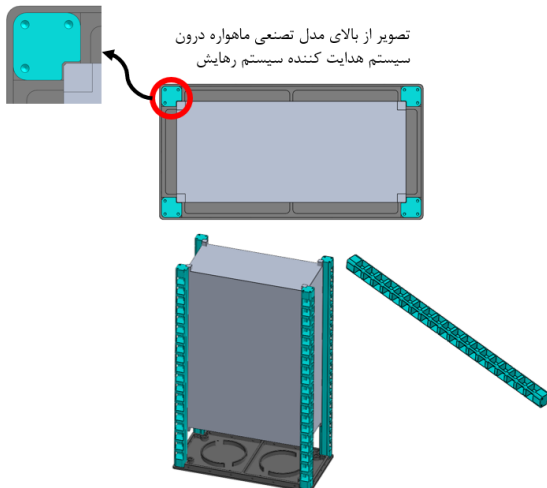
بارگذاری معادل ناشی از شوک بعد از تعیین مودهای موثر در جهات مختلف، با ضرب نیروهای شوک مندرج در اسناد پرتابگر در هر جهت در درصد جرمی مودال سازه در مودهای منتخب به دست می‌آید. اندازه نیروی معادل سازی شده شوک وارد بر سازه در هر جهت مساوی با بیشینه نیروی بدست آمده از هر مود می‌باشد. با این توضیحات نیروی معادل سازی شده شوک وارد بر سازه در هر جهت با استفاده از معادله (۴) محاسبه می‌شود [29].

$$g_{Shock} = S_i \times \frac{m_{eff,i}}{M_{Total}} \quad (4)$$

در معادله ۴ S_i در هر جهت برابر با مقدار نیروی شوک بدست آمده از روی نمودار شوک وارد شده از طرف پرتابگر در فرکانس منتخب در آن جهت است. همچنین در معادله مذکور $m_{eff,i}$ و M_{Total} به ترتیب جرم موثر در مود i و جرم کل سیستم رهایش هستند. در نهایت پس از تعیین شتاب‌های g_{Shock} در جهات مختلف، بارهای استاتیکی ناشی از شوک از طریق معادلات موجود در جدول (۴) به دست می‌آیند [29].

جدول (۵) مشخصات هندسی مکانیزم هدایت کننده

ابعاد	المان
$407.9 \times 20 \times 20\text{mm}$	ستون
$260.3 \times 134 \times 12\text{mm}$	صفحه تحتانی



شکل ۸: هدایت کننده ماهواره در سیستم رهایش

با توجه به بارگذاری‌های مختلفی که روی سیستم رهایش اتفاق می‌افتد امکان وجود کمانش نیز در ریل (ستون)‌ها وجود خواهد داشت. لذا در بخش تحلیل و محاسبات فنی این مورد بررسی گردیده است.

همانطور که در شکل ۸ نشان داده شده است ریل‌ها با توجه به بودجه جرمی سازه سبک سازی شده‌اند به گونه‌ای که امر ساخت آن‌ها دچار پیچیدگی نشود. همچنین جهت اتصال مطمئن به رینگ پرتابگر قطعات بیضوی شکلی با ابعاد $25 \times 10 \times 12\text{mm}$ طبق شکل ۹ طراحی شده است تا به کمک آن‌ها سیستم رهایش به رینگ پرتابگر متصل گردد. این قطعات از طریق دو پیچ M3 به ستون‌های سیستم رهایش متصل گشته و از طریق یک پیچ M6 به رینگ پرتابگر متصل خواهد شد. استفاده از این قطعات این مزیت را در طراحی ایجاد کرده است که در هنگام تنظیم مرکز جرم می‌توان محل اتصال را به کمک آن‌ها تغییر داد.

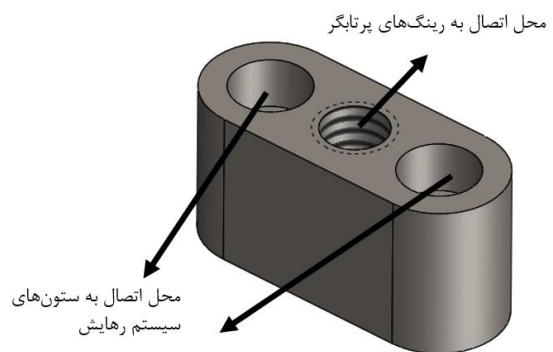
درگیر می‌شوند. در این روش نیز به دلیل وجود پیچیدگی‌های ساخت و احتمال عدم انطباق در تلورانس‌های هندسی که منجر به خروج نامطمئن ماهواره می‌گردد، در این مقاله از این الگوی طراحی استفاده نشده است.

۳. استفاده از ریل: در این روش ماهواره چهار ریل در هر یک از وجوه خود دارد که این ریل‌ها در تماس با ستون‌های سیستم رهایش قرار می‌گیرند اما بخش‌های دیگر از بدنه ماهواره، تماسی با سیستم رهایش نخواهند داشت. به دلیل قابلیت اطمینان بیشتر این روش نسبت به دو روش دیگر و عدم وجود پیچیدگی‌های ساخت و تولید در این روش، پیشبرد طراحی ستون‌های سیستم رهایش در این مقاله مطابق با این روش می‌باشد.

در طراحی انجام شده برای ستون‌های سیستم رهایش به عنوان یک سیستم هدایت فیزیکی، ماهواره با استفاده از انرژی ذخیره شده در فنر و با باز شدن درب سیستم رهایش، ماهواره در مسیر مشخصی به مدار مطلوب انتقال می‌یابد. ستون‌های طراحی شده با هدف کاهش جرم کل سیستم رهایش و بهینه‌سازی در هندسه آن با توجه به تنش‌های وارده، مطابق با شکل ۸ سبک‌سازی شده است. در قسمت فوقانی و انتهایی ستون‌های طراحی شده توسط سه پیچ M3 به صفحات بالا و پایین سیستم رهایش متصل می‌گردد. ریل‌ها (ستون‌ها) به عنوان سازه استحکامی نیز در سیستم رهایش نقش دارند لذا در طراحی ریل‌های هدایت کننده ماهواره باید تمامی بارگذاری‌های شبه استاتیکی و دینامیکی را مدنظر قرار داد، همچنین ساخت آن‌ها با دقت بالایی انجام می‌شود. طبق شکل ۸ ستون‌هایی طراحی شده است که علاوه بر نقش هدایت کننده فیزیکی ماهواره به عنوان المان استحکامی سیستم نیز در نظر گرفته می‌شود.

مطابق با شکل ۸، در طراحی سازه اصلی سیستم رهایش چهار ستون سبک‌سازی شده، هر کدام از طریق سه پیچ M4 به صفحه تحتانی پاد و به طور مشابه به صفحه فوقانی پاد اتصال پیچی خواهند داشت. این ستون‌ها از جنس آلومینیوم ۷۰۷۵ با پوشش سطحی آنودایز است. مشخصات هندسی مکانیزم هدایت کننده در جدول ۵ ارائه شده است.

برای ایجاد تغییرات دما در سیستم، قابلیت اطمینان در رهایش ماهواره را دچار چالش خواهد کرد. لذا در طراحی سیستم رهایش این مقاله از یک سیستم مبتنی بر فنر استفاده شده است. در این طراحی، درب سیستم رهایش با ایجاد یک نیروی فشاری در کنار نیروی وزن ماهواره، فنر طراحی شده را تحت فشردگی قرار می‌دهد. در طراحی فنر استفاده شده در این مکانیزم متغیرهای ورودی در جدول ۶ نشان داده شده است. طول آزاد فنر و میزان فشردگی آن با توجه به هندسه سیستم رهایش در نظر گرفته شده است.



شکل ۹: قطعه واسط بین سیستم رهایش و رینگ پرتابگر

۴-۲ مکانیزم نگه‌دارنده

برای محافظت از ماهواره در مقابل بارهای استاتیکی و دینامیکی اعمال شده به آن در جهت طولی ماهواره و آزادسازی ماهواره روش‌های مختلفی استفاده می‌شود:

۱. استفاده از فنر: استفاده از فنر ماریپچ فشاری ساده‌ترین راه برای رهایش ماهواره است. مزیت این روش پاسخ سریع آن در زمان باز شدن درب پاد است اما وجود آن باعث افزایش حجم سیستم رهایش می‌شود.

۲. استفاده از گاز: در این روش به کمک تخلیه گاز تحت فشار ماهواره به مدار تزریق می‌گردد. با اینکه استفاده از این روش منجر به کاهش حجم سیستم رهایش می‌شود اما نیاز به گازبندی سیستم باعث پیچیدگی طراحی و ساخت خواهد شد.

۳. استفاده از آلیاژ حافظه دار: در این روش با استفاده از یک سیگنال حرارتی مقدار انرژی زیادی که در سیستم مبتنی بر آلیاژهای حافظه‌دار ذخیره شده، آزاد شده و باعث رهایش ماهواره می‌شود. به دلیل نوپا بودن این تکنولوژی، قابلیت اطمینان این روش پایین است.

استفاده از گاز در آزادسازی ماهواره علاوه بر این که با ملاحظات طراحی مطرح شده در تناقض است، همچنین نیاز به گازبندی کل سیستم را دارد. با توجه به اینکه تغییرات فشار در طول مسیر پرتاب بسیار زیاد است، متغیرهای ترمودینامیکی از قبیل دما و حجم نیز به همان نسبت تغییر خواهند کرد، لذا پیچیدگی سیستم افزایش یافته و قابلیت اطمینان سیستم کاهش خواهد یافت. از طرفی آلیاژهای حافظه‌دار قابلیت تغییر ساختار خود تحت محرک‌های دمایی در قالب تنش یا حرارت هستند اما با توجه به نوپا بودن این تکنولوژی همچنین افزودن عملگرهای مشخصی

جدول (۶) متغیرهای ورودی در محاسبات فنر

طول آزاد (mm)	فشردگی (mm)	جرم ماهواره (kg)	سرعت خروج ماهواره (m/s)
۳۵۰	۲۹۰	۱۰	۲/۵

در محاسبات ثابت فنر، اثر اصطکاک در نظر گرفته نشده و در شرایط بی وزنی، معادلات پایستگی انرژی نوشته شده است. بر این اساس ثابت فنر مورد نیاز جهت انتقال ماهواره به خارج از سیستم رهایش با توجه به جرم و سرعت خروج آن (طبق جدول ۷) $743/2$ نیوتن بر متر بدست می‌آید. فنر طراحی شده دارای قطر مفتول 4 میلی‌متر و قطر متوسط 80 میلی‌متر است [30]. در شکل ۱۰ طراحی مکانیزم فنی نگه‌دارنده ماهواره نشان داده شده است. ماهواره هنگام قرار گرفتن در سیستم رهایش از طریق سطح مقطع ریل‌های خود با سازه نگه‌دارنده فنر تماس خواهد داشت و به وسیله اینرسی خود، فنر را در حالت فشرده قرار می‌دهد. بسته شدن درب سیستم رهایش نیز مانع آزاد سازی فنر خواهد شد و بدین ترتیب ماهواره در سیستم رهایش مقید می‌شود.

جدول (۷) مشخصات فنر طراحی شده

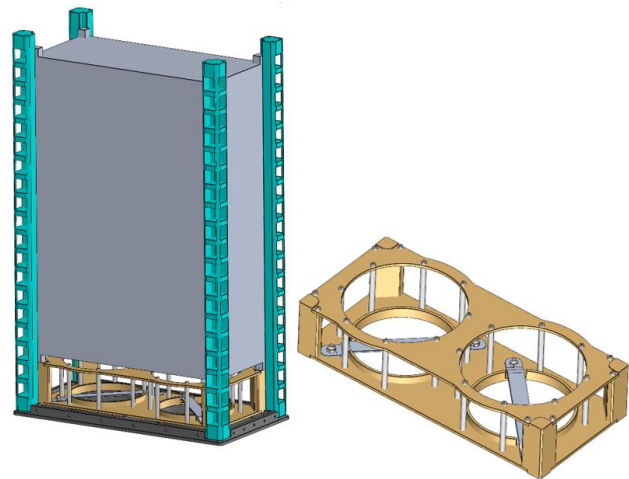
ثابت فنر (N/m)	تعداد حلقه ها	نیرو (N)	تنش برشی (MPa)	قطر مفتول (mm)	قطر متوسط (mm)
$743/2$	۸	۲۶۰	۸۸۱	۴	۸۰

۳-۴ سازه استحکامی

صفحات جانبی در سیستم رهایش ماهواره نقش بسیار مهمی ایفا می‌کنند. این صفحات به عنوان یک عنصر سازه‌ای مکمل عمل می‌کنند و استحکام کلی سیستم را در مقابل بارهای خمشی و پیچشی افزایش می‌دهند. از جهت استحکامی، صفحات جانبی به عنوان یک عنصر باربر عمل می‌کنند که نیروهای وارد شده به سیستم را به سایر قسمت‌ها منتقل می‌کنند. این نیروها می‌توانند نیروهای گرانشی، فشار هوا، یا نیروهای ناشی از بارهای ترکیبی باشند. در طراحی صفحات جانبی، باید به بارگذاری‌های استاتیک و دینامیکی توجه ویژه‌ای شود. این بارگذاری‌ها می‌توانند تأثیر قابل توجهی بر عملکرد و طول عمر سیستم داشته باشند. صفحات جانبی باید قادر باشند تحت نیروهای بسیار بالایی که در زمان پرتاب و رهایش ماهواره ایجاد می‌شود، کار کنند. در طراحی صفحات جانبی و ستون‌های استحکامی قطعاتی در نظر گرفته شده است که سیستم رهایش به وسیله این قطعات به رینگ پرتابگر متصل خواهد شد. طراحی سازه استحکامی در شکل ۱۲ نشان داده شده است. وجود صفحات جانبی احتمال رخداد پدیده کمانش را کم خواهد کرد. تمامی صفحات جانبی دارای ضخامت ۳ میلی‌متر هستند. ابعاد هندسی این صفحات در جدول ۹ ارائه شده است.

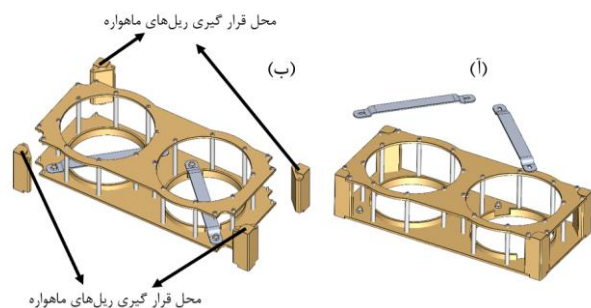
جدول (۹) مشخصات هندسی صفحات استحکامی

ابعاد	صفحه
$411.5 \times 248.3 \times 3\text{mm}$	صفحات جانبی در وجه بزرگ
$411.5 \times 122 \times 3\text{mm}$	صفحات جانبی در وجه کوچک



شکل ۱۰: مکانیزم نگه‌دارنده ماهواره در سیستم رهایش

در راستای سبک‌سازی مجموعه سیستم رهایش، ضخامت ورق‌های به کار رفته در صفحات بالا و پایین آن ۱/۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است. همچنین به جهت جلوگیری از خمش در این صفحات ستون‌هایی با مقطع دایروی در بین این دو صفحه از طریق اتصال پیچی طراحی شده است تا استحکام این زیر مجموعه را بیشتر کند. فنر تعبیه شده در این مکانیزم از طریق دو کمر بند آلومینیومی که در شکل ۱۱ (آ) نشان داده شده است به وجه انتهایی سیستم رهایش پیچ می‌گردد.

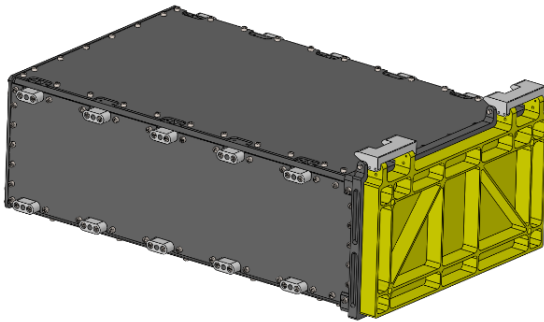


شکل ۱۱: جزئیات طراحی مکانیزم نگه‌دارنده ماهواره در سیستم رهایش

مشخصات هندسی اجزاء مکانیزم نگه‌دارنده در جدول ۸ ارائه شده است.

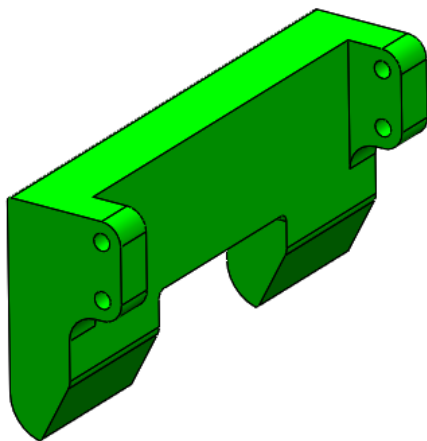
جدول (۸) مشخصات هندسی مکانیزم هدایت کننده

ابعاد	المان
$46 \times 18 \times 18\text{mm}$	ستون تکیه گاه ماهواره
$226.3 \times 110 \times 1.5\text{mm}$	صفحه تحتانی و فوقانی
$40 \times 4\text{mm}$	ستوت با مقطع دایروی



شکل ۱۳: نمای ایزومتریک درب مونتاژ شده روی سیستم رهائش

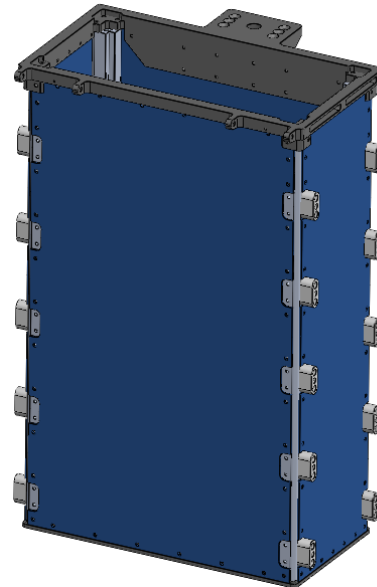
با توجه به اینکه باز شدن درب سیستم رهائش در مدت زمان بسیار کوتاهی اتفاق می‌افتد یک قطعه از جنس تفلون در محل لولای درب به سازه قرار داده شده است تا علاوه بر اینکه نقش دمپر حین باز شدن درب را ایفا کند، زاویه باز شدن درب که ۱۲۰ درجه در نظر گرفته شده است را تأمین کند (شکل ۱۴). به دلیل احتمال بازگشت درب به دلیل وجود فنر پیچشی موجود در لولا، زاویه باز شدن درب ۱۲۰ درجه در نظر گرفته شده است.



شکل ۱۴: نمای ایزومتریک قطعه تفلونی

۱-۴-۱- مکانیزم آزادسازی درب

جهت آزادسازی ماهواره از یک مکانیزم چند مرحله‌ای استفاده شده است. مرحله اول شامل دریافت سیگنال از پرتابگر، مرحله دوم شامل عمل کردن عملگر پین پولر ۱ و باز شدن قفل مکانیکی موجود در درب و نتیجه آن باز شدن درب سیستم رهائش به کمک فنرهای پیچشی به کار رفته در درب است. در مرحله سوم پلانجرهای موجود در قسمت انتهایی سیستم رهائش با ایجاد یک



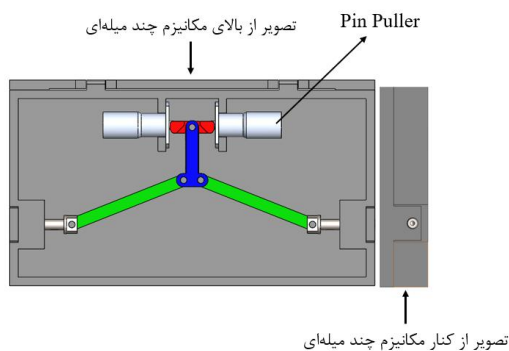
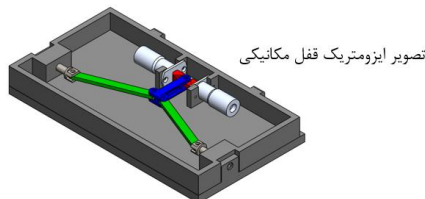
شکل ۱۲: صفحات جانبی سیستم رهائش

۴-۴-۱- مکانیزم درب ماهواره

درب سیستم رهائش ماهواره نقش بسیار مهمی در عملکرد کلی سیستم دارد. این درب باید به گونه‌ای طراحی شود که در زمان مناسب و با دقت بالا باز شود تا ماهواره بتواند به درستی و بدون تداخل رها گردد. یکی از چالش‌های اصلی در طراحی درب سیستم رهائش، مدیریت بارگذاری‌های مختلف است که بر روی آن اعمال می‌شوند. این بارگذاری‌ها شامل ارتعاشات اتفاقی، شوک، سینوسی، شبه استاتیک، تغییرات دما و تابش‌های فضایی هستند. با توجه به اینکه آخرین مرحله در انتقال ماهواره به ارتفاع مداری مطلوب، باز شدن درب سیستم رهائش و خروج ماهواره به کمک نیروی فنر با سرعت در نظر گرفته شده در طراحی است؛ طراحی دقیق و تحلیل صحیح درب سیستم رهائش حیاتی خواهد بود. دیگر چالش موجود در طراحی درب سیستم رهائش زاویه باز شدن آن است. زاویه باز شدن درب سیستم رهائش ماهواره بسیار حیاتی است. این زاویه باید به گونه‌ای تنظیم شود که ماهواره بتواند به درستی و بدون تداخل با سایر سیستم‌ها رها شود. در صورتی که زاویه باز شدن درب خیلی کم یا خیلی زیاد باشد، ممکن است ماهواره با سایر سیستم‌ها برخورد کند یا به مسیر نادرستی هدایت شود. شکل ۱۳ درب طراحی شده برای سیستم رهائش را نشان می‌دهد.

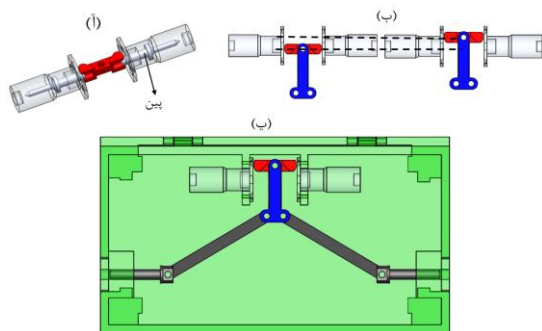
به صورت موازی عمل نمی‌کنند. در صورتی که به هر علتی یکی از آن‌ها عمل نکرد، دیگری با سیگنال پرتابگر عمل کرده و مکانیزم قفل درب را فعال می‌کند.

قفل مکانیکی طراحی شده بر اساس یک مکانیزم چند میله‌ای و ترکیب آن با پین پولر با دریافت سیگنال رهایش ماهواره از سمت پرتابگر شروع به کار کرده و در کسری از ثانیه، با خارج کردن پین‌های قرار داده شده بین درب سیستم رهایش و صفحه فوقانی آن، درب را به کمک فنر پیچشی موجود در لولا باز می‌کند.



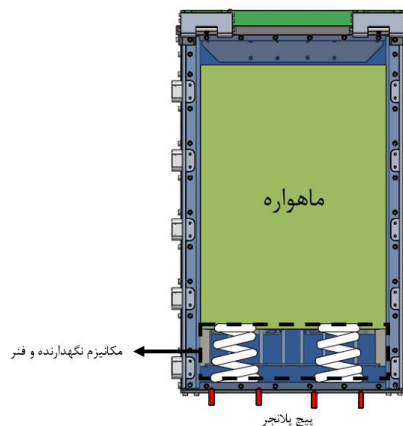
شکل ۱۷: مکانیزم چند مرحله‌ای در آزادسازی درب

درب طراحی شده دارای ابعاد $260.3 \times 155 \times 18\text{mm}$ است. در شکل ۱۸(ا)، قفل مکانیکی طراحی شده در گام اول با عمل کردن یکی از پین پولرها، لینک قرمز رنگ به سمت بالا کشیده می‌شود (شکل ۱۸(ب)). دو لینک پیرو در اثر حرکت این لینک به یکدیگر نزدیک شده و پین قرار گرفته بین درب و صفحه زیرین آن خارج شده و درب با استفاده از فنر پیچشی قرار داده شده در لولای آن باز می‌گردد.



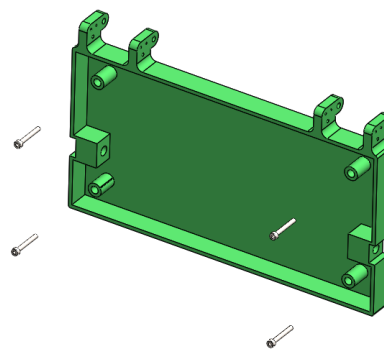
شکل ۱۸: قفل مکانیکی در آزادسازی درب

نیروی اولیه به فنرها و به کمک انرژی پتانسیل ذخیره شده در فنر باعث رهاسازی ماهواره از درون محفظه نگهدارنده می‌شوند.



شکل ۱۵: مکانیزم چند مرحله‌ای در آزادسازی ماهواره

جهت اطمینان از ایجاد نیروی فشاری کافی روی ماهواره، چهار محل جای پیچ روی درب ایجاد شده است. با توجه به اینکه پیچ‌ها ویژگی انتقال نیرو نیز دارند، با بهرمندی از این ویژگی، نیروی فشاری لازم جهت تثبیت طولی ماهواره درون محفظه نگهدارنده و تأمین نیروی فشاری لازم ایجاد می‌شود. طراحی صورت گرفته در شکل ۱۶ نشان داده شده است.



شکل ۱۶: تأمین نیروی فشاری با استفاده از ویژگی انتقال نیروی پیچ

قفل مکانیکی طراحی شده روی درب سیستم رهایش دو وظیفه حیاتی را به عهده دارد. وظیفه اول آن جلوگیری از خروج ماهواره از سیستم رهایش در طول مسیر پرتاب و تأمین بخشی از نیروی فشاری لازم جهت فشردگی فنر است. دومین وظیفه آن باز شدن صحیح و کامل بدون برخورد به ماهواره است. در این راستا یک قفل مکانیکی مبتنی بر یک مکانیزم چند میله‌ای طراحی گردیده است. طبق شکل ۱۷ از دو عدد پین پولر جهت افزایش قابلیت اطمینان باز شدن درب استفاده شده است. این پین پولرها

۴-۵ جنس سازه سیستم رهایش

سازه‌هایی که در صنعت فضایی ساخته و کاربری دارند، الزامات سخت گیرانه‌ای دارند و انتخاب آن‌ها باید مطابق با استاندارد فضایی اتحادیه اروپا (ECSS) باشد. آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ به دلیل استحکام بالا در کنار چگالی مناسب، امکان آنودایز، شکل پذیری و قابلیت ماشین‌کاری به عنوان ماده خام مورد استفاده در طراحی سیستم رهایش استفاده شده است. در جدول ۱۰ مشخصات مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۷۰۷۵ استفاده شده درج شده است.

جدول (۱۰) مشخصات مکانیکی آلومینیوم ۷۰۷۵

تنش	مدول	مدول	چگالی)	ماده
تسلیم	ضرب	برشی	کیلوگرم	
(مگا پاسک	پوا سون	(گیگا پاسک	بر متر مکعب)	
(ال)	(ال)	(پاسکال)	(الومینیوم	
۵۰۳	۱۳۳	۲۶/۹	۲۸۱۰	۷۰۷۵
		۷۱/۷		T6

یکی از پارامترهای مهم در طراحی سیستم رهایش مشخصات مرکز جرم است. در طراحی صورت گرفته تا حد امکان بایستی سعی نمود که مرکز جرم در راستاهای جانبی در مرکز قرار گیرد و کمترین انحراف را از مرکز هندسی سیستم رهایش داشته باشد. در جدول ۱۱، مشخصات مرکز جرم سیستم رهایش طراحی شده ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌گردد که مرکز جرم سیستم رهایش کمترین انحراف را نسبت به مرکز هندسی در راستاهای جانبی (X, Y) دارد.

جدول (۱۱) مشخصات مرکز جرم سیستم رهایش

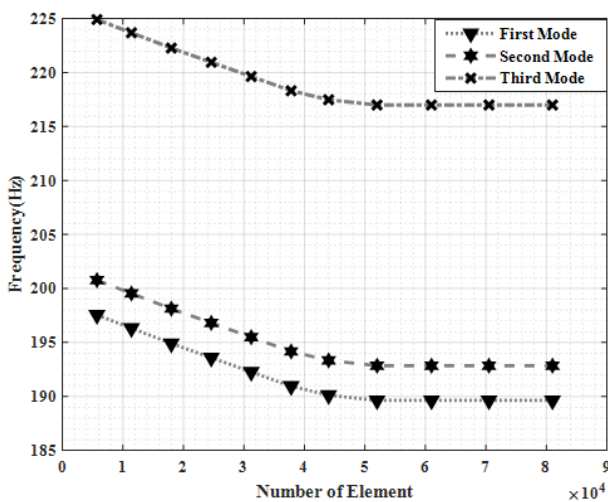
محور	X	Y	Z
مقدار (میلی	-۰/۱	۰/۴۱	۲۲/۰۵
متر)			۱

۵- تحلیل المان محدود سیستم رهایش ماهواره

مکعبی

جهت اطمینان از صحت طراحی، لازم است که تحلیل‌های سازه‌ای روی سیستم رهایش انجام گیرد. پیش از انجام هرگونه تحلیل روی سیستم رهایش لازم است که مدل المان محدود آن آماده شود.

مدل المان محدود سیستم رهایش در نرم‌افزار انسیس مطابق با شکل ۲۰ ایجاد شده است. مهم‌ترین بخش در تولید مدل المان محدود سیستم رهایش، مش‌بندی آن است. چرا که جواب‌های بدست آمده از یک مدل المان محدود همواره به نوع مش و چگالی مش وابسته است. در مدل‌سازی المان محدود جهت اطمینان از استقلال نتایج تحلیل از تعداد المان‌های استفاده شده در شبکه‌بندی هندسه سیستم رهایش، تحلیل حساسیت مش انجام شده است. در این تحلیل فرکانس‌های طبیعی اول تا سوم سیستم رهایش با یازده اندازه مش مختلف استخراج شده است. در مش‌بندی می‌بایست چگالی مش‌ها را به اندازه‌ای کاهش داد که فرکانس‌های اول تا سوم به مقدار مشخصی همگرا گردد. نتایج حاصل شده از این تحلیل نشان می‌دهد که تعداد المان‌ها از تعداد تقریباً ۵۴۰۰۰ به همگرایی می‌رسد (شکل ۱۹). در مدل‌سازی المان محدود سیستم رهایش از مش مکعبی برای تمامی قطعات استفاده شده است. تعداد المان‌های استفاده شده طبق تحلیل حساسیت مش ۵۴۰۹۷ است. جرم مدل المان محدود دقیقاً با مدل آماده شده در نرم‌افزار سالیدورک یکسان است. جرم سیستم رهایش ۳۹۰۲ گرم و جرم ماهواره که به صورت تصنعی در طراحی قرار داده شده است نیز ۱۰۴۴۷ گرم است. مدل المان محدود آماده شده در نرم‌افزار در شکل ۲۰ نشان داده شده است.



شکل ۱۹: تحلیل حساسیت مش

۵-۱ فرضیات مدل‌سازی المان محدود

با توجه به نحوه قرارگیری ماهواره درون سیستم رهایش، ارتباط ماهواره با سیستم رهایش از طریق ستون‌ها، درب سیستم رهایش و مکانیزم نگهدارنده است. بدین علت که هیچ گونه اتصال پیچی در این قسمت‌ها وجود ندارد و اصطکاک در نظر گرفته نشده است،

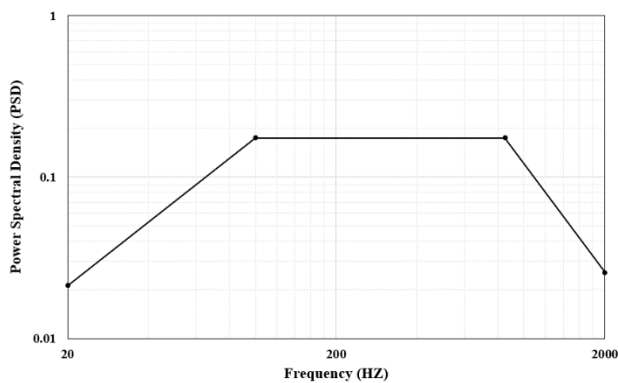
مقادیر فرکانس‌های طبیعی ارتعاشات مقید سیستم رهایش در جدول ۱۳ ارائه شده است. با توجه به این جدول مشاهده می‌گردد که مقادیر فرکانس طبیعی عرضی و طولی سیستم رهایش طراحی شده از الزامات پرتابگر بیشتر است و بنابراین پدیده تشدید بین سیستم رهایش و پرتابگر اتفاق نخواهد افتاد.

جدول (۱۳) فرکانس‌های طبیعی سیستم رهایش

شماره مود	مقدار (هرتز)
۱	۱۹۹/۵۵
۲	۱۹۹/۸۶
۳	۲۶۴/۹۹
۴	۲۷۸/۱
۵	۳۷۶/۷۸
۶	۴۱۴/۰۴

۲-۵- تحلیل ارتعاشات اتفاقی

هدف از تحلیل ارتعاشات اتفاقی قابلیت تحمل سازه در اثر بارگذاری‌های اتفاقی حین پرتاب است. پروفیل بارگذاری ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی مطابق با استاندارد ECSS در شکل ۲۱ و جدول ۱۴ ارائه شده است.

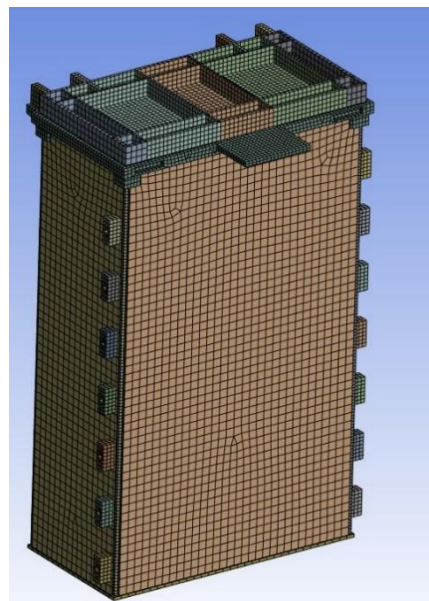


شکل ۲۱: پروفیل بارگذاری ارتعاشات اتفاقی

جدول (۱۴) طیف بارگذاری ارتعاشات اتفاقی

فرکانس (هرتز)	PSD (g^2/Hz)
۲۰	۰/۰۲۱۲
۱۰۰	۰/۱۷۴۸
۸۵۰	۰/۱۷۴۸

ارتباط ماهواره با این وجوهات سیستم رهایش از طریق قید عدم جدایش تعریف شده است. تمامی اتصالات پیچی بین اجزاء سیستم رهایش از نوع تیر ۱ تعریف شده است. تمام درجات آزادی نوده‌های موجود در محل اتصال به رینگ پرتابگر برابر با صفر در نظر گرفته شده است. بارگذاری‌های مختلفی بر روی سیستم رهایش توسط پرتابگر اعمال می‌شود (شامل شوک، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات فرکانس پایین و شبه استاتیک). در این مقاله به تحلیل سیستم رهایش در اثر بارهای ناشی از ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، بارگذاری شبه استاتیکی و تحلیل کماتش پرداخته می‌شود. همچنین یکی از مهم‌ترین تحلیل‌هایی که باید بر روی سیستم رهایش گرفت، تحلیل مودال است. جهت جلوگیری از کوپلینگ دینامیکی و پدیده تشدید بین پرتابگر، ماهواره و سیستم رهایش باید فرکانس‌های طبیعی سیستم رهایش بیشتر از ماهواره و پرتابگر باشد. لذا استخراج فرکانس‌های طبیعی و شکل مودها اهمیت دارد. الزامات فرکانسی پرتابگر و ماهواره در جدول ۱۲ آورده شده است.

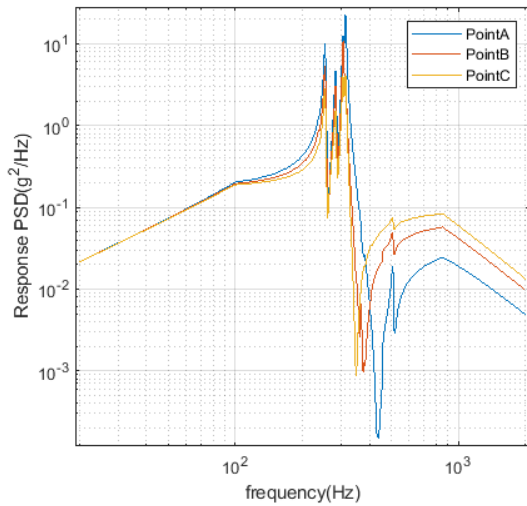


شکل ۲۰: مدل المان محدود سازه سیستم رهایش

جدول (۱۲) مشخصات الزامات فرکانسی پرتابگر و ماهواره

آیتم	جهت	مقدار
الزامات فرکانس (هرتز)	طولی	۶۵
	عرضی	۲۵

^۱ Beam



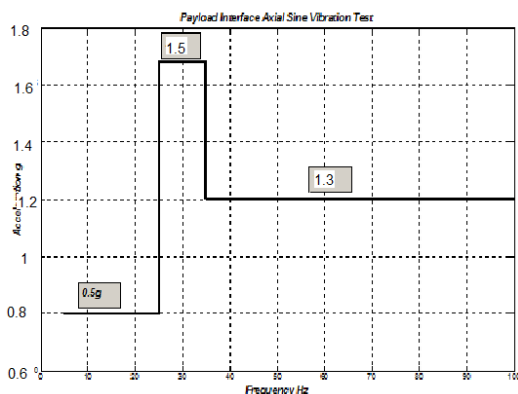
شکل ۲۳: نتایج تحلیل ارتعاشات اتفاقی

جدول (۱۵) نتایج تحلیل ارتعاشات اتفاقی

نقطه	مقدار RMS برحسب G
A	۲۱/۵۶۱
B	۱۸/۹۷۸
C	۱۶/۲۳۱

۳-۵- تحلیل ارتعاشات سینوسی

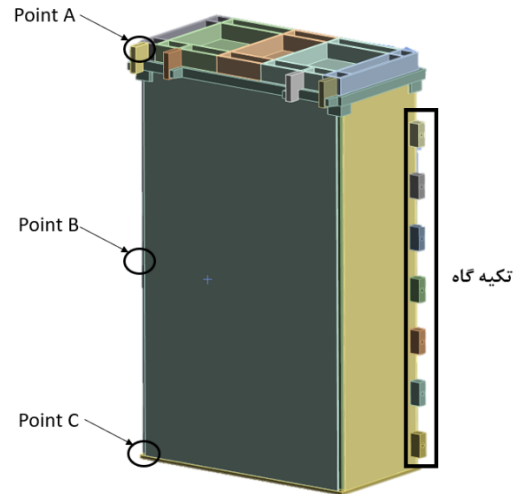
پروفیل بارگذاری ارتعاشات سینوسی در سطح پروازی برای راستای محوری در شکل ۲۴ و راستای جانبی در شکل ۲۵ آورده شده است.



شکل ۲۴: پروفیل بارگذاری ارتعاشات سینوسی راستای محوری

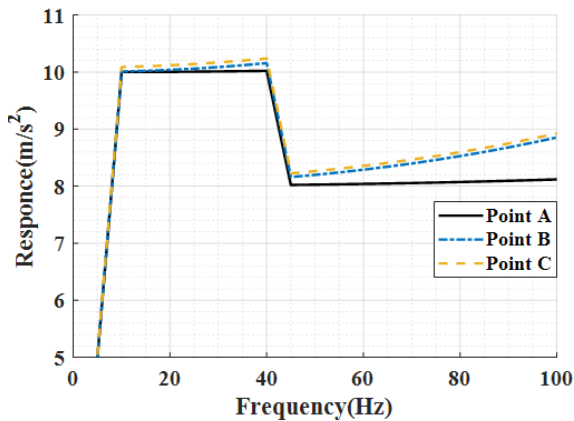
۲۰۰۰	۰/۰۲۵۶
۱۴/۷۲ grMS	

در ادامه جهت بررسی پاسخ‌های فرکانسی در تحلیل‌های ارتعاشی، سه نقطه A و B و C مطابق با شکل ۲۲ انتخاب شده است و ارتعاشات اتفاقی و همچنین ارتعاشات سینوسی منتقل شده در هر یک از این نقاط محاسبه می‌گردد و نمودار پاسخ آنها ترسیم می‌شود.



شکل ۲۲: نقاط در نظر گرفته شده برای محاسبه پاسخ‌های فرکانسی در تحلیل‌های ارتعاشی در سیستم رهایش

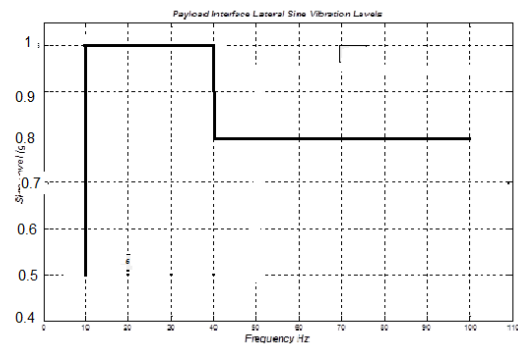
نتایج بدست آمده از تحلیل ارتعاشات اتفاقی در سه نقطه مذکور مطابق با شکل ۲۳ و جدول ۱۵ است. این مقادیر نشان می‌دهند که سیستم در نقاط مختلف تحت تأثیر بارگذاری ارتعاشات اتفاقی، پاسخ‌های متفاوتی دارد. بیشترین پاسخ در نقطه A اتفاق افتاده است که به دلیل نزدیکی این نقطه به درب است که اتصال آن از طریق مکانیزم قفل مکانیکی به بدنه انجام شده است.



شکل ۲۷: نتایج حاصل از بارگذاری سینوسی در جهت جانبی

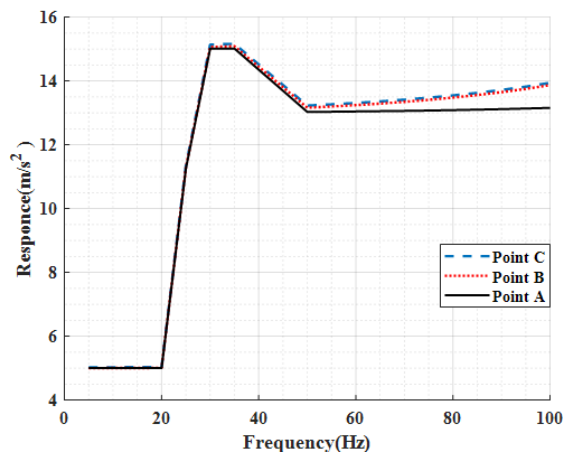
۴-۵- تحلیل شبه استاتیکی سیستم رهایش

جهت اطمینان از استحکام سازه سیستم رهایش ماهواره در برابر بارهای ترکیبی مطرح شده در طول مسیر پرتاب، تحلیل شبه استاتیکی انجام شده است. براساس آنچه که در بخش بارگذاری‌های ترکیبی بررسی گردید، ۷۸ حالت مختلف بارگذاری وارد بر ماهواره و سیستم رهایش در طول مسیر پرتاب اتفاق می‌افتد. بنابراین جهت انجام صحیح تحلیل شبه استاتیکی، لازم است بدترین حالت بارگذاری در نظر گرفته شود. در این مقاله برای هر یک از این حالت‌ها توزیع تنش فون مایز در کل سیستم رهایش ماهواره استخراج گردید. در بین تمام حالت‌های بارگذاری مختلف وارد بر سیستم رهایش ماهواره، بارگذاری حالت ۶۵ که در اثر ارتعاشات اتفاقی در سطح کیفی ایجاد شده است به عنوان بحرانی‌ترین حالت شناخته گردید. در جدول ۱۶ مقدار این بارگذاری درج شده است. در شکل ۲۸ توزیع تنش فون مایز در سیستم رهایش ماهواره در اثر بارگذاری حالت ۶۵ نشان داده شده است. طبق این شکل مشاهده می‌شود که حداکثر تنش فون مایز ایجاد شده در محل اتصال به رینگ پرتابگر است. مقدار آن تقریباً برابر با ۱۷۲ مگاپاسکال است. لذا با توجه به این تحلیل مشخص می‌شود که حداکثر تنش ایجاد در کل سیستم رهایش در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری، از تنش تسلیم آلومینیوم ۷۰۷۵ که برابر با ۵۰۰ مگاپاسکال است، کمتر می‌باشد. بنابراین سازه سیستم رهایش ماهواره در تمام ۷۸ حالت مختلف بارگذاری وارد شده بر آن در محدوده ایمن و مجاز حد تنش قرار دارد. بنابراین سازه سیستم رهایش طراحی شده توانایی تحمل بارهای مختلف ناشی از پرتابگر را دارد و در اثر بارهای ناشی از پرتاب آسیبی در سیستم رهایش ماهواره ایجاد نمی‌گردد.



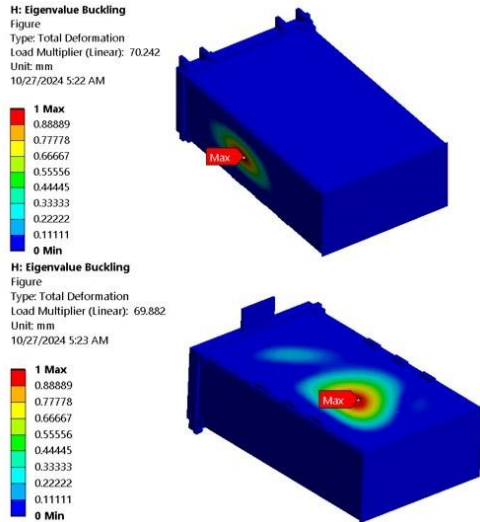
شکل ۲۸: پروفیل بارگذاری ارتعاشات سینوسی راستای جانبی

نتایج حاصل از بارگذاری سینوسی بر سازه سیستم رهایش و ماهواره در شکل ۲۶ و شکل ۲۷ ارائه شده است. مطابق با این اشکال مشاهده می‌گردد که حداکثر دامنه پاسخ در نقطه A در راستای طولی و جانبی به ترتیب برابر با ۱۵/۲ و ۱۰/۲۴ متر بر مجذور ثانیه است. در نقطه B حداکثر دامنه پاسخ در راستای طولی و جانبی به ترتیب برابر ۱۵/۰۸ و ۱۰/۱۲ متر بر مجذور ثانیه است. همچنین در نقطه C حداکثر دامنه پاسخ در راستای طولی و جانبی به ترتیب برابر برابر ۱۵/۰۱ و ۱۰/۰۲ متر بر مجذور ثانیه است. با توجه به اینکه فرکانس‌های طبیعی سیستم رهایش فاصله زیادی با محدوده فرکانس ارتعاشات سینوسی (۵ الی ۱۰۰ هرتز) دارند، پاسخ سیستم به شتاب وارده اختلاف بسیار ناچیزی با مقدار ورودی در هر دو راستای طولی و جانبی دارد.



شکل ۲۹: نتایج حاصل از بارگذاری سینوسی در جهت طولی

مقادیر ویژه مود اول و دوم کمانش به ترتیب برابر با $68/8$ و $70/2$ است. بنابراین با توجه به اینکه مقادیر ویژه کمانش تحت بحرانی‌ترین حالت بارگذاری بزرگ‌تر از یک است، بنابراین امکان رخداد واماندگی کمانش در سازه سیستم رهایش وجود ندارد.



شکل ۲۹: نتایج حاصل از تحلیل کمانش سیستم رهایش

۶- تحلیل دینامیکی مجموعه سیستم رهایش و ماهواره

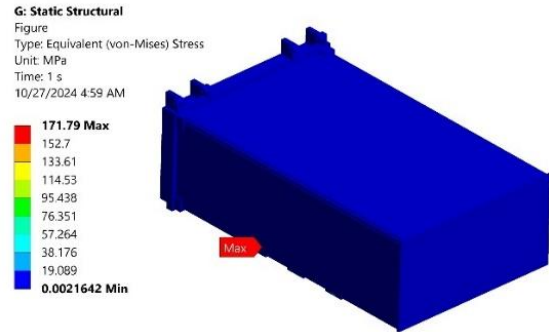
جهت بررسی و تحلیل پارامترهای سینماتیکی همچون سرعت و شتاب در مجموعه سیستم رهایش و ماهواره از لحظه دستور خروج تا لحظه تزریق ماهواره به مدار مطلوب، از نرم افزار ادمز^۱ و همچنین نرم افزار انسیس استفاده شده است.

۶-۱- تحلیل دینامیکی با استفاده از نرم افزار ادمز

گام اول در تحلیل این مجموعه، آماده‌سازی مدل است. این قسمت در سه مرحله به ترتیب، ایجاد الگو، ایجاد زیرسیستم و مونتاژ انجام می‌گردد. مدل‌سازی انجام شده در فرآیند شبیه‌سازی مبتنی بر مدل جرم - فنر بوده چرا که در طراحی سیستم رهایش از ایزولاتور استفاده نشده است. در این شبیه‌سازی فنر طراحی شده در جدول ۶ و ۷ مدل‌سازی شده و متغیرهای سینماتیکی ماهواره از جمله سرعت و شتاب آن در محور طولی پاد محاسبه شده است. در شکل ۲۸ نمودار سرعت - زمان مرکز جرم ماهواره در جهت محور طولی پاد ارائه شده است. نمودار استخراج شده با

جدول (۱۶) بحرانی‌ترین حالت بارگذاری شبه استاتیکی (حالت ۶۵)

محور	X	Y	Z
شتاب (g)	۱۸/۱۵	۴/۹	۴/۹

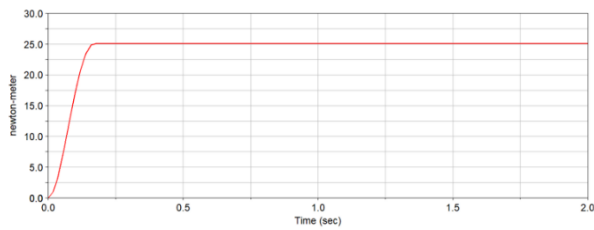


شکل ۲۸: تنش فون میزز حاصل از تحلیل شبه استاتیکی سیستم رهایش در بحرانی‌ترین حالت بارگذاری (حالت ۶۵)

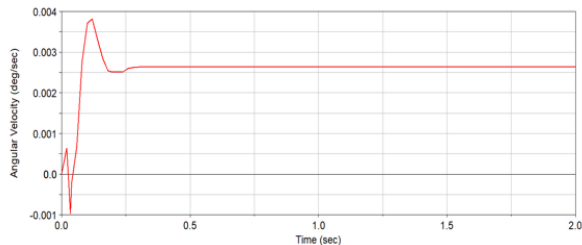
۵-۵- تحلیل کمانش

سیستم رهایش ماهواره در حین پرتاب و زمانی که از طریق قطعات بیضوی طراحی شده به پرتابگر متصل است، در معرض نیروهای مختلفی قرار می‌گیرد. به واسطه اعمال نیروهای فشاری بیش از حد در حین پرتاب سازه سیستم رهایش به ویژه ستون‌های آن مستعد ایجاد پدیده کمانش و تغییر شکل ناخواسته هستند. به وجود آمدن این مود واماندگی سازه‌ای می‌تواند باعث تخریب کلی سازه سیستم رهایش شده و یا به واسطه تغییر شکل‌های ناخواسته دقت عملگرها، حسگرها و دیگر اجزای متصل به سازه را تحت تأثیر قرار دهد و در نتیجه باعث از دست رفتن مأموریت شود. در زمان پرتاب از طریق پرتابگر و رینگ واسط آن به سیستم بارهای مختلفی وارد می‌شود. مؤلفه فشاری این بارها می‌تواند باعث ایجاد کمانش در اجزاء سازه سیستم رهایش، نظیر ستون‌ها یا صفحات جانبی گردد. بنابراین جهت جلوگیری از بروز پدیده کمانش لازم حداکثر بار وارده به سیستم رهایش در نرم افزار انسیس اعمال شود و مقادیر ویژه کمانش تحت بارگذاری وارده محاسبه شود. در صورتی که مقادیر ویژه استخراج شده بزرگتر از یک باشند، بدین معنی است که طبق تحلیل امکان رخداد پدیده کمانش در سازه وجود نخواهد داشت. نتیجه حاصل از تحلیل کمانش و استخراج مقادیر ویژه دو مود ابتدایی آن بر اثر بحرانی‌ترین حالت بارگذاری در شکل ۲۹ نشان داده شده است. مطابق با این شکل مشاهده می‌شود که

^۱ ADMS



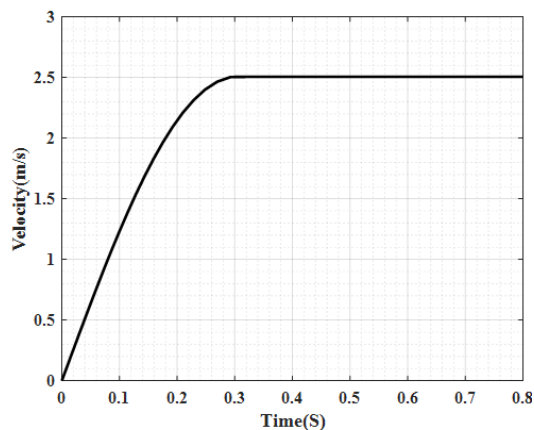
شکل ۳۳: نمودار انرژی جنبشی مرکز جرم ماهواره



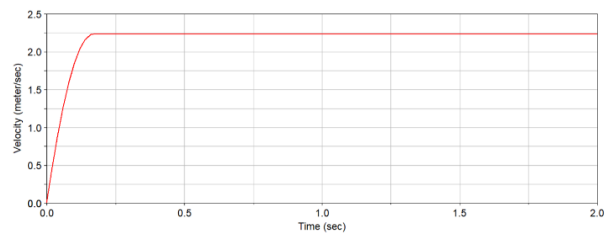
شکل ۳۴: سرعت زاویه‌ای مرکز جرم ماهواره

۲-۶- تحلیل دینامیکی با استفاده از نرم افزار انسیس

جهت صحت‌سنجی نتایج تحلیل‌های دینامیکی، در این بخش نتایج حاصل از تحلیل دینامیکی سیستم رهایش با استفاده از نرم افزار ادمز، با نرم افزار انسیس صحت‌سنجی می‌گردد. در این راستا با استفاده از نرم افزار انسیس شبیه‌سازی خروج ماهواره از سیستم رهایش انجام شده است. تماس بین ماهواره و سیستم رهایش بدون اصطکاک در نظر گرفته شده است. ثابت فنر محاسبه شده در بخش طراحی نیز به صورت المان فنر بین مقطع ریل‌های ماهواره و سیستم رهایش تعریف شده است. نمودار سرعت - زمان و شتاب - زمان خروج ماهواره از سیستم رهایش در شکل‌های ۳۵ و ۳۶ ارائه شده است. با توجه به این اشکال مشاهده می‌گردد که نتایج حاصل یافته از تحلیل به کمک نرم افزار انسیس تطابق بسیار خوبی با شبیه‌سازی انجام شده با نرم افزار ادمز دارد که این امر بیانگر صحت تحلیل‌های دینامیکی انجام شده است.

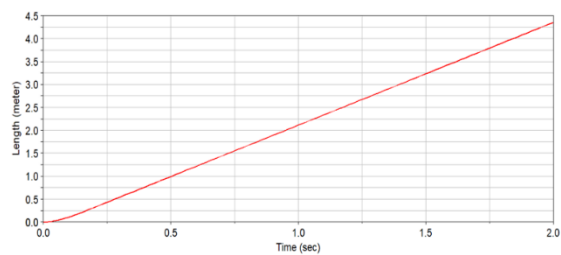


تقریب خوبی محاسبات انجام شده برای سرعت ماهواره در جدول ۶ را بیان می‌کند.

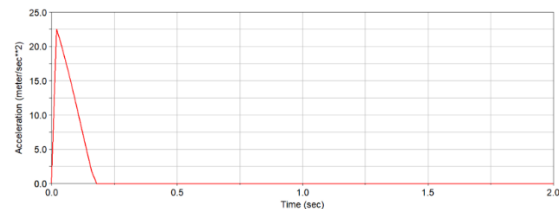


شکل ۳۶: نمودار سرعت زمان ماهواره در هنگام خروج از پاد

با توجه به فرضیات مدل‌سازی، حرکت به طور کلی با سرعت ثابت محسوب می‌شود، این امر در نمودار مکان - زمان موجود در شکل ۳۱ نشان داده شده است. نمودار شتاب - زمان (شکل ۳۲) نیز بیانگر همین موضوع است. غیر از لحظه باز شدن درب پاد و آزادسازی فنر که تکانه اولیه به سیستم می‌دهد، مابقی لحظات حرکت با سرعت ثابت اتفاق افتاده است.



شکل ۳۱: نمودار مکان - زمان مرکز جرم ماهواره



شکل ۳۲: نمودار شتاب - زمان مرکز جرم ماهواره

در شکل ۳۳ نمودار انرژی جنبشی مرکز جرم ماهواره ارائه شده است. مطابق با این شکل پایستگی انرژی در سیستم و نبود اتلاف انرژی در فضا مشهود است. در شکل ۳۴ سرعت زاویه‌ای مرکز جرم ماهواره حول محور طولی پاد نشان داده شده است. مطابق با این شکل، در لحظات اولیه باز شدن درب پاد به دلیل تلورانس موجود بین ستون‌های سازه ماهواره و ریل‌های پاد چرخش لحظه‌ای در ماهواره ایجاد شده اما پس از آن سرعت زاویه‌ای به پایداری می‌رسد.

قرار دارد و بنابراین سیستم رهایش طراحی شده استحکام لازم برای محافظت از ماهواره و زیرسیستم‌های مختلف آن در طول پرتاب را دارد. در نهایت مدل‌سازی دینامیکی سیستم رهایش در نرم‌افزار ادمز با هدف بررسی متغیرهای سینماتیکی سیستم از لحظه‌ی باز شدن درب پاد تا لحظه‌ی تزریق ماهواره به مدار انجام شد. همچنین نتایج تحلیل‌های دینامیکی به کمک نرم‌افزار انسیس صحت سنجی گردید و مشاهده شد که تطابق بسیار خوبی بین نتایج دینامیکی نرم‌افزار ادمز با نرم‌افزار انسیس وجود دارد.

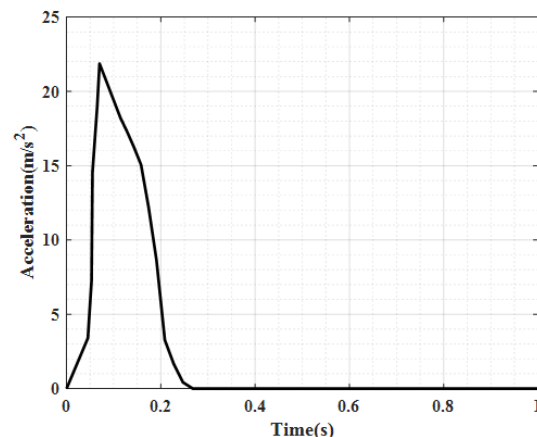
تعارض منافع

"هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است."

مراجع

- [1] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs, "CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation", 2000.
- [2] A. Poghosyan and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, pp.:59-83, 2017.
- [3] H. J. Kim, S. Hariharan, M. Julian, and D. Macdonnell, "Technology and opportunities of photon sieve CubeSat with deployable optical membrane", *Aerospace Science and Technology*, vol. 80, pp.: 212-220, 2018.
- [4] A. Chin, R. Coelho, R. Nugent, R. Munakata, and J. Puig-Suari, "CubeSat: the pico-satellite standard for research and education", In *AIAA Space 2008 Conference & Exposition*, 2008, p.: 7734.
- [5] I. Nason, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, "Development of a family of picosatellite deployers based on the CubeSat standard". In *Proceedings, IEEE Aerospace Conference*, March 2002, vol. 1, p.: 1.
- [6] S. Lee, A. Toorian, N. Clemens, J. Puig-Suari, and B. Twiggs, "Cal poly coordination of multiple cubesats on the DNEPR launch vehicle", 2004.
- [7] A. Chin, R. Coelho, L. Brooks, R. Nugent, and J. Puig-Suari, "Standardization promotes flexibility: a review of CubeSats' success", *Aerospace Engineering*, vol. 805, pp.: 756-5087, 2008.
- [8] C. Anderson, R. Cuerdon, B. Kelsey, and N. Petilli, "Design and Analysis for a CubeSat

شکل ۳۵: نمودار سرعت - زمان خروج ماهواره از سیستم رهایش با استفاده از نرم‌افزار انسیس



شکل ۳۶: نمودار شتاب - زمان مرکز جرم ماهواره با استفاده از نرم‌افزار انسیس

نتیجه‌گیری

در سال‌های اخیر استفاده از پاد به عنوان یک سیستم رهایش مطلوب در ماهواره‌های مکعبی افزایش چشمگیری داشته است. در واقع پاد به عنوان یک واسط بین ماهواره مکعبی و پرتابگر، وظیفه مهم جدایش و تزریق ماهواره در مدار مورد نظر را به عهده دارد. به سیستم رهایش ماهواره در طول فرآیند پرتاب، انواع بارگذاری‌های مختلف دینامیکی و استاتیکی وارد می‌شود و بایستی این سیستم رهایش توانایی محافظت از ماهواره و زیرسیستم‌های آن در برابر بارگذاری وارده را داشته باشد. بنابراین بررسی سازه‌ای و تحلیل المان محدود این سیستم رهایش برای اطمینان از صحت عملکرد آن در ماهواره‌های مکعبی بسیار حائز اهمیت می‌باشد. در این مقاله ابتدا طراحی سازه‌ای یک سیستم رهایش مناسب برای ماهواره مکعبی با در نظر گرفتن ملاحظات مرتبط با ماهواره و پرتابگر ارائه شده است. با توجه به وظیفه سیستم رهایش در برابر محافظت از ماهواره یک قفل مکانیکی مبتنی بر پین پولر و مکانیزم چند میله‌ای طراحی گردید. سپس تحلیل المان محدود سیستم رهایش طراحی شده شامل تحلیل مودال، ارتعاشات اتفاقی، ارتعاشات سینوسی، تحلیل شبه استاتیکی و کمانش ارائه گردید. تحلیل‌های المان محدود انجام شده نشان دادند که سیستم رهایش طراحی شده، الزامات فرکانسی مربوط به پرتابگر را برآورده می‌نماید و بنابراین پدیده تشدید در اثر فرکانس‌های کاری پرتابگر در ماهواره مکعبی اتفاق نمی‌افتد. همچنین تحلیل‌های ارتعاشات اتفاقی و سینوسی انجام شده اثبات نمود که پاسخ فرکانسی ایجاد شده در سیستم رهایش در اثر بارهای پرتابگر در محدوده مجاز

- [21] Z. Daneshjoo, F. Shokri, "Layout and Configuration Design of a Remote Sensing Satellite Subsystems", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 4, no.1, pp.:39-51, 2024. (In Persian)
- [22] S. M. N. Ghoreishi, M. Aminjafari, A. Sedaghati, and E. Zabihian, "Design, Analysis and Structural Test of Telecommunication Satellite Based on ECSS Standard", *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol. 3, no. 1, pp.: 48-63, 2023. (In Persian)
- [23] A. Poghosyan, and A. Golkar, "CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions", *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 88, pp.: 59-83, 2017.
- [24] M. Fakoor, M. Taghinezhad, and A. R. Kosari, "Review of method for optimal layout of satellite components", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, no. 9, pp.: 126-137, 2013. (In Persian)
- [25] Fakoor, M., Ghoreishi, S. M. N., & Sabaghzadeh, H. (2016). Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): An efficient optimization tool. *Advances in Space Research*, 58(9), 1654-1670.
- [26] R. Hiller, "Design of a CubeSat Separation Mechanism", 2017.
- [27] T. P. Sarafin, and W. J. Larson, "Spacecraft structures and mechanisms: from concept to launch", 1995.
- [28] Soyuz User's Manual, Issue 2, Revision 0, 2012.
- [29] M. Safarabadi, and S. Bazargan, "Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis". *Engineering Solid Mechanics*, vol.3, no.2, pp.: 75-84, 2015.
- [30] R. G. Budynas, and J. K. Nisbett, "*Shigley's mechanical engineering design*", New York: McGraw-Hill, vol. 9, 2011, pp.: 409-473.
- [9] M. Swartwout, "The first one hundred cubesats: A statistical look". *Journal of small Satellites*, vol. 2, no. 2, pp.: 213-233, 2013.
- [10] S. Roemer, and S. Stoltz, "SPL light weight deployment mechanism for single CubeSats and DPL for double CubeSats", In *Symposium on Small Satellite Systems and Services (4S)*, Funchal, Madeira, Portugal, May 2010.
- [11] C. A. Bernal, and M. Van Bolhuis, "*Releasing the cloud: A deployment system design for the qb50 cubesat mission*", 2012.
- [12] J. Guo, J. Zhang, C. Yue, and F. Wang, "Modeling of the CubeSat deployment and initial separation angular velocity estimation", *Aerospace Science and Technology*, vol. 95, p.:105477, 2019.
- [13] A. Thurn, S. Huynh, S. Koss, P. Oppenheimer, S. Butcher, J. Schlater, and P. Hagan, "A nichrome burn wire release mechanism for CubeSats". In *The 41st Aerospace Mechanisms Symposium, Jet Propulsion Laboratory*, May 2012, pp.: 479-488.
- [14] M. Bellini, and A. Calvi, "Dynamic Analysis and loads definition for the structural design of the Euclid spacecraft". In *ISMA 2014-USD 2014 Conference*, 2014.
- [15] S. Lee, "*Coordination of Multiple CubeSats on the Dnepr Launch Vehicle*". California Polytechnic State University, 2006.
- [16] J. J. Wijker, "Spacecraft Design Loads", *Spacecraft Structures*, pp.: 27-69, 2008.
- [17] C. A. Bernal, and M. Van Bolhuis, "Releasing the cloud: A deployment system design for the qb50 cubesat mission", 2012.
- [18] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, and R. Twiggs, "CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation", 2000.
- [19] A. Chin, R. Coelho, R. Nugent, R. Munakata and J. Puig-Suari, "CubeSat: the pico-satellite standard for research and education", In *AIAA Space 2008 Conference & Exposition*, September 2008, p.: 7734.
- [20] J. Guo, J. Zhang, Y. Feng, F. Wang, and C. Li, "Lightweight implementation of natural vibration frequency adjustment of satellite structures by varying the structural stiffness", *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, p.: 107061, 2021.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0) (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)