

Structural Design Modification of a CubeSat Regarding Modal Compatibility for Launching by Vega C Launcher

Mohammad Haji Jafari^{1*}, Afshin Vali Mohammad² and Mahsa Mahdavi³

1. Assistant Professor, Buein Zahra Technical University, Qazvin, Iran

2. M.Sc. Student, Aerospace Group, Technical and Engineering Faculty, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3. M.Sc. Student, Aerospace Group, Technical and Engineering Faculty, University of Tehran, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: hajijafari@bzte.ac.ir

Abstract

In this research, the dynamic response of a U-12 CubeSat (20x20x30 cm) is investigated for three configurations during the launch conditions. Despite existing a successful design for this satellite, by adding a mount for installing a standard adapter, the structural design of the satellite has been modified for modal compatibility with the launcher. These changes are based on 3 general approaches: to apply geometric changes to the structure, changing the extent of the points to improve the limitations of connecting to the launcher, and rearranging the internal system components regarding the standards and principles of compatibility and proximity. Therefore, more than the addition of the adapter mount and a few changes in the separating plates, a spire has been added to the structure, which has caused a change in the internal arrangement, including the halving of the fuel tank (by reducing the capacity of 595 cubic centimeters). Despite the increase of 370 grams of total mass, the natural frequencies of the system have been increased enough without the need for redesign and there will be no frequency interference with the frequency spectrum of the launcher.

Keywords: Modal analysis, Design modification, CubeSat, Modal compatibility

1. Introduction

The loading problem is a vital aspect of satellite structural design, since a wide spectrum of loading conditions are experienced by every satellite during its life cycle. Launch period is the most critical stage and rarely is surpassed by land operation and orbital occasions in the sense of loading. Regarding the different types of loading; e.g. pseudo-static, shock, oscillatory transitions, and vibrations, many spacecraft are vulnerable to vibrations induced by the launch vehicle during the launch period. While design for strength is usually done straightforwardly by choosing the proper materials and sizing the main structure of the satellite, there remains much more to be done by preparing the satellite to withstand the vibrations for modal compatibility [1-4]. While a handful of works are presented for the importance of satellite adapter analysis [5-10] and design

[11-12], a few have been dedicated to investigate the role of contact geometry on the modal behavior of the system [13-14]. In fact, this paper is focused on the effects of contact point changes for a sample satellite.

2. Methodology

To improve the dynamic response of a satellite to vibrational loadings, a triad of approaches are proposed:

- 1- Rearranging the locations of subsystems
- 2- Changing the extent of contact points
- 3- Geometrical changes to the primary structure

3. Discussion and Results

The case study in the present work is a U-12 CubeSat previously designed to be installed on its four legs on the launcher (configuration 1). Now, it is required to prepare it for installing on a standard adapter used on Vega C



COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. 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/).

How to cite this article:

M. Haji Jafari, A. Vali Mohammad and M. Mahdavi, "Structural Design Modification of a CubeSat Regarding Modal Compatibility for Launching by Vega C Launcher," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 4, pp. 41-56, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1439>.

launcher with the help of a mount made out of titanium alloy (configuration interim). As this configuration is threatened by modal instability, a set of actions are done based on the aforementioned three approaches that the most prominent is adding a central spire leading to splitting the main fuel tank in two. The final design (configuration 2) is compatible with the assigned adapter (both in the term of frequency and mode shapes) with the least extend of changes to the original design.

4. Conclusions

In this research, the authors tried to find an acceptable revised design scheme for a small satellite, when it became necessary to be mounted on a standard adapter. A three stage approach is used to address the frequency compatibility of the system in modal analysis. While the connection points are fixed and the arrangement of the subsystems is mainly unchanged, a central space made from titanium alloy is added to the configuration that forced the single fuel tank to be split into 2 smaller tanks. Although, the modified design is far from optimum point in the sense of weight and performance, it is safe during the launch stage and all its mode shapes are manageable. The final configuration is found with the minimum changes in the primary design.

5. References

- [1] A. Parsai, T. Shujaei, "Structural analysis of micro satellites using Ansys software," *The second national conference of construction and production engineering, Najafabad*, 2004.
- [2] C. Quiroz-Garfias, G. Silva-Navarro, and H. Rodriguez-Cortes, "Finite element analysis and design of a CubeSat class picosatellite Structure," *4th International Conference on Electrical and Electronics Engineering*, IEEE, pp. 294-297, 2007.
- [3] A. M. Wagih, M. Hegazy, and M. Kamel, "Pre-testing analysis of large remote sensing satellite's structure," *AIAA SPACE*, p. 5552, 2016, <https://doi.org/10.2514/6.2016-5552>.
- [4] E. V. Morozov, A. V. Lopatin, "Buckling analysis of anisogrid composite lattice conical shells," *16th International Conference on Composite Structures ICCS*, 2011.
- [5] E. V. Morozov, A. V. Lopatin, and A. V. Shatov, "Design and analysis of the spacecraft composite payload adapter with local supports," *ICCM International Conferences on Composite Materials (22nd International Conference on Composite Materials, ICCM 2019, 11 August 2019-16 August 2019)*, 2019, pp. 1-10.
- [6] M. Makhtoumi, "Active vibration control of launch vehicle on satellite using piezoelectric stack actuator," *Journal of Space Technology*, Vol. 8, No. 1, July 2018, <https://doi.org/10.48550/arXiv.1903.07396>.
- [7] Y.H. Park, S.C. Kwon, K.R. Koo, and H.U. Oh, "High damping passive launch vibration isolation system using superelastic SMA with multilayered viscous lamina," *Aerospace*, vol. 8, no. 8, p. 201, 2021, <https://doi.org/10.3390/aerospace8080201>.
- [8] G. F. Abdelal, N. Abuelfoutouh, and A. H. Gad, *Finite element analysis for satellite structures: applications to their design, manufacture and testing*, Springer Science & Business Media, 2013.
- [9] S. Chen, Z. Yang, M. Ying, Y. Zheng, Y. Liu, and Z. Pan, "Parallel load-bearing and damping system design and test for satellite vibration suppression," *Applied Sciences*, vol. 10, no. 4, p. 1548, 2020, <https://doi.org/10.3390/app10041548>.
- [10] M. A. Kamangar, M. J. Kokabi, A. Salekifard, and H. Jamshidi, "Shock analysis of a Carbon/Epoxy composite satellite adaptor," *The 6th International Conference on Composites: Characterization, Fabrication and Application*, 2018.
- [11] H. Cho and J. Rhee, "Vibration in a satellite structure with a laminate composite hybrid sandwich panel," *Journal of Composite Structures*, vol. 93, no. 10, pp. 2566-2574, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.compstruc.2011.04.019>.
- [12] S. D. S. Dawood, A. S. M. Harithuddin, and M. Y. Harmin, "Modal analysis of conceptual microsatellite design employing perforated structural components for mass reduction," *Aerospace*, vol. 9, no. 1, p. 23, 2021, <https://doi.org/10.3390/aerospace9010023>.
- [13] M. Fakoor, S. M. N. Ghoreishi, and H. Sabaghzadeh, "Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): An efficient optimization tool," *Advances in Space Research*, vol. 58, no. 9, pp. 1654-1670, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2016.07.020>.
- [14] M. Fakoor, M. Taghi-nejad, and A. Kosari, "Review of method for optimal layout of satellite components," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 9, pp. 126-137, 2013.

اصلاح طراحی سازه‌های یک ماهواره مکعبی برای سازگاری مودال در پرتاب توسط پرتابگر و گاسی

محمد حاجی جعفری^{۱*}، افشین ولی محمد^۲ و مهسا مهدوی^۳

- ۱- مرکز آموزش عالی فنی و مهندسی بوئین زهرا، قزوین، ایران
۲- گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۳- گروه مهندسی هوافضا، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: hajijafari@bzte.ac.ir

چکیده

در این پژوهش پاسخ دینامیکی یک ماهواره مکعبی ۱۲ واحدی (۳۰×۲۰×۲۰ سانتی‌متر) در شرایط پرتاب برای سه پیکربندی بررسی شده است. به‌رغم وجود یک طرح موفق برای این ماهواره با الزام افزودن یک پایه آداپتور به‌منظور نصب روی یک آداپتور استاندارد، طراحی سازه‌های ماهواره برای سازگاری مودال با پرتابگر اصلاح گردیده که مبتنی بر ۳ راهکار: اعمال تغییرات هندسی روی سازه، تغییر گستردگی نقاط برای بهبود قیود اتصال به پرتابگر و تغییر چیدمان داخلی اجزای سامانه با رعایت استانداردها و اصول سازگاری و هم‌نشینی بود. بر این پایه، به‌جز افزودن پایه آداپتور و اندک تغییراتی در صفحات جداکننده، یک تیرک محوری به ماهواره اضافه گردیده که باعث تغییر چیدمان داخلی از جمله دونیم شدن تانک سوخت (با کاهش گنجایش ۵۹۵ سانتی‌متر) گردیده است. به‌رغم افزایش ۳۷۰ گرمی جرم کل، بسامدهای طبیعی سامانه بدون نیاز به طراحی مجدد به اندازه کافی افزایش یافته و تداخل بسامدی با طیف بسامدی پرتابگر وجود نخواهد داشت.

واژه‌های کلیدی: تحلیل مودال، اصلاح طراحی، ماهواره مکعبی، سازگاری مودال

علائم و اختصارات

E22	مدول کشسانی در راستای ماتریس	MPa	مگاپاسکال
G12	مدول برشی داخل صفحه	GPa	گیگاپاسکال
G13	مدول برشی خارج صفحه	kg/m ³	کیلوگرم بر مترمکعب
I _{xx}	لختی دورانی در جهت محور X	σ _y	تنش تسلیم
I _{yy}	لختی دورانی در جهت محور Y	σ _u	تنش نهایی
I _{zz}	لختی دورانی در جهت محور Z	E	مدول کشسانی
		ρ	چگالی
		v	ضریب پواسون
		E11	مدول کشسانی در راستای الیاف

مقدمه

فضاپیماها در اشکال و ابعاد متفاوتی ساخته می‌شوند و از این رو برای پرتاب آن‌ها به فضا لازم است از پرتابگرهایی با توانمندی‌های جرمی

۱. استادیار

۲. دانشجوی کارشناسی ارشد

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد

و ابعادی متفاوت استفاده می‌شود. گزینه انتخابی هر چه باشد، نیاز است تا فضاپیما به شکلی به بدنه پرتابگر (اصولاً زیر سرپوش) متصل شود. برای بسیاری از ماهواره‌های درشت‌پیکر، ابزار استاندارد برای این منظور آداپتور است. عنوان آداپتور به سازه‌ای اطلاق می‌شود که دارای وجوه مشترک هندسی و سامانه‌ای مناسب برای اتصال فضاپیما از نقاط از پیش تعیین شده به بدنه پرتابگر است؛ به گونه‌ای که سلامت محموله تا زمان تزریق مداری تضمین شود [۱].

سازوکار اتصال و جداسازی ماهواره در فرآیند پرتاب بسیار حائز اهمیت است. آداپتور پیش از جداسازی، ماهواره را به پرتابگر متصل کرده و آن را در فرآیند پرتاب از اغتشاشات محیطی محافظت می‌کند. در جریان جدایش، ماهواره می‌بایست به شکلی اطمینان‌پذیر از آداپتور جدا شود. این جداسازی نباید تأثیر مخربی روی عملکرد سامانه داشته باشد. رعایت الزامات سازگاری ابعادی و دینامیکی با ماهواره از دیگر نکات مهم به شمار می‌آید. مجموعه این عوامل، طراحی سازه آداپتور را به فرایندی حساس و دقیق تبدیل می‌کند [۲].

ارتعاشات تصادفی، به‌طور مستقیم از آداپتور به سازه اصلی منتقل می‌شود. از این رو، لازم است که آداپتور در جرم کم و نیز دارای استحکام و مقاومت کافی باشد. برای اتصال ماهواره‌های بزرگ به پرتابگر عموماً از اتصالات استاندارد استفاده می‌شود؛ اما چالش اصلی این اتصالات در ماهواره‌های کوچک، محدود بودن گزینه‌های استاندارد است و باید برای هندسه‌های جدید یک سامانه اتصال و جدایش طراحی شود [۳]. الزام کاهش حداکثری وزن مرده، اهمیت این موضوع را دوچندان می‌سازد؛ به همین دلیل طراحی آداپتور دارای جایگاهی در سطح طراحی سازه اصلی ماهواره خواهد بود [۴].

پژوهش‌ها در خصوص تحلیل‌های استحکام سازه و رفتار مودال برای بررسی خصوصیات ارتعاشی سامانه، گسترده است. درحالی‌که تحلیل‌ها در فاز پرتاب اصولاً روی بارهای فیزیکی شامل شبه‌استاتیک، ضربه، ارتعاشی و بارگذاری صوتی از یک سو و همین‌طور تحلیل رفتار مودال از سوی دیگر متمرکز است، توجه در فاز مداری معمولاً معطوف به تنش‌های گرمایی است. برای نمونه در سال ۲۰۰۴ پارسایی و شجاعی مجموعه سازه اصلی و زیرسامانه‌های یک ریزماهواره را تحت تأثیر نیروهای استاتیکی و دینامیکی در فاز پرتاب و در فاز مداری تحت تنش‌های گرمایی تحلیل کردند. بررسی کمانش ستون‌های اسکلت ماهواره در فاز پرتاب و تحلیل ارتعاشات تصادفی در این فاز از تأثیرگذاری ویژه بارگذاری‌های تصادفی حکایت دارند [۵]. جی‌سیلوا در سال ۲۰۰۷ به بررسی نیروهای شبه‌استاتیک اعمالی و بسامدهای طبیعی سازه یک پیکوماهواره پرداخته و بر این پایه یک طرح برای سازه اولیه آن پیشنهاد داده است. تحلیل اسکلت ماهواره در این مقاله با در پیش گرفتن یک رویکرد ترکیبی بین روش‌های تحلیلی و اجزای محدود انجام پذیرفته است [۶].

پژوهشی به سال ۲۰۱۱ آزمایش‌های ارتعاشات تصادفی گسترده‌ای با استفاده از لرزاننده الکترودینامیکی روی سازه یک ماهواره سنجش‌ازدور انجام و نتایج آن با مقادیر مدل اجزای محدود مقایسه شد که نشانگر مطابقت خوب بین نتایج تجربی و عددی بود [۷]. در سال ۲۰۱۶ پژوهشی تجربی حول تحلیل سازه ماهواره‌های سنجش‌ازدور توسط وجیه و همکاران صورت گرفت. این مطالعه با تأیید مدل اجزای محدود با بررسی خواص لختی، بررسی درجات آزادی و بار گرانشی آغاز شده و با تحلیل استاتیکی و دینامیکی در فاز پرتاب به روش‌های مودال و هم‌ساز ادامه یافت. در تحلیل مودال، از روش جرم مؤثر برای تخصیص اشکال مود و بسامدهای طبیعی متناظر استفاده گردید [۸].

بررسی ویژگی‌های اتصالات ماهواره به پرتابگر از دیگر زمینه‌های پژوهشی رایج به شمار می‌آید. بررسی روش نصب، تحلیل نیروهای انتقال‌یافته و بهسازی هندسی آداپتور از مهم‌ترین اقدامات در این بخش تلقی می‌شود. در پژوهش موزوروف، لویاتین و شاتوف برخی از متداول‌ترین انواع آداپتورها معرفی شدند. آن‌ها با تحلیل مدل‌های اجزای محدود، اثر پارامترهای هندسه را بر نیروها و گشتاورهای کمانش بحرانی و بسامدهای ارتعاشات محوری و عرضی بررسی نمودند [۹]. در پژوهشی دیگر، موروزوف و همکاران در سال ۲۰۱۱ طراحی آداپتور کامپوزیتی و تحلیل کمانش آن را مورد توجه قرار دادند. در این پژوهش، رفتار کمانشی پوسته‌های مخروطی شبکه کامپوزیت تحت فشار محوری، خمش عرضی، خمش خالص و پیچش بررسی شده و اثرات تغییر پارامترهای سازه‌ای بر بارهای کمانش با استفاده از تحلیل‌های اجزای محدود سنجیده شد [۱۰]. در مطالعه‌ای که در سال ۲۰۱۸ توسط کمانگر و همکاران صورت گرفت، سازه آداپتور مدل‌سازی و برخی از تحلیل‌های ارتعاشاتی و نیز ضربه روی آن انجام گردید. با توجه به پاسخ ارتعاشی در هر مرحله و یاری گرفتن از الگوریتم ژنتیک، نسبت به بهینه‌سازی ابعادی آداپتور برای کمینه ساختن پاسخ به نیروهای تحریک استفاده شد [۱۱].

به‌منظور دست‌یابی به یک رویکرد موفق برای برآورده‌سازی الزامات کنترل تأثیر نیروهای ارتعاشی پرتابگر بر ماهواره، بررسی جامع ویژگی‌های اتصالات ماهواره به پرتابگر ضروری است. هرچند که استفاده از روش‌های سنتی برای کنترل بسامدهای ارتعاشی موفق است، اما از سوی دیگر باعث افزایش دامنه نوسان می‌شود که نیاز به طرح روش‌های جدید از جمله آداپتور هوشمند با اعمال مواد ویسکوالاستیک را مطرح می‌سازد. برای نمونه، در سال ۲۰۱۸ مختمی از یک طرح مفهومی جامع برای نمایش پارامترهای طراحی و الزامات عملکردی استفاده نمود که بر اساس معیارهای قابلیت اطمینان و دیرپایی (Durability) برای اطمینان از عملکرد موفق سامانه پیشنهاد شد. همچنین در این پژوهش از تحلیل مودال برای

چیدمان مناسب زیرسامانه‌های ماهواره مسئله مهم و درعین حال پیچیده‌ای است؛ زیرا می‌بایست افزون‌بر رعایت استانداردها، میان زیرسامانه‌ها تعادل و ارتباط درست برقرار گردد که از آن تحت عنوان اصول سازگاری و هم‌نشینی یاد می‌شود. همین‌طور خصوصیات لختی از چیدمان زیرسامانه‌ها تأثیر می‌پذیرد که به شکل مستقیم در رفتار دینامیکی سامانه خود را نشان می‌دهد. پیرامون این بحث، پژوهشی در سال ۲۰۱۶ توسط فکور و همکاران صورت گرفت. در این پژوهش، با کمک بهینه‌سازی چندهدفه حل‌های بهینه به‌طور خودکار برای طرح سه‌بعدی زیرسامانه‌های فضایی ارائه شده است. در این طرح‌ها محدودیت‌های مهم مانند مرکز گرانش، لختی دورانی، توزیع گرما، بسامدهای طبیعی و استحکام ساختاری در نظر گرفته شده است [۱۷]. به‌گونه‌ای مشابه، در مورد اهمیت چیدمان زیرسامانه‌ها می‌توان به پژوهش فکور و همکاران اشاره نمود. در این پژوهش بر روی تحقیقات ده سال گذشته با هدف خودکارسازی فرایند چیدمان اجزا در طراحی ماهواره، تمرکز شده است [۱۸].

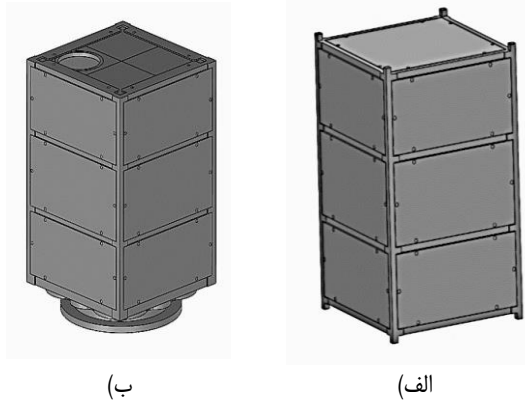
از مرور مراجع یادشده، اهمیت تحلیل سازه و آداپتور فضاپیماها به‌روشنی قابل‌درک است. درحالی‌که ماهواره‌های کوچک (به شکل ویژه مکعبی) معمولاً توسط چهارپایه روی پرتابگر نصب می‌شوند، استفاده از آداپتورهای استاندارد برای آن‌ها با چالش روبرو است. در این مقاله، در آغاز به بررسی رفتار مودال طرح مفهومی یک ماهواره مکعبی ۱۲ واحدی در حالی پرداخته شده که توسط چهارپایه روی پرتابگر نصب می‌شود. سپس برای ماهواره یک‌پایه نصب آداپتور طراحی گردیده که امکان اتصال آن را به آداپتور استاندارد MBL با قطر محل اتصال ۲۰ میلی‌متر (مورد استفاده در وگا طبق نیازمندی‌های جدید) فراهم می‌سازد. این آداپتور می‌تواند اشکال مختلفی داشته باشد. برای نمونه در پیکربندی Vampire 937 MPL، امکان نصب ۶ ماهواره به شکل هم‌زمان وجود خواهد داشت، شکل (۱-الف). حلقه اتصال ماهواره به آداپتور استاندارد MLB در شکل (۱-ب) نشان داده شده است. افزودن پایه باعث افزایش ارتفاع مرکز جرم می‌گردد که در کنار محدود شدن ناحیه مقید، به کاهش بسامدهای طبیعی و به خطر افتادن سلامت سامانه می‌انجامد.

در این مقاله تلاش گردیده تا کمترین تغییرات فیزیکی در سازه ماهواره ایجاد و مشخصات تمامی زیرسامانه‌ها حفظ شود. پس از تعریف یک فرایند ده مرحله‌ای و با استناد به سه راهکار، طرح مفهومی اصلاح شده است که سازگاری بسامدی آن در مواجهه با بسامدهای تحریک پرتابگر رعایت و بیشینه تغییر شکل‌ها در آن کنترل شده است. درحالی‌که در بیشتر پژوهش‌ها تأکید روی بهینه‌سازی جایابی اجزای داخلی برای سازگاری بسامدی است، در مقاله پیش رو اصلاح یک طرح موجود است، به‌گونه‌ای که تا حد امکان از دوباره‌کاری و صرف زمان جلوگیری گردد.

تعیین ویژگی‌های ذاتی آداپتور هوشمند بهره گرفته شد [۱۲]. در پژوهشی به سال ۲۰۲۰ طرحی با هدف اعمال میرایی لزج و به‌منظور افزایش استحکام آداپتور برای دست‌یابی بار طراحی و کاهش ارتعاشات بررسی شد. بدین منظور، با کنترل ضریب میرایی و سرعت نسبی بین دو سر میراساز، لرزش و استحکام آداپتور در حد مطلوبی حفظ گردید که نسبت به روش‌های سنتی یک مزیت محسوب می‌شود [۱۳]. در مقاله دیگری به سال ۲۰۲۱، سامانه جداسازی ماهواره از پرتابگر مبتنی بر فناوری آلیاژ حافظه‌دار و هوشمند فراکشسان برای کاهش چشم‌گیر بارهای دینامیکی اعمالی در فاز پرتاب به یک ماهواره کوچک، توسعه داده شد. در این پژوهش، ویژگی‌های سامانه جدایش پیشنهادی با در نظر گرفتن شمار مختلفی از لایه‌های ویسکوالاستیک از آزمون بار استاتیکی به‌دست آمد. همچنین، اثربخشی طراحی با شبیه‌سازی آزمون‌های بار سینوسی و ارتعاش تصادفی تأیید و بررسی گردید [۱۴]. تحلیل‌های هم‌زمان ماهواره و آداپتور، نقطه کمال پژوهش‌های انجام شده در زمینه تحلیل دینامیکی در فاز پرتاب است. این دسته کارها اصولاً تخمینی دقیق‌تر از واقعیت ارائه می‌کنند؛ چراکه معمولاً میزان شباهت بیشتر مدل تحلیلی به واقعیت، موجب افزایش دقت نتایج به‌دست آمده می‌شود. برای نمونه، در پژوهشی در سال ۲۰۱۳ که در قالب کتاب انتشار یافته، پس از مدل‌سازی سازه ماهواره و در نظر گرفتن الزامات طراحی، آداپتور پرتابگر برگزیده نیز به تحلیل‌ها وارد شده است. در این پژوهش، افزون‌بر بررسی محدوده بسامدهای طبیعی، نیروهای استاتیکی و هم‌ساز نیز بررسی شد [۱۵].

به دلیل تناسب مستقیم با هزینه‌های پرتاب، کاهش جرم به‌عنوان یکی از اهداف اولیه و مهم طراحی سازه، همواره اهمیت داشته است. رایج‌ترین روش کاهش جرم، در حال حاضر، سازه‌های لانه‌زنبوری ساخته شده از کامپوزیت‌های فضایی، به‌ویژه برای ماهواره‌های بزرگ است. با این حال، اجرای کارآمد این مواد نیازمند تخصص در فرآیندهای طراحی، تحلیل و ساخت است. افزون‌بر این، هزینه‌های بالا باعث افزایش هزینه‌های کلی مأموریت می‌شود. در مقاله‌ای در سال ۲۰۲۱، یک رویکرد جایگزین کم‌هزینه از راه طراحی و اجرای الگوهای سوراخ‌دار فلزی با شکل هندسی و پارامتریک تعریف شده است. در پژوهش داوود، حریت‌الدین و حرمین با توجه به بسامد طبیعی سازه، الگوهای پیشنهادی انتخاب و تأیید شده و سپس بهترین الگو از میان گزینه‌ها، پس از تأیید روش محاسباتی با تحلیل مودال تجربی بر روی یک مدل فیزیکی انتخاب شد. برای مورد مطالعاتی حدوداً ۲۳ درصد از جرم سازه با حفظ الزامات بسامد طبیعی کاهش یافت. نکته چشم‌گیر در این پژوهش در نظر گرفتن پایه آداپتور در تمام مدل‌سازی‌ها و تحلیل‌ها است که این فرض نتایج به‌دست آمده را بسیار به نتایج واقعی نزدیک کرده است [۱۶].

قاعده مربع (۲۰×۲۰ سانتی‌متر) و ارتفاع ۳۰ سانتی‌متر در نظر گرفته شده است. این سازه مسیر اصلی انتقال بار به زیرسامانه‌ها بوده و عوارض ذاتی یکپارچه‌سازی را کمینه می‌سازد. شکل (۲) نمایشی از هندسه سازه اولیه فضاییماست. درحالی‌که شکل (۲-الف) سازه اولیه را با چهارپایه ارائه می‌کند، شکل (۲-ب) طرح کلی سازه اصلاح شده را نشان می‌دهد که مجهز به یک‌پایه برای امکان اتصال به آداپتور MLB است.



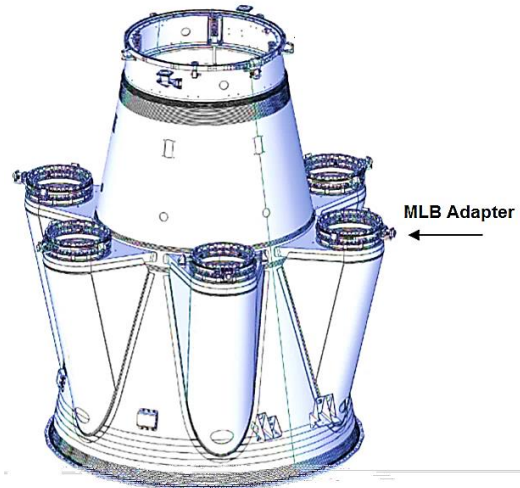
شکل ۲- نمای کلی سازه ماهواره به همراه دیواره‌های کامپوزیتی:

الف) پیکربندی ۱. ب) پیکربندی ۲ (اصلاح شده)

آن‌گونه که گفته شد، کانون اصلی فعالیت‌ها در این پژوهش تغییر روش اتصال یک ماهواره مکعبی ۱۲ واحدی به پرتابگر از پیکربندی ۱ (شکل ۲-الف) به پیکربندی ۲ (شکل ۲-ب) است. در آن پیکربندی ۱، ماهواره از چهارپایه کوچک به بدنه متصل شده و در آن از جفت‌های ویژه بدین منظور استفاده گردیده است. ماهواره ممکن است به صورت افقی یا عمودی (برپا یا آویزان) به بدنه متصل شود که اصولاً برای پرتابگرهای متوسط یا بزرگ و در مدارهای نزدیک زمین اجرا می‌شود. در مقابل، در پیکربندی ۲، از یک آداپتور با وجه اشتراک دایروی شکل مانند آداپتور PLE937VJ (شکل ۱-الف) استفاده می‌شود که نیاز به افزودن پایه آداپتور را به سازه مطرح می‌سازد. هرچند که این کار باعث افزایش جرم می‌شود، ولی امکان استفاده از پرتابگرهای کوچک‌تر و رسیدن به مدارهای بالاتر را فراهم می‌کند.

هدف اصلی پژوهش، دستیابی به یک گزینه پذیرفتنی با رعایت الزامات هم‌نشینی زیرسامانه‌ها در راه‌حل پیشنهادی است؛ به‌گونه‌ای که بسامدهای طبیعی طرح با بسامدهای تحریک پرتابگر انتخابی سازگاری داشته و افزون‌بر پیش‌بینی شکل مودها، بتوان بیشینه تغییر شکل‌ها را نیز کنترل کرد. در این پژوهش، با در نظر گرفتن امکانات مورد نیاز، پرتابگر Vega C از شرکت آریان انتخاب شده که مناسب پرتاب ماهواره‌های کوچک‌پیکر است [۱۹]. پس از ایجاد هر چیدمان مبتنی بر پیکربندی جدید، لازم است در صورت

در ادامه متن، نخست به تشریح روش کار پرداخته شده و در آن به توصیف مدل‌سازی، روش تحلیل و داده‌گیری اشاره شده است. در بخش نتایج، یافته‌های پژوهش ارائه شده که با اعمال تغییرات سازه‌ای برای سازگاری با بسامدهای تشدید پرتابگر همراه است. در نتیجه‌گیری به جمع‌بندی نکات برآمده از تحلیل‌ها پرداخته شده و برخی از سرنخ‌های پژوهشی به‌عنوان پیشنهاد برای ادامه کار ذکر گردیده و در پایان، مراجع کار فهرست شده است.



الف)



ب)

شکل ۱- تجهیزات اتصال ماهواره به پرتابگر [۱۹]. الف) مجموعه ۶ آداپتور MLB در پیکربندی ومپایر ۹۳۷ MPL مورد استفاده در پرتابگر وگا سی. ب) حلقه اتصال ماهواره به آداپتور استاندارد MLB

روش کار

پیش از طراحی هر بخش از سازه ماهواره، الزامات کلیدی برای تمام زیرسامانه‌های اصلی آن باید استخراج شود. اجزای سازه به سه دسته طبقه‌بندی می‌شوند: سازه‌های اولیه، ثانویه و ثالثیه [۱۲]. نخستین گام در فرآیند طراحی، تعیین پیکربندی کلی ماهواره است که با در نظر گرفتن فراوانی تجهیزات درگیر در مأموریت، انجام می‌پذیرد. در این مقاله، سازه اولیه ماهواره (در پیکربندی ۱) یک مکعب مستطیل با

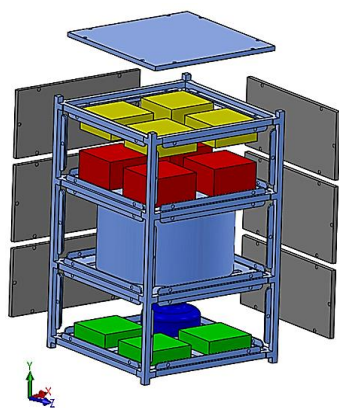
جدول (۲) استفاده شده است. این دیواره‌ها ۶/۵ میلی‌متر ضخامت داشته و طول و عرض آن‌ها به ترتیب برابر با ۲۰۴ و ۱۰۰ میلی‌متر است.

جدول ۱- مشخصات مکانیکی آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱

مشخصات مکانیکی	مقادیر
σ_y (MPa)	۲۷۶
σ_u (MPa)	۳۱۰
E(GPa)	۶۸/۹
ρ ($\frac{kg}{m^3}$)	۲/۷
ν	۰/۳۳

جدول ۲- مشخصات مکانیکی پنل‌های کامپوزیتی HTM143/M55J

مشخصات مکانیکی	مقادیر
E11 (GPa)	۱۸۱
E22 (GPa)	۱۰/۳
G12 (MPa)	۷/۷
G13 (MPa)	۳/۳۸
ρ ($\frac{kg}{m^3}$)	۱۶۰۰
ν_{12}	۰/۲۸



شکل ۳- تصویر انفجاری سازه (پیکربندی ۱) به همراه دیواره‌ها، زیرسامانه‌ها

زیرسامانه‌ها

زیرسامانه‌های ماهواره شامل تانک‌های سوخت، دوربین، مجموعه باتری و بوردها می‌شود. آن‌گونه که در شکل ۳ دیده می‌شود، دوربین در طبقه پایین، تانک سوخت در وسط و باتری و بوردها در طبقه بالا نصب می‌گردند. وجود حفره در صفحه پایینی بدنه به منظور فراهم کردن روزنه دید برای دوربین است.

حضور بسامدهای طبیعی در محدوده خطر، با ایجاد تغییرات و مقاوم‌سازی سازه ماهواره در جهت اصلاح مشکل اقدام شود. در ادامه، پس از معرفی اجزای سازه، گام‌های فرایند طراحی و مدل‌سازی سازه ماهواره تشریح شده است.

ساختار سازه اصلی ماهواره

سازه ماهواره‌های مکعبی از نظر ابعادی اصولاً به صورت ضرابی از ۱۰ سانتی‌متر طراحی می‌شوند. اجزای بدنه این فضاپیماها معمولاً شامل یک اسکلت اصلی (اسکلت)، صفحات جداکننده طبقات و دیواره‌های کامپوزیتی (یا فلزی) می‌شود که وظیفه جایدگی و حفاظت از زیرسامانه‌های اصلی و نیز تحمل بارهای اعمالی را به دوش می‌کشند. با توجه به آنچه گفته شد، لازم است سازه ماهواره به پرتابگر متصل شود که ممکن است از راه آداپتور انجام پذیرد.

در این بخش، ساختار سازه اصلی ماهواره تشریح گردیده است. ماهواره مکعبی مورد مطالعه، آن‌گونه که گفته شد، شامل اجزای زیر است:

اسکلت

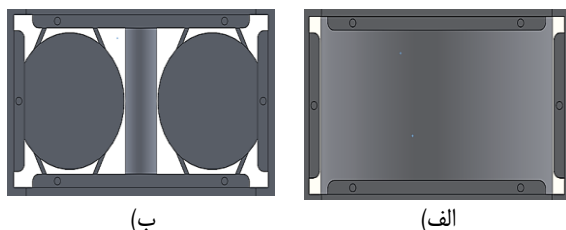
اسکلت از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ ساخته شده و شامل میله‌ها و اتصالات با مقطع عموماً مستطیلی است که به یکدیگر جوش شده‌اند. این ماده از نظر جرم و سختی خصوصیات مطلوبی دارد و قادر است برای کاربردهای فضایی استفاده شود (جدول ۱). اسکلت جایگاه مناسب برای نصب زیرسامانه‌ها و نیز مکان قرار گرفتن دیواره‌ها و صفحات جداکننده را فراهم می‌سازد (شکل ۳).

صفحات جداکننده

سازه اصلی از سه طبقه تشکیل شده که توسط چهار صفحه از جنس آلیاژ یادشده به ضخامت ۶/۵ میلی‌متر از هم جدا شده‌اند. در کف و سقف پیکره نیز از همین صفحات استفاده شده است. به منظور سبک‌سازی و نیز عبور لوله‌ها و سیم‌ها، بخش‌هایی از این صفحات بریده شده‌اند. زیرسامانه‌های فضاپیما با پیچ روی صفحات اصلی نصب گردیده‌اند. سهولت در ساخت (ماشین‌کاری و شکل‌دهی و همین‌طور دسترس‌پذیری و قیمت مناسب از دلایل انتخاب این آلیاژ به‌عنوان مصالح مورد استفاده در ساخت اسکلت به‌شمار می‌آید.

دیواره‌ها

دیواره‌های چهار طرف از جنس کامپوزیت Cyanate-Ester/Carbon لایه چینی همسانگر^۴ با زوایای $[\pm 45/0/90]_s$ است که محیط بیرونی ماهواره را از محیط درونی جدا می‌کند. در این تحلیل به شکل ویژه از دیواره‌های کامپوزیتی HTM143/M55J با مشخصات ارائه شده در



شکل ۶- تانک سوخت: الف) پیکربندی ۱ و موقت،
ب) تانک‌های سوخت پیکربندی

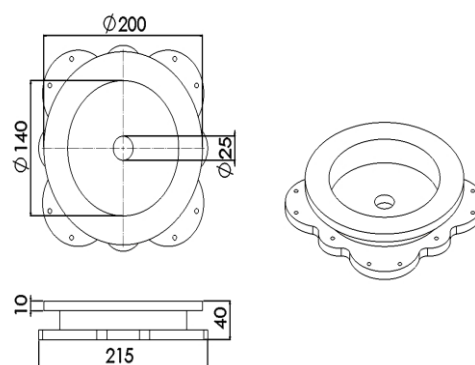
هدف اصلی در پژوهش پیش رو حفظ سازه ماهواره از محدوده خطر بسامدهای پرتابگر است. بدین منظور تعبیه یک میله (مثلاً از جنس آلایژ تیتانیوم) به‌عنوان تیرک در میانه سازه ماهواره مطرح شده است، که به افزایش بسامدهای طبیعی سامانه کمک شایانی می‌کند. این عمل ایجاد تغییراتی در چیدمان و فیزیک برخی از زیرسامانه‌ها را اجتناب‌ناپذیر می‌سازد. برای نمونه لازم است که تانک سوخت در این حالت با دو تانک کوچک‌تر جایگزین می‌شود (شکل‌های ۵ و ۶).

فرایند مدل‌سازی و تحلیل

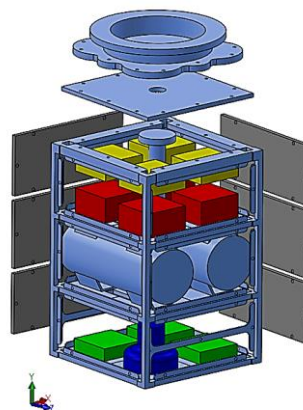
روش کار در این پژوهش یک فرایند ۱۰ مرحله‌ای است که در شکل (۷) به نمایش درآمده است. بر این پایه، در آغاز یک پیکربندی برای فضایما انتخاب می‌شود که در پیکربندی ۱ بدان اشاره شده است (گام ۱). سپس اجزای سازه‌ای فضایما با توجه به زیرسامانه‌های مورد نیاز توسط آن تعیین شده و ابعاد اولیه برای آن‌ها محاسبه می‌شود (گام ۲). در گام بعدی به انتخاب مواد مناسب برای هر بخش از سازه اولیه با در نظر گرفتن الزامات سازگاری و استانداردها اقدام می‌گردد (گام ۳). در ادامه، طرح نهایی شامل ابعاد و وزن سازه و زیرسامانه‌ها تهیه می‌شود (گام ۴). در صورت رعایت نشدن الزامات ابعادی و هم‌نشینی گام دوم تکرار می‌گردد؛ در غیر این صورت انتخاب روش طراحی و تحلیل مدنظر قرار می‌گیرد که در این بخش مقاله به شکل عمده بدان پرداخته می‌شود (گام ۵). مدل‌سازی در محیط Solidworks گام بعدی است که ملزومات تحلیل را فراهم می‌سازد. در گام ۶ جزئیات طراحی سازه بررسی می‌شود. خروجی این گام یک مدل ساده شده برای استفاده در مرحله بعدی (گام ۷) که در آن درستی مدل آزمایش می‌گردد. بدین منظور، روی سازه ماهواره تحلیل مودال انجام می‌شود که می‌بایست بدون اعمال قیود تکیه‌گاهی، بسامد طبیعی برای ۶ مود نخست صفر باشند. این ویژگی بدان معناست که سازه صلب بدون اتصال به پایه آداپتور دست‌کم دارای ۶ درجه آزادی است [۷]. برآورده نشدن این شرط، تکرار گام ۶ را ضروری می‌سازد. در ادامه، مدل آزموده شده تحت تأثیر بارهای استاتیکی و ضربه تحلیل شده (گام ۸) و در ادامه تحلیل مودال نیز روی آن انجام می‌پذیرد (گام ۹). در این مرحله، نامناسب بودن نتایج باعث الزام به تکرار گام دوم خواهد گردید. در پایان، این فرایند با ارائه نتایج تحلیل خاتمه می‌یابد (گام ۱۰).

موضوع مهمی که باید بدان پرداخته شود، نحوه و شمار اتصالات اجزای مختلف به یکدیگر است؛ شمار اتصالات در مقاومت سازه ماهواره نقش اساسی دارد؛ چراکه کاهش شمار اتصالات موجب کاهش استحکام شده و آسیب‌پذیری سازه را در برابر حوادث احتمالی افزایش می‌دهد. از سوی دیگر ممکن است افزایش شمار اتصالات به افزایش وزن سامانه بینجامد که افزون‌بر پیچیدگی ساخت، هزینه عملیاتی را بالا می‌برد. با در نظر گرفتن این دو موضوع، پیچ‌هایی با قطر ۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده و به ازای هر ده سانتی‌متر از طول اضلاع، یک پیچ منظور شده است. همان‌گونه که از شکل (۲) برمی‌آید، در هر پنل ۶ عدد پیچ و در صفحات جداکننده ۸ عدد پیچ به کار رفته است. ماهواره در این حالت توسط چهارپایه خود و یا پایه آداپتور به پرتابگر متصل می‌شود.

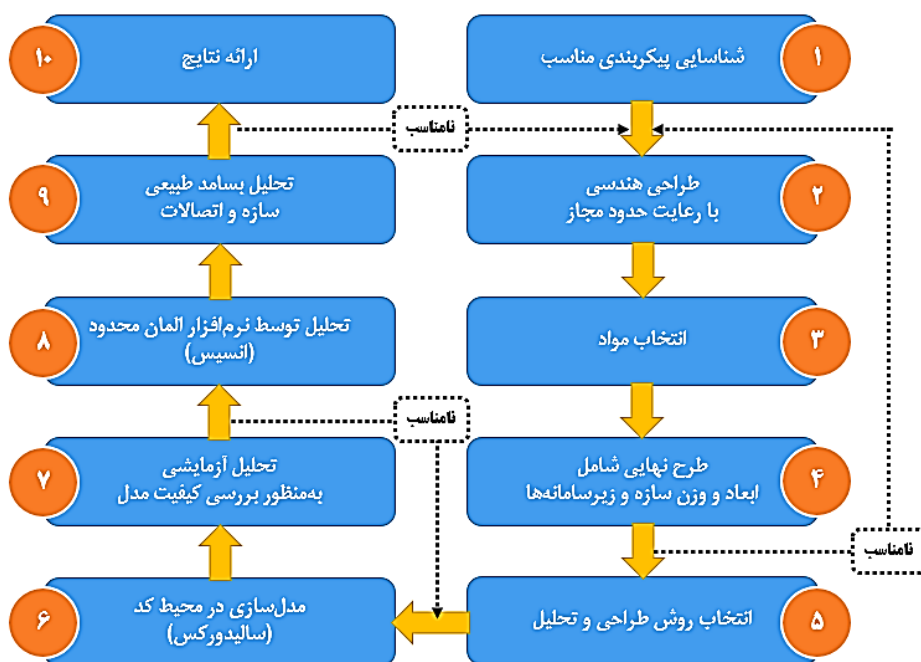
در صورت نیاز، لازم است پایه آداپتور به‌عنوان بخشی از سازه اولیه در نظر گرفته شده و ریخت و ابعاد آن با هماهنگی پیکربندی سازه ماهواره تعیین شود. برای نمونه، در این پژوهش پایه آداپتور استاندارد با مشخصات نشان داده شده از جنس تیتانیوم طراحی شده است (شکل ۴). سازه مذکور شامل یک حلقه است که از سوی دیگر با ۱۲ اتصال به اسکلت ماهواره متصل می‌شود (شکل ۳).



شکل ۴- پایه آداپتور طراحی شده از جنس تیتانیوم



شکل ۵- تصویر انفجاری سازه (پیکربندی ۲) به همراه دیواره‌ها، زیرسامانه‌ها و رابط آداپتور



شکل ۷- فرایند طراحی، مدل‌سازی و تحلیل مدل سه‌بعدی ماهواره

اتصال ماهواره به پایه (پرتابگر) مربوط می‌شود. بدین ترتیب، هر چه گستردگی نقاط اتصال بیشتر و این نقاط مقیدتر باشند، بسامدهای طبیعی سازه بالاتر خواهد رفت [۲۰]. محدودیت‌های ابعادی اصولاً کارآیی این رویکرد را تحت تأثیر قرار می‌دهند. مقیدتر شدن نقاط اتصال از سوی دیگر می‌تواند باعث افزایش دامنه نوسان گردد. روش سوم تغییر در هندسه سازه از راه جابجایی زیرسامانه‌های آن با رعایت استانداردها و اصول سازگاری و هم‌نشینی است که پیش‌تر در پژوهش‌های متعددی از جمله پژوهش [۱۸] بدان اشاره شده است. در این بین، حفظ موقعیت کلی مرکز جرم و نیز رعایت الزامات موجود درباره لختی‌های دورانی حول سه محور دارای اهمیت است. برای نمونه، لازم است بیشینه فاصله مرکز جرم سامانه تا مرکز هندسی آن در محدوده مشخصی قرار داشته باشد [۲۱]. اثربخشی این رویکرد تحت تأثیر شمار زیرسامانه‌های موجود و نیز محدودیت‌های فضایی مرتبط با استانداردها و اصول هم‌نشینی و سازگاری در چیدمان اجزا است.

مدل‌سازی اجزای سامانه در محیط نرم‌افزاری در دو سطح انجام می‌پذیرد. درحالی‌که مدل‌سازی سه‌بعدی سامانه در Solidworks با توزیع جرم در حجم پیوسته همراه است، این روش را می‌توان اصولاً برای اسکلت اصلی فضاپیما و دیگر اجزای حامل بار در آن به کار گرفت. در مقابل، به دلیل کاستن از پیچیدگی مدل، می‌توان اجزای غیر حامل نظیر زیرسامانه‌ها را به صورت جرم‌های نقطه‌ای مدل‌سازی نمود که البته این کار به شکل معمول در محیط ANSYS و برای تحلیل مودال قابل انجام است. بدین ترتیب، افزون‌بر بررسی ویژگی‌های لختی و تعیین موقعیت مرکز جرم، امکان بررسی چیدمان

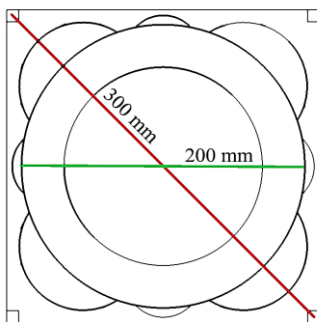
پیکربندی مناسب اصولاً برگرفته از نیازمندی‌های مأموریتی است. این کار پس از شناسایی زیرسامانه‌های مورد نیاز صورت پذیرفته و همان‌گونه که گفته شد، پس از طراحی هندسی و انتخاب مواد به طرح نهایی می‌انجامد. مدل‌سازی و تحلیل سامانه بسته به جزئیات مورد استفاده از آن می‌تواند تغییر کند که البته بایست به اندازه کافی ساده و درعین حال جامع باشد. تحلیل‌های استاتیکی و ضربه اصولاً به منظور آزمون استحکام سازه در مقابل بارهای وارد در فاز پرتاب انجام می‌پذیرند. در این آزمون‌ها تغییر شکل‌های موقت و دائم سازه مطالعه شده و تلاش می‌شود تا تغییر شکل‌های دائمی احتمالی به تسلیم و شکست منجر نشود. در مقابل، هدف تحلیل مودال بررسی سازگاری بسامدهای طبیعی سامانه با بسامدهای تحریک پرتابگر است. همچنین از نتایج این تحلیل می‌توان به عنوان نقطه آغازی برای تحلیل پاسخ هم‌ساز سامانه نیز استفاده نمود. شکل مودهای طبیعی ماهواره، در طراحی ساختاری آن بسیار تعیین‌کننده هستند. تجربه نشان داده که سازه ماهواره مکعبی اصولاً الزامات بارگذاری استاتیکی و ضربه را بسیار ساده‌تر از سازگاری بسامدی برآورده می‌کنند [۱۲]. به منظور مناسب‌سازی بسامدهای طبیعی سازه ماهواره رویکردهای مختلفی وجود دارد. رویکرد نخست مبتنی بر بهبود استحکام سازه ماهواره از راه تغییر در ابعاد یا جنس اسکلت خارجی است. بر این پایه، ضخیم‌تر شدن اجزای سامانه اصولاً باعث افزایش بسامدهای طبیعی آن شده و به کارگیری مواد مستحکم‌تر نیز اثری مشابه دارد [۷]. مشکل بزرگ در این روش، افزایش جرم کنترل نشده و گاه محدودیت فضایی است. دومین رویکرد به تغییر نقاط و قیود

جدول ۳- بسامدهای طبیعی ۶ مود اول سازه مقید به آداپتور با استفاده از دو الگوی مش

شماره مود	مش مثلثی	مش ترکیبی	درصد خطا
۱	۱۳۸	۱۳۶	۱/۴٪
۲	۱۴۷	۱۴۳	۲/۷٪
۳	۲۹۸	۳۰۴	۲/۰٪
۴	۳۰۳	۳۱۲	۳/۰٪
۵	۴۶۷	۴۵۴	۲/۸٪
۶	۵۴۲	۵۵۵	۲/۴٪

نتایج

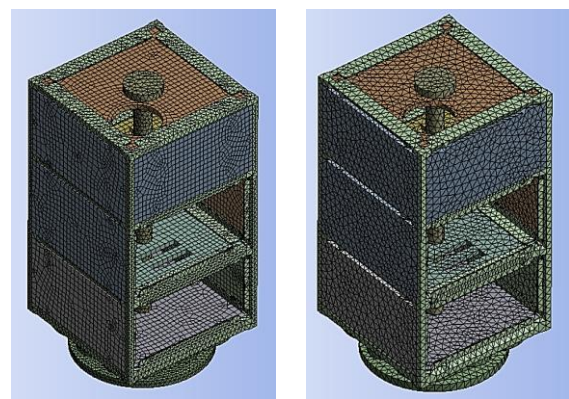
همان‌گونه که گفته شد، سه رویکرد اصلی برای مناسب‌سازی بسامدهای طبیعی سازه ماهواره وجود دارد. درحالی‌که در این پژوهش به دلیل افزوده شدن پایه آداپتور از گستردگی نقاط اتصال کاسته شده، (شکل ۹) و از سوی دیگر نمی‌توان تغییرات چندانی در قیود اتصال به پرتابگر ایجاد نمود، افزایش بسامدهای طبیعی از این راه اصولاً امکان‌پذیر نیست. از سوی دیگر، تغییر جنس سازه ماهواره با پیامدهای فراوانی روبروست. مواد مجاز برای استفاده در کاربری فضایی انواع محدودی داشته و از منظر خصوصیات گوناگون نظیر مقاومت مکانیکی، قابلیت ساخت، خصوصیات لختی، قیمت و دسترس‌پذیری متفاوت هستند. به عبارتی رسیدن به یک گزینه پذیرفتنی تنها از راه تغییر مصالح مورد استفاده امکان‌پذیر نبوده و نیاز به انجام یک طراحی جدید است. از جایی که در تغییر چیدمان زیرسامانه‌ها امکان چندانی برای جبران فاصله بسامدهای طبیعی تا حد مجاز وجود ندارد، افزودن برخی از اجزای کمکی به اسکلت ماهواره و تغییر هندسه بعضی از اجزا تنها روش‌های مناسب‌سازی بسامد در این پژوهش به شمار می‌آیند.



شکل ۹- گستردگی نقاط اتصال ماهواره به پرتابگر (خط افقی نشان‌دهنده گستردگی نقاط اتصال در سازه اصلاح شده و خط مورب نشان‌دهنده گستردگی اتصال در سازه اولیه است)

اجزا روی عملکرد مودال سامانه وجود خواهد داشت. دیگر مسئله مهم در مدل‌سازی سه‌بعدی، تعریف درست قیود اتصال است. روش پیشنهادی در این پژوهش جفت‌سازی بین دو سطح مجاور است که به شکل ویژه برای محل اتصال ماهواره به پرتابگر یا آداپتور به کار می‌رود. در این بین، فرض می‌شود که دو سطح در جریان تحلیل مثل دو قطعه جوش شده به یکدیگر عمل می‌کنند. این فرض در مورد پیچ‌های متصل‌کننده صفحات جداکننده به اسکلت اصلی و دیواره‌های کامپوزیتی نیز صادق است. افزون‌بر این، در تحلیل مودال به‌ویژه باید در نظر داشت که هیچ نیرویی به سامانه اعمال نشده و لازم است که شرایط مرزی در محل آداپتور باید به‌عنوان تکیه‌گاه ثابت فرض شود. واپسین موضوعی که در این بخش بدان اشاره می‌گردد، اهمیت انتخاب مش مناسب برای تحلیل مدل سه‌بعدی است که تأثیر مستقیمی روی دقت، نرخ هم‌گرایی و سرعت شبیه‌سازی دارد. مناسب‌ترین الگو برای مش‌زنی در این مسئله مثلثی بی‌سازمان^۵ پیشنهاد می‌شود (شکل ۸).

به دلیل پیچیدگی مدل سازه امکان استفاده از یک مش سازمان‌یافته^۶ برای تمامی اجزای آن وجود ندارد. هرچند که در بسیاری از پژوهش‌ها از جمله [۲۰-۲۱] برای صفحات تخت از مش مربعی و برای سایر اجزا از مش مثلثی استفاده شده است، در این مقاله تنها از مش مثلثی بی‌سازمان برای تمامی اجزای سازه استفاده می‌شود که با توجه به مفهومی بودن طرح مناسب است. درستی مش با بررسی حد استقلال نتایج از ابعاد، انتخاب شده است. به‌منظور نمایش کارآمدی مش مثلثی بی‌سازمان، سازه ماهواره با هر دو الگو مش خورده و تحلیل شده است (شکل ۸). نتایج بسامدهای طبیعی برای ۶ مود نخست در هر دو الگو در جدول (۳) آمده است.



(ب)

(الف)

شکل ۸- استفاده از دو نوع مش برای مدل‌سازی سازه ماهواره در محیط ANSYS. (الف) مش مثلثی بی‌سازمان (ب) مش ترکیبی (مربعی در صفحات و مثلثی در سایر اجزا)

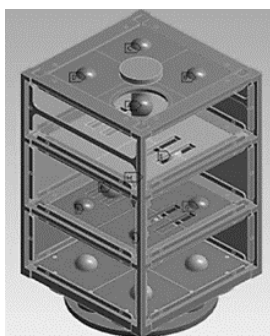
زیرسامانه‌های ماهواره در دو پیکربندی ۱ و ۲ در جدول (۴) آمده است. شایان ذکر است که تقسیم تانک سوخت به دو تانک کوچک‌تر باعث افزایش جرم و لختی‌های دورانی سامانه شده است. شکل (۱۰) مدل‌سازی اجزای داخلی دو پیکربندی را با استفاده نقطه جرم نمایش می‌دهد (شکل ۱۰-الف در راستای Z وارونه نمایش داده شده است). به دلیل استفاده از اسکلت مشابه، ابعاد خارجی ماهواره در دو پیکربندی تغییری نکرده است.

در جدول (۵) نتایج تحلیل مودال پیکربندی ۱ آورده شده است. آن گونه که از شکل (۱۱) برمی‌آید، بسامدها در محدوده مناسبی قرار دارند و خطر تشدید توسط بسامدهای پایه پرتابگر احساس نمی‌شود. شکل مودهای شش بسامد طبیعی نخست در شکل (۱۲) به نمایش در آمده‌اند (محورها مطابق شکل ۳). لازم به اشاره است که ماهواره در این شکل در راستای محور Z وارونه مدل شده است.

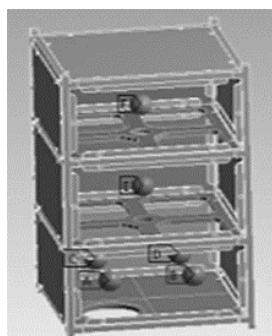
با توجه به فاصله قابل توجه بسامد طبیعی در مود نخست با بسامدهای تحریک پرتابگر، نیازی به اعمال تغییرات برای مناسب‌سازی بسامدهای طبیعی ماهواره نیست. با این وجود و در صورت لزوم، تقویت صفحه جداکننده طبقات اول دوم از راه افزودن ضخامت یا کاستن از مقدار حفره‌ها احتمالاً باعث بهبود بسامدهای طبیعی مودهای دوم و سوم شده و با افزودن به شمار اتصالات دیواره‌های کامپوزیتی و صفحات جداکننده می‌توان بسامد طبیعی مود دوم را کنترل کرد.

جدول ۴- خصوصیات لختی پیکربندی‌های ۱ و ۲

مشخصات	پیکربندی ۱	پیکربندی ۲
جرم سازه (کیلوگرم)	۶/۵	۶/۸
لختی دورانی I_{xx} (کیلوگرم.مترمربع)	۰/۲۱	۰/۳۰
لختی دورانی I_{yy} (کیلوگرم.مترمربع)	۰/۱۱	۰/۱۴
لختی دورانی I_{zz} (کیلوگرم.مترمربع)	۰/۲۱	۰/۳



(ب)



(الف)

شکل ۱۰- مدل‌سازی ماهواره با اعمال نقطه جرم برای زیرسامانه‌ها؛

(الف) پیکربندی ۱، (ب) پیکربندی ۲

پس از دانستن فهرست زیرسامانه‌های مورد نیاز، یک چیدمان کلی از آن‌ها با رعایت استانداردها و اصول سازگاری و هم‌نشینی تهیه شده که شامل سه طبقه می‌شود. درحالی‌که لازم است تانک سوخت به دلیل حفظ موقعیت مرکز جرم در طبقه میانی قرار بگیرد، دوربین و حسگرهای مرتبط در دیواره متوجه به زمین واقع در بالاترین طبقه تعبیه شده و دیگر تجهیزات و بوردها در پایین‌ترین طبقه و در مجاورت محل اتصال به آداپتور جایابی شده است (شکل ۳). درحالی‌که این طرح پس از انجام تحلیل‌های سازه‌ای موفقیت‌آمیز تلقی گردید (برای نصب روی چهارپایه)، تغییر در الزامات نصب روی پرتابگر باعث بروز مشکلاتی در آن شد. مشکلات عمده در این بین، عمدتاً شامل کاهش چشم‌گیر بسامدهای طبیعی پس از افزودن شدن پایه آداپتور می‌شد (شکل ۲) که از افزایش فاصله مرکز جرم ماهواره تا محل اتصال به آداپتور نشئت می‌گیرد. بدین منظور لازم بود تا تغییراتی تا حد امکان محدود در سازه ماهواره صورت پذیرد.

با حفظ جایابی داخلی پیکربندی ۱، طراحی یک‌پایه آداپتور با چیدمان‌های مختلف امکان رسیدن به حدود مطلوب بسامد طبیعی را در مودهای نخست و دوم فراهم نمی‌ساخت (جدول ۴). پیکربندی موقت، حتی با استفاده از مواد مستحکم‌تر (نظیر صفحه‌های تیتانیومی با ضخامت مشابه) نیز این هدف به دست نیامد؛ چراکه به دلیل افزودن شدن پایه آداپتور مرکز جرم ارتفاع بیشتری یافته و به دلیل محدودیت ابعاد آن، سازه شدیدتر تاب می‌خورد (کاهش بسامد و دامنه ارتعاش در مودهای ۱ و ۲). تنها راه ممکن برای رفع این مشکل افزایش ضخامت اسکلت و یا افزودن یک تیرک عمودی به منظور مهار مودهای ارتعاشی نامطلوب، تشخیص داده شد. این تیرک از جنس تیتانیوم و به صورت یک میله توخالی با قطر خارجی ۲/۵ سانتی‌متر و ضخامت ۰/۲۵ سانتی‌متر انتخاب شد. وجود این تیرک اگرچه سودمند است؛ ولی باعث تغییر در چیدمان زیرسامانه‌های ماهواره می‌گردد. مهم‌ترین مسئله در این میان وجود یک تانک سوخت تقریباً استوانه‌ای به قطر ۱۸/۵ سانتی‌متر و ارتفاع ۱۱/۲ است که در این صورت لازم است به دو تانک کوچک‌تر تقسیم شود. این کار درحالی‌که حجم کل سوخت را ۵۹۵ سانتی‌متر مکعب کاهش می‌دهد و به افزایش جرم سامانه پیشران به مقدار ۰/۳۷ کیلوگرم می‌انجامد (شکل ۵). هرچند که افزایش وزن و کاهش میزان پیشران مطلوب نبوده و به کاهش عمر عملیاتی سامانه می‌انجامد، ولی به دلیل تلاش برای اعمال کمترین تغییرات سازه‌ای پذیرفته می‌شود.

با توجه به آنچه در روش کار بدان اشاره شد، چیدمان کلی اجزای فضاپیما در پیکربندی ۲ به این گونه است؛ سازه اصلی شامل تیرک‌ها و صفحات جداکننده و دیواره‌ها مجموعاً ۶/۵ کیلوگرم وزن دارد. این در حالی است که با افزودن شدن تیرک میانی و پایه آداپتور تقریباً ۲ کیلوگرم به وزن سازه افزوده می‌شود. خصوصیات جرمی

جدول ۵- بسامدهای طبیعی ماهواره با پیکربندی ۱

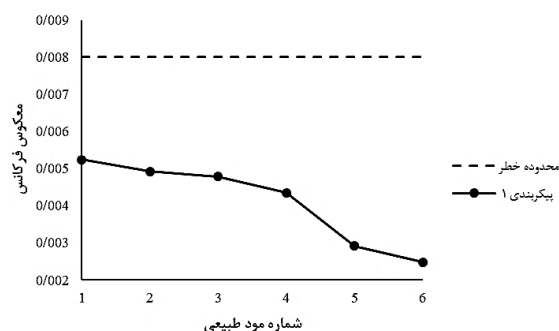
شماره مود بسامدی	شکل مود	بسامد طبیعی (هرتز)
۱	خیز صفحه جداکننده طبقه دوم	۱۹۱
۲	تغییر شکل پنل‌های دیواره	۲۰۳
۳	خیز صفحه جداکننده طبقه اول	۲۰۹
۴	خیز صفحه عدسی دوربین	۲۳۰
۵	تاب خوردن بدنه حول محور Y	۳۴۳
۶	بدشکلی صفحه جداکننده طبقه دوم	۴۰۳

همان‌گونه که در آغاز بدان اشاره شد، هدف از پژوهش پیش رو آماده‌سازی پیکره یک ماهواره مکعبی برای امکان‌پذیری پرتاب آن توسط یک پرتابگر کوچک نظیر وگا سی است. بزرگ‌ترین مشکل در این بین، تفاوت در نحوه اتصال ماهواره به پرتابگر است. الزام به نصب به آداپتور باعث شد تا پایه آداپتور به‌عنوان بخشی از سازه به آن معرفی شود. افزودن این بخش اگرچه در نگاه نخست تنها از منظر خصوصیات لختی قابل توجه است، ولی باعث بروز تغییرات جدی در رفتار مودال سامانه می‌شود. برای نمونه، با افزودن پایه آداپتور به سازه اولیه، طول آن ۴۰ میلی‌متر افزایش یافته که معادل افزوده شدن ۰/۰۳ کیلوگرم در متر مربع، به ارتفاع مرکز جرم است. درحالی‌که چهارپایه در پیکربندی ۱ فاصله بیشینه ۲۸۰ میلی‌متری از هم داشتند، این فاصله در پیکربندی جدید به ۲۰۰ میلی‌متر می‌رسد (شکل ۹).

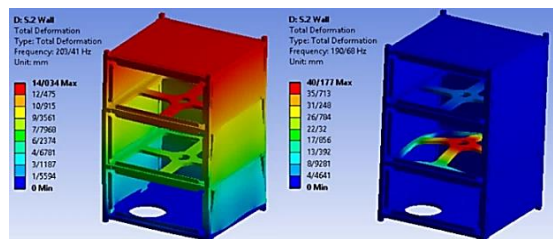
نتایج تحلیل مودال پیکربندی کنونی که پیکربندی موقت نامیده می‌شود در جدول (۶) آمده است. در این حالت، دو بسامد طبیعی اولیه وضعیت مناسبی نداشته (شکل ۱۳) و با بسامدهای تحریک پرتابگر تداخل پیدا می‌کنند. این وضع را می‌توان ناشی از فاصله گرفتن مرکز جرم از محل نصب و نیز محدود شدن محدوده تکیه‌گاهی ماهواره دانست. مودهای سوم، چهارم و پنجم خیز صفحات جداکننده طبقات اول، دوم و عدسی دوربین را نشان می‌دهند که البته تداخلی با محدوده بسامدهای تحریک پرتابگر ندارند. با این وجود، درصورت نیاز با افزایش ضخامت این صفحات می‌توان بسامدها را به محدوده ایمن منتقل کرد. مود ششم که در بسامد بسیار بالایی رخ می‌دهد مربوط به بدشکلی پنل‌ها و صفحات جداکننده ناشی از پیچش سامانه حول محور Z است که البته نگرانی بابت آن وجود ندارد؛ زیرا مواجهه ماهواره با آن بسیار بعید است. شکل مودهای شش بسامد طبیعی نخست برای این پیکربندی در شکل (۱۴) آمده است (محورها مطابق شکل ۵).

جدول ۶- بسامدهای طبیعی سازه ماهواره در پیکربندی موقت

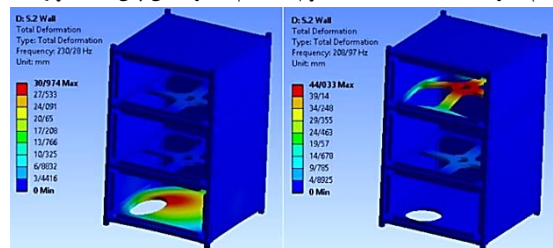
شماره مود بسامدی	شکل مود	بسامد طبیعی (هرتز)
۱	تاب خوردن بدنه حول محور X	۱۲۳
۲	تاب خوردن بدنه حول محور Y	۱۳۳
۳	بدشکلی صفحات جداکننده طبقه دوم و عدسی	۲۱۱
۴	خیز صفحات جداکننده طبقه دوم و عدسی	۲۳۱
۵	خیز صفحه جداکننده طبقه اول	۲۴۸
۶	پیچش بدنه حول محور Z	۴۳۷



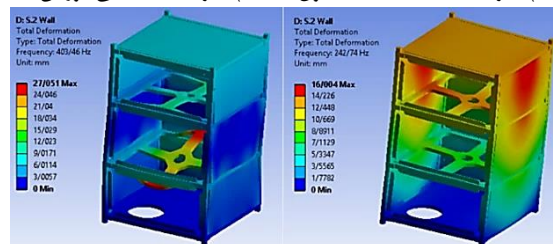
شکل ۱۱- نمودار وارون بسامد برای مودهای ماهواره با پیکربندی ۱؛ خط چین نشان‌دهنده آستانه وارون بسامدهای تحریک ماهواره بر است



۱) خیز صفحه جداکننده طبقه دوم ۲) تغییر شکل پنل‌های دیواره



۳) خیز صفحه جداکننده طبقه اول ۴) خیز صفحه عدسی دوربین



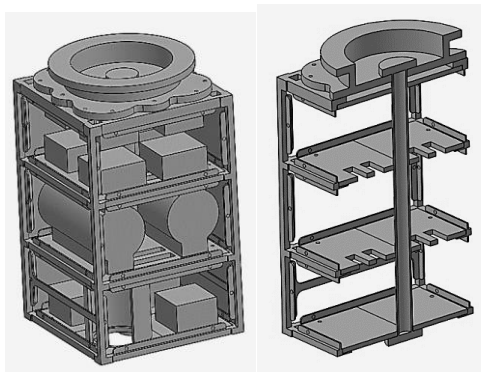
۵) تاب خوردن بدنه حول محور Y ۶) بدشکلی صفحه جداکننده طبقه دوم

شکل ۱۲- شکل مودهای طبیعی ماهواره با پیکربندی ۱

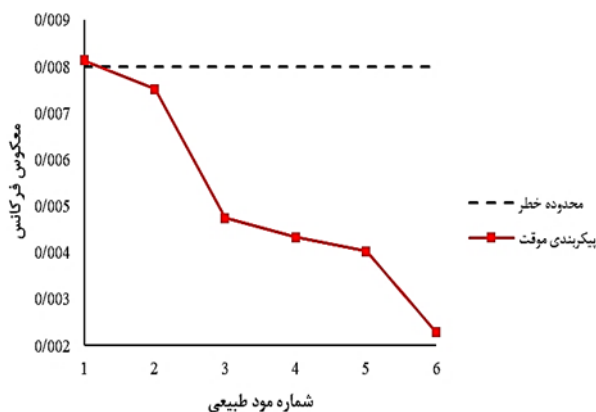
ندارد، در نتیجه می‌بایست با ایجاد تغییراتی نسبت به کنترل دو مود نخست اقدام نمود. در صورت امکان جابجایی نیز تأثیر این کار روی خصوصیات لختی سامانه نامطلوب خواهد بود.

افزایش استحکام سازه‌ای از راه بالا بردن ضخامت اجزا تأثیر ناچیزی در کنترل بسامدهای طبیعی دو مود اول دارد؛ این تأثیر با افزایش ضخامت از حد مشخصی رویه وارون گرفته و باعث تشدید مشکل می‌شود. در حقیقت، افزایش جرم باعث کاهش بسامد نوسان و بالا رفتن دامنه آن در مودهای اول و دوم می‌شود. چون نمی‌توان نقاط اتصال ماهواره به پرتابگر را تغییر داد، استفاده از این راهکار نیز امکان‌پذیر نیست. چیدمان اجزای داخل ماهواره در بهترین حالت باعث کاهش حدود ۱۰ هرتزی بسامد می‌شود. تنها راه باقی‌مانده به‌کارگیری ترفندهای نامعمول برای تقویت سازه است. در این پژوهش از یک تیرک عمودی از جنس تیتانیوم بدین منظور استفاده شده که مشخصات آن در شکل (۱۵) آمده است. این تیرک افزون بر کنترل مودهای اول و دوم، می‌تواند در صورت ایجاد اتصال مناسب، از خیز برداشتن صفحات جداکننده نیز جلوگیری نماید. شکل (۱۵) چیدمان داخلی پیکربندی ۲ را نمایش می‌دهد (سامانه در راستای محور Z وارونه نمایش داده شده است). جدول (۷) بسامدهای طبیعی این پیکربندی را ارائه کرده است. شکل مودهای متناظر در شکل (۱۶) آمده است. در نهایت، بسامدهای طبیعی سه پیکربندی (۱، موقت و ۲) در شکل (۱۷) مقایسه شده‌اند.

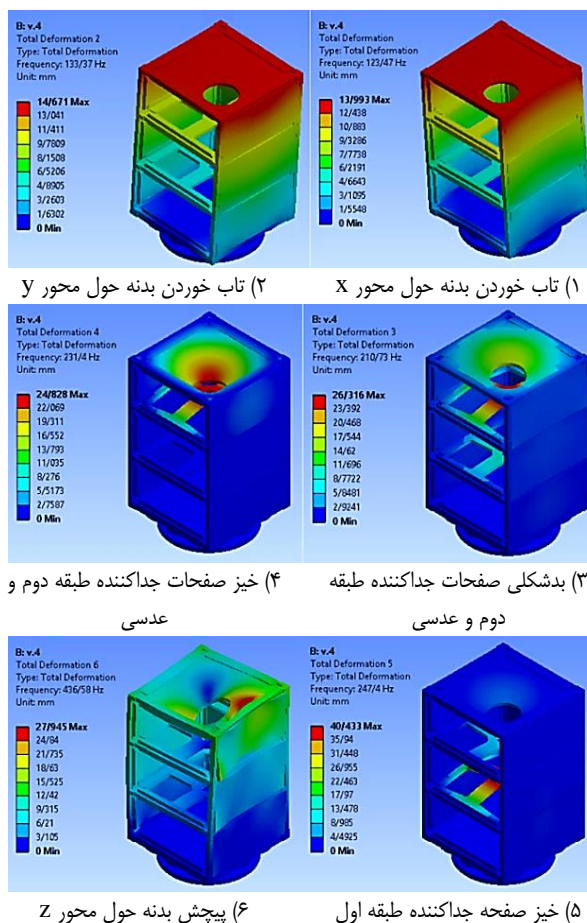
از نتایج تحلیل مودال پیکربندی ۲ برمی‌آید، افزودن تیرک باعث بهبود بسامد طبیعی متناظر با مودهای نخست و دوم شده، به‌گونه‌ای که فاصله مناسبی از محدوده تداخل با بسامدهای تحریک پرتابگر ایجاد شده است که نشانگر مؤثر بودن راهکار انتخابی است. این در حالی است که سازه تحت تأثیر بارهای استاتیکی، بیشینه تنش ۱۰/۶۴ مگاپاسکال را تحمل می‌کند که بسیار کمتر از حد تسلیم آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ است. بیشینه تغییر شکل سازه‌ای در این حالت ۰/۰۱۶۸ میلی‌متر است که با تقریب خوبی می‌توان آن را ایمن تلقی کرد.



شکل ۱۵ - چیدمان داخلی زیرسامانه‌ها در پیکربندی ۲



شکل ۱۳ - نمودار وارون بسامد برای مودهای ماهواره با پیکربندی موقت؛ خطچین نشان‌دهنده آستانه وارون بسامدهای تحریک ماهواره‌بر است



شکل ۱۴ - شکل مودهای طبیعی ماهواره با پیکربندی موقت

نگرانی اصلی در پیکربندی موقت وجود دو بسامد طبیعی در محدوده تحریک پرتابگر است (یعنی کمتر از ۱۲۵ هرتز). این دو بسامد همان‌گونه که گفته شد، باعث تاب خوردن سازه حول دو محور طولی و عرضی می‌شوند. چون امکان جابجایی گسترده زیرسامانه‌ها به‌منظور انتقال مرکز جرم در فاصله‌ای کمتر از محل نصب وجود

جمع بندی و نتیجه گیری

در این پژوهش، پاسخ سازه اولیه یک ماهواره مکعبی با حضور زیرسامانه‌های اصلی آن تحت تأثیر تحریک پرتابگر بررسی شده است. سامانه یادشده یک ماهواره مکعبی ۱۲ واحدی بوده و ابعاد آن $20 \times 20 \times 30$ سانتی‌متر (پیکربندی ۱) لحاظ گردیده است. با توجه به تعیین کنندگی تأثیرات مودال بر طراحی ماهواره، لازم است بسامدهای طبیعی اصلی سازه دور از بسامدهای تحریک کننده قرار داشته باشند. به عبارتی دیگر ماهواره در جریان پرتاب به مراتب حساس تر به پدیده تشدید است تا بارهای شبه‌استاتیکی و ضربه‌ای [۲۲]. بدین منظور مدل سازی اولیه در آغاز در محیط Solidworks انجام شده و سپس زیرسامانه‌ها به صورت جرم نقطه‌ای در محیط ANSYS اعمال گردیدند. نتایج شش مود اولیه سه پیکربندی محاسبه گردیده و شکل مودهای آن‌ها ارائه شده است.

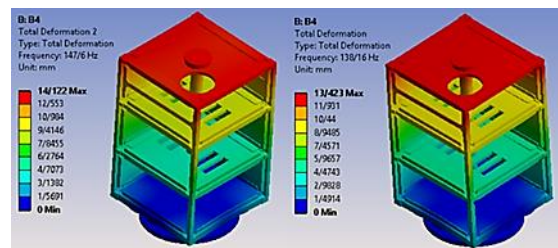
همان گونه که گفته شد، در این مقاله سه پیکربندی بررسی گردیده است. پیکربندی ۱ که در حقیقت برای نصب توسط چهارپایه روی پرتابگر طراحی گردیده، پیش تر بر اساس نیازمندی‌های موجود طراحی شده و وجه تمایز آن وجود یک تانک سوخت استوانه‌ای به حجم ۲۷۲۲ سانتی‌متر مکعب در طبقه میانی آن است. پیکربندی موقت، همان پیکربندی ۱ با افزودن شدن یک پایه آداپتور به ارتفاع ۴۰ میلی‌متر است که البته قادر به برآورده سازی نیازمندی‌های بسامدی در فاز پرتاب نبوده و در دو بسامد اول و دوم امکان بروز تشدید در آن به شکل تاب خوردن وجود دارد. برای مناسب سازی بسامدهای طبیعی پیکربندی موقت، یک تیرک در میانه بدنه ماهواره عبور داده شده که باعث بروز تغییراتی در چیدمان اجزای درونی سامانه شده است. بزرگ ترین این تغییرات تبدیل تانک سوخت از یک استوانه به حجم ۲۷۲۲ سانتی‌متر مکعب به دو استوانه هر یک به حجم ۱۰۶۳ سانتی‌متر مکعب است. جدول (۴) خصوصیات لختی ماهواره را برای سه پیکربندی ارائه کرده است.

در پیکربندی ۱، سازه تحت تأثیر بارهای استاتیکی، بیشینه تنش $10/64$ مگاپاسکال را تحمل می‌کند که بسیار کمتر از حد تسلیم آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ است. بیشینه تغییر شکل سازه‌ای در این حالت $0/0168$ میلی‌متر است که با تقریب خوبی می‌توان آن را ایمن تلقی نمود این اعداد برای پیکربندی موقت و دوم تفاوت معناداری پیدا نمی‌کنند. در بخش مودال، بسامدهای طبیعی سامانه که در پیکربندی ۱ جایگاه مناسبی دارند، با افزودن پایه آداپتور در پیکربندی موقت دچار مشکل شده که با افزودن تیرک مرکزی و اصلاحات هندسی دیگر در پیکربندی ۲ به حد مجاز می‌رسد.

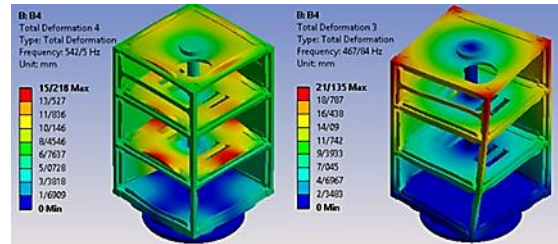
در این پژوهش سه روش مناسب سازی بسامدهای طبیعی معرفی شد که به ترتیب شامل اعمال تغییرات هندسی، گسترده سازی

جدول ۷- بسامدهای طبیعی سازه ماهواره در پیکربندی ۲

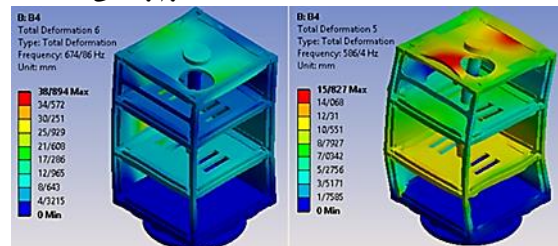
شماره مود بسامدی	شکل مود	بسامد طبیعی (هرتز)
۱	تاب خوردن بدنه حول محور X	۱۳۸
۲	تاب خوردن بدنه حول محور Y	۱۴۷
۳	پیچش بدنه حول محور Z	۲۹۸
۴	خیز صفحات جداکننده طبقه اول، دوم و عدسی	۳۰۳
۵	خمش بدنه حول محور Y	۴۶۷
۶	خمش بدنه حول محور Z	۵۴۲



۱) تاب خوردن بدنه حول محور X ۲) تاب خوردن بدنه حول محور Y

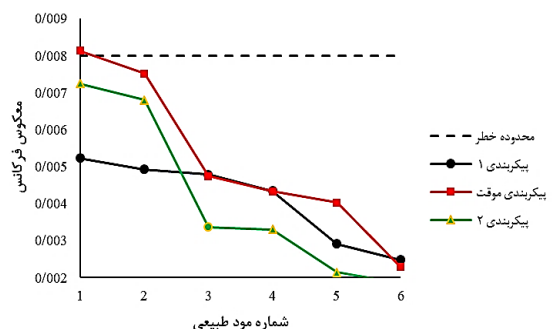


۳) پیچش بدنه حول محور Z ۴) خیز صفحات جداکننده طبقه اول، دوم و عدسی



۵) خمش بدنه حول محور Y ۶) خمش بدنه حول محور Z

شکل ۱۶- شکل مودهای طبیعی ماهواره با پیکربندی ۲



شکل ۱۷- مقایسه بین بسامدهای طبیعی پیکربندی ۱، پیکربندی موقت و پیکربندی ۲، خط چین نشان دهنده آستانه وارون بسامدهای تحریک ماهواره بر است

- Measurement on the Nanoscale (3M-NANO)*, 2014: IEEE, pp. 266-270, 2014.
- [2] A. C. Okolie, S. O. Onuh, Y. T. Olatunbosun, and M. S. Abolarin, "Design optimization of Pico-satellite frame for computational analysis and simulation," *American Journal of Mechanical and Industrial Engineering*, vol. 1, no. 3, pp. 74-84, 2016 doi: 10.11648/j.ajmie.20160103.17.
- [3] Y. H. Yoon and S. J. Kim, "Asynchronous swarm structural optimization of satellite adapter ring," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 49, no. 1, pp. 101-114, 2012, <https://doi.org/10.2514/1.52921>.
- [4] C. Mangas *et al.*, "Anisogrid payload adaptor structure for Vega launcher," *Proceedings of the 14th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing (ECSSMET)*, 2016.
- [5] A. Parsai, T. Shujaei, "Structural analysis of micro satellites using Ansys software," *The second national conference of construction and production engineering*, 2004.
- [6] C. Quiroz-Garfias, G. Silva-Navarro, and H. Rodriguez-Cortes, "Finite element analysis and design of a cubeSat class picosatellite Structure," *4th International Conference on Electrical and Electronics Engineering*, IEEE, pp. 294-297, 2007.
- [7] H. Cho and J. Rhee, "Vibration in a satellite structure with a laminate composite hybrid sandwich panel," *Journal of Composite Structures*, vol. 93, no. 10, pp. 2566-2574, 2011, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2011.04.019>.
- [8] A. M. Wagih, M. Hegazy, and M. Kamel, "Pre-testing analysis of large remote sensing satellite's structure," *AIAA SPACE*, p. 5552, 2016, <https://doi.org/10.2514/6.2016-5552>.
- [9] E. V. Morozov, A. V. Lopatin, and A. V. Shatov, "Design and analysis of the spacecraft composite payload adapter with local supports," *ICCM International Conferences on Composite Materials (22nd International Conference on Composite Materials, ICCM 2019, 11 August 2019-16 August 2019)*, 2019, pp. 1-10.
- [10] E. V. Morozov, A. V. Lopatin, "Buckling analysis of anisogrid composite lattice conical shells," *16th International Conference on Composite Structures ICCS, 2011*.
- [11] M. A. Kamangar, M. J. Kokabi, A. Salekifard, and H. Jamshidi, "Shock analysis of a Carbon/Epoxy composite satellite adaptor," *The 6th International Conference on Composites: Characterization, Fabrication and Application*, 2018.
- [12] M. Makhtoumi, "Active vibration control of launch vehicle on satellite using piezoelectric stack actuator," *Journal of Space Technology*, Vol. 8, No. 1, July 2018, <https://doi.org/10.48550/arXiv>.

نقاط اتصال به پرتابگر و بهبود قیود و تغییر چیدمان اجزای داخلی فضاپیما با رعایت استانداردها و اصول هم‌نشینی و سازگاری می‌شود. هرچند تأثیرگذاری اعمال تغییرات هندسی بر بسامدهای طبیعی سامانه بیشترین حد ممکن است، ولی نتیجه مستقیم آن افزایش وزن و دیگر خصوصیات لختی سامانه است. گسترش نقاط اتصال به پرتابگر جلوی تاب خوردن ماهواره را گرفته و بسیار وابسته به خصوصیات اتصال ماهواره است. تغییر چیدمان اجزای داخلی ماهواره اصولاً کمترین تأثیر را داشته و از دیگر سو عوارض جانبی کمتری نیز برای آن تصور می‌شود.

هرچند که پیکربندی ۱ خصوصیات بسامدی مناسبی از خود نشان می‌دهد، برای پیکربندی موقت این خصوصیات به شکل چشم‌گیری افت کرده و امکان بروز تشدید در فرایند پرتاب را مطرح می‌سازد. در پایان، پیکربندی نهایی بسامدهای مودهای ارتعاشی سامانه را در محدوده مناسبی قرار می‌دهد که البته در ازای افزودن ۳۷۰ گرم به دلیل استفاده از تیرک مرکزی و تغییر هندسه صفحات جداکننده است. شکل (۱۷) نمودار وارون بسامدهای طبیعی سامانه را به‌ازای مودهای شش‌گانه نشان می‌دهد.

آنچه در این پژوهش بدان اشاره گردید، تغییر یک طرح مفهومی موفق موجود برای برآورده کردن نیازمندی‌های اتصال به پرتابگر در فاز پرتاب تلقی می‌گردد. روشن است که اقدامات انجام شده لزوماً به یک طرح بهینه منجر نمی‌شود. به‌منظور رسیدن به این نقطه لازم است که فرایند طراحی از نو انجام شده و طرح جدید با لحاظ کردن الزامات مختلف سازه‌ای و عملکردی ارائه شود. بدین ترتیب برخی از پیشنهادها برای پژوهش‌های آینده مطرح می‌شود:

- پیاده‌سازی یک الگوی طراحی مقید با در نظر گرفتن الزامات سازه‌ای شامل حدود مجاز تغییر شکل و سازگاری بسامدی ماهواره با مشخصات دینامیکی پرتابگر.
- استفاده از مواد کامپوزیتی جدید بر پایه فلز و سرامیک برای به‌کارگیری در نقاط حساس ماهواره به‌منظور کاهش وزن و حجم اشغال شده.
- کنترل میزان تغییر شکل‌ها (دامنه نوسان) در فاز پرتاب و در صورت نزدیکی به بسامدهای طبیعی.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافی توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] J. Guo and X. Wang, "Design and analysis of multiple payload adapters of nanosatellite," *International Conference on Manipulation, Manufacturing and*

- optimization tool,"*Advances in Space Research*, vol. 58, no. 9, pp. 1654-1670, 2016, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2016.07.020>
- [18] M. Fakoor, M. Taghi-nejad, and A. Kosari, "Review of method for optimal layout of satellite components," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 9, pp. 126-137, 2013.
- [19] Roland Lagier (Chief Technical Officer), SSMS Vega-C User's Manual, Issue 1, rev. 1, *Arianespace*, Sep. 2020.
- [20] K. Suresh, K. Jayaraman, "Preliminary design and vibration study of micro-satellite structure," *SAE transactions*, pp, 2005.
- [21] A. Gaude and V. Lappas, "Design and structural analysis of a control moment gyroscope (CMG) actuator for cubeSats," *Aerospace*, vol. 7, no. 5, p. 55, 2020, <https://doi.org/10.3390/aerospace7050055>.
- [22] 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, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107061>.
- 1903.07396.
- [13] S. Chen, Z. Yang, M. Ying, Y. Zheng, Y. Liu, and Z. Pan, "Parallel load-bearing and damping system design and test for satellite vibration suppression," *Applied Sciences*, vol. 10, no. 4, p. 1548, 2020, <https://doi.org/10.3390/app10041548>.
- [14] Y.H. Park, S.C. Kwon, K.R. Koo, and H.U. Oh, "High damping passive launch vibration isolation system using superelastic SMA with multilayered viscous lamina," *Aerospace*, vol. 8, no. 8, p. 201, 2021, <https://doi.org/10.3390/aerospace8080201>.
- [15] G. F. Abdelal, N. Abulfoutouh, and A. H. Gad, *Finite element analysis for satellite structures: applications to their design, manufacture and testing*, Springer Science & Business Media, 2013.
- [16] S. D. S. Dawood, A. S. M. Harithuddin, and M. Y. Harmin, "Modal analysis of conceptual microsatellite design employing perforated structural components for mass reduction," *Aerospace*, vol. 9, no. 1, p. 23, 2021, <https://doi.org/10.3390/aerospace9010023>.
- [17] M. Fakoor, S. M. N. Ghoreishi, and H. Sabaghzadeh, "Spacecraft component adaptive layout environment (SCALE): An efficient