

Design and Dynamic Analysis of Deployable Mesh Reflector Antennas for CubeSat

Mohammad Kazem Tahmasebi Sarvestani¹, Seyed Mohammad Navid Ghoreishi^{2*}, Yaser Seddigh³

¹ Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology (IUST), Tehran, Iran E-mail address, m.tahmasebi@iust.ac.ir

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

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 4, No. 2, pp.:91-104
2025

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

DOI:
10.22034/jsssta.2025.471870.1200

Article Info

Received: 2024-08-05
Accepted: 2025-01-06

Keywords

Mechanism, Deployable,
CubeSat, Reflector
Antennas, collapsible

How to Cite this article

Mohammad Kazem
Tahmasebi Sarvestani,
Seyed Mohammad Navid
Ghoreishi, Yaser
Seddigh. "Design and
Dynamic Analysis of
Deployable Mesh
Reflector Antennas for
CubeSat", *Journal of
Space Science,
Technology and
Applications*, vol 4 (2),
pp.:91-104, 2025.

Abstract

In the depths of space, inherent challenges arising from long distances and harsh environmental conditions require advanced technologies to overcome these obstacles and enhance space communications. This paper presents an innovative method for designing reflector antennas using the deployable mesh reflector mechanism, which operates in the X and Ka bands. By leveraging the advantages of a dynamic network structure, this approach provides unparalleled flexibility in adapting to various dimensions of space structures. The proposed mesh reflector antenna is collapsible in three-dimensional space (3U), significantly easing its transportation. After releasing of satellite into orbit and by utilizing the specified mechanisms, the antenna expands up to 1 meter, thereby offering a broader coverage area for information exchange. Precise dynamic analyses demonstrate that the designed mechanism, without the use of stepper motors and with the incorporation of dampers and springs, enables controlled antenna deployment with suitable speed and torque. This, in turn, minimizes vibrations and disturbances to the satellite, enhancing stability during operations. The innovative method holds significant potential for improving the quality and efficiency of information transmission in deep space and can substantially contribute to advancements in space technology. Its applications span a wide range of space domains, including communication satellites, navigation, and remote sensing, heralding remarkable developments in this field.



طراحی و تحلیل دینامیکی مکانیزم گسترش یابنده آنتن‌های رفلکتور مشی برای ماهواره مکعبی

محمد کاظم طهماسبی سروستانی^۱، سید محمد نوید قریشی^{۲*}، یاسر صدیق^۳

۱- دانشگاه علم و صنعت ایران، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران
m.tahmasebi@iust.ac.ir

۲- پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران
smn.gshoreishi@isrc.ac.ir

۳- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، دانشکده مهندسی مکانیک، تهران، ایران
y.seddigh@email.kntu.ac.ir

* نویسنده مسئول

دو فصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای

فضایی

سال چهارم، شماره ۲، صفحه ۹۱-۱۰۴

پاییز و زمستان ۱۴۰۳

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

DOI:

10.22034/jss.2025.471870.1200

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۱۵

پذیرش: ۱۴۰۳/۱۰/۱۷

واژه‌های کلیدی

مکانیزم، گسترش‌یابنده، ماهواره
مکعبی، آنتن رفلکتوری، جمع
شونده

نحوه استناد به مقاله

محمد کاظم طهماسبی سروستانی،
سید محمد نوید قریشی، یاسر
صدیق. "طراحی و تحلیل
دینامیکی مکانیزم گسترش‌یابنده
آنتن‌های رفلکتور مشی برای
ماهواره مکعبی"، دو فصلنامه علوم،
فناوری و کاربردهای فضایی، جلد
چهارم، شماره دوم، صفحات ۹۱-
۱۰۴، ۱۴۰۳.

چکیده

در اعماق فضا، چالش‌های ذاتی ناشی از مسافت‌های طولانی و شرایط سخت محیطی، نیازمند فناوری‌های پیشرفته‌ای برای غلبه بر این موانع و ارتقای ارتباطات فضایی است. این مقاله، روشی نوآورانه برای طراحی آنتن رفلکتوری با استفاده از مکانیزم رفلکتور مشی بازشونده یک متری در باندهای X و Ka ارائه می‌دهد. این روش با بهره‌گیری از مزایای ساختار شبکه پویا، انعطاف‌پذیری بی‌نظیری را در سازگاری با ابعاد مختلف سازه‌های فضایی به ارمغان می‌آورد. آنتن رفلکتور مشی ارائه شده در این مقاله، قابلیت جمع شدن در فضای $3U$ را دارد که حمل و نقل آن را به طور قابل توجهی آسان‌تر می‌کند. این آنتن بعد از قرارگیری ماهواره در مدار و با استفاده از مکانیزم‌های در نظر گرفته شده برای آن، تا ابعاد ۱ متر گسترش می‌یابد و به این ترتیب، سطح پوشش وسیع‌تری را برای تبادل اطلاعات ارائه می‌دهد. تحلیل‌های دینامیکی دقیق نشان داده‌اند که مکانیزم طراحی شده بدون استفاده از استپ موتورها و با به کارگیری سیستم دمپر و فنر، قابلیت باز کردن آنتن با سرعت و گشتاور مناسب را دارد. این امر به نوبه خود، لرزش و اغتشاش وارده به ماهواره را به حداقل می‌رساند و پایداری آن را در حین عملیات به طور چشمگیری افزایش می‌دهد. این روش نوآورانه پتانسیل قابل توجهی برای ارتقای کیفیت و کارایی انتقال اطلاعات در اعماق فضا را دارد و می‌تواند به طور قابل توجهی به پیشرفت فناوری‌های فضایی کمک کند. کاربردهای این روش در طیف وسیعی از حوزه‌های فضایی از جمله ماهواره‌های مخابراتی، ناوبری و سنجشی، نویدبخش تحولات چشمگیری در این زمینه است.

۱- مقدمه

ماهواره مکعبی به دلیل ساخت در مدت زمان کوتاه، ابعاد فشرده‌تر نسبت به ماهواره‌های بزرگتر محبوبیت زیادی در صنعت فضایی پیدا کرده است. در دهه‌های اخیر، با پیشرفت سریع در حوزه فناوری فضایی، ماهواره‌های مکعبی به عنوان یک پلتفرم فضایی کارآمد و کم‌هزینه برای انجام مأموریت‌های مختلف در فضا به شدت مورد توجه قرار گرفته‌اند. از این رو، طراحی مکانیزم‌های نوآورانه جهت ارتقاء عملکرد این نوع ماهواره‌ها اهمیت زیادی پیدا کرده است.

یکی از راه‌حل‌های دستیابی به مأموریت موفق ماهواره‌های مکعبی طراحی انواع مدل آنتن و مکانیزم‌های مورد نیاز می‌باشد. اصلی‌ترین چالش‌های طراحی آنتن برای ماهواره‌های مکعبی محدودیت‌های وزن و حجم می‌باشد اما در این حال باید به نرخ بهره‌بری بالا و نرخ داده بالا دست یافت. آنتن‌های دارای حجم و وزن زیاد که در ماهواره‌های کلاس میکرو استفاده می‌شود از مکانیزم‌های پیچیده‌تری استفاده می‌کنند که معمولاً ماهواره‌های مکعبی با توجه به ابعاد و دیگر محدودیت‌ها نمی‌توانند از آنها استفاده نمایند. بنابراین با توجه به محدودیت‌های ماهواره‌های مکعبی لازم است آنتن‌های ویژه‌ای برای آنها در نظر گرفت. در شکل (۱)، دسته بندی مختلف آنتن‌های ماهواره مکعبی ارائه شده است از جمله آنتن‌های سیمی، پچ^۱، صفحه‌ای (مایکرواستریپ و شکاف‌دار)^۲، تک‌قطبی/دوقطبی و آنتن‌های هلیکس^۳. در فرکانس‌های وی اچ اف^۴ یا یو اچ اف^۵ آنتن‌های تک‌قطبی/دوقطبی به صورت لینک بالارو یا پائین‌رو عملکرد بسیار مناسبی دارند. استفاده از آنتن‌های صفحه‌ای در ماهواره‌های مکعبی به علت سازگاری با مدارهای فرکانس رادیویی می‌تواند بسیار مناسب باشند. از جمله مزایای آنتن‌های هلیکس، جانمایی و نصب ساده آنها است و همچنین الگوی تشعشعی بسیار خوبی از خود ارائه می‌دهند. یکی از مناسب‌ترین آنتن‌هایی که می‌تواند برای ماهواره‌های مکعبی مناسب باشد، آنتن‌های پچ می‌باشد. زیرا سبک وزن هستند و نیازی به مکانیزم ندارند. این آنتن‌ها معمولاً برای ارتباطات با سرعت داده بالا استفاده می‌شوند و بازده بهتری نسبت به آنتن‌های تک‌قطبی/دوقطبی دارند.

با توجه به پیشینه تحقیقات صورت گرفته در مورد محموله و آنتن‌های به کار برده شده در ماهواره‌های مکعبی که به صورت عملیاتی در مأموریت‌های مختلف استفاده شده است می‌توان آنتن‌ها را در یک دسته‌بندی کلی معرفی نمود که در شکل ۱ قابل مشاهده است. مطابق با این شکل، سه دسته اصلی از این آنتن‌ها شامل آنتن‌های آرایه‌ای، تک‌عنصری و آنتن‌های با قابلیت پیکربندی مجدد است. آنتن‌های تک‌عنصری طیف متنوعی از آنتن‌ها را تشکیل می‌دهند از جمله آنتن‌های تک‌قطبی/دوقطبی، مسطح و آنتن‌های هلیکس. هر کدام از زیر مجموعه آنتن‌هایی که در شاخه اولی نام برده شده با توجه به کاربرد و عملکرد آن نیازمند مکانیزم‌های متنوعی می‌باشند. در دومین دسته‌بندی اصلی یعنی آنتن‌های آرایه‌ای می‌توان به انواع آنتن‌ها یعنی خطی، صفحه‌ای و بازتابنده اشاره نمود. در این دسته دوم از آنتن‌های مکعبی با توجه به فرکانس و دیگر پارامترهای مورد نیاز می‌توان مأموریت‌های مختلف و همچنین ساختار سازه‌های متنوعی طراحی و عملیاتی نمود. در دسته‌بندی سوم می‌توان آنتن‌های قابل جمع شونده را نام برد که شامل آنتن‌های فرکانس، ترکیبی و غیره می‌شود. در این مقاله با توجه به نیازمندی‌های داخلی بر روی آنتن‌های تک‌عنصری بازتابنده تحقیقات و طراحی انجام شده است. این نوع آنتن‌ها دارای بهره‌ای بالاتر از ۳۰ دسی بل^۶ در بازه فرکانسی ۰/۳ تا ۳۰۰ گیگاهرتز می‌باشند. این نوع آنتن‌ها برای ارتباطات راه دور در عمق فضا بسیار مناسب می‌باشند. آنتن‌های بازتابنده تک‌عنصری اندازه و حجم بزرگی را اشغال می‌کنند که برای مقابله با این چالش‌ها از مکانیزم‌های جمع شونده استفاده می‌شود. در این حوزه تحقیقات مختلفی انجام شده است که از این دست می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

ابوالقاسمی و همکاران به بررسی و تمرکز بر انواع مختلف آنتن با باندهای فرکانس کاری مختلف که برای ماهواره مکعبی^۷ مناسب است، پرداخته‌اند. آنها به بررسی ۴۸ طرح آنتن پرداختند که شامل ۱۸ آنتن پچ، ۵ آنتن شیار، ۴ آنتن دوقطبی و تک‌قطبی، ۳ آنتن بازتابنده، ۳ آنتن انعکاسی، ۵ آنتن مارپیچ، ۲ آنتن فراسطحی و یک موج ۳ میلی‌متری و زیر میلی‌متری می‌شود [1]. یویچی سودا^۸ و همکاران به بررسی ماهواره مکعبی XI-IV که قرار است در سال ۲۰۰۲ پرتاب شود و آنتن مورد استفاده از

¹ Patch

² Slot

³ Helix

⁴ VHF

⁵ UHF

⁶ db

⁷ CubeSat

⁸ Faisal Tubbal

نحوی است که از پارچه‌ای مشی بندی با قابلیت جمع شونده در فضایی کوچکتر بهره برده است و هنگام عملیات آنتی به قطر ۶ متر باز می‌شود. جنس این نوع پارچه از مولیبدم با روکش طلا استفاده است. هر چه مش بندی این پارچه کوچکتر باشد به پهنای باند مورد نظر نزدیکتر می‌شود. جهت تنظیم شکل هندسی نهایی آنتن طراحی مورد نظر از بندهای قابل تنظیم که به خرپاهای مهار کننده وصل است استفاده می‌شود [11]. الیاسر و همکاران به بررسی طراحی آنتن‌هایی با استفاده از دو دیود PIN برای بازپیکربندی قطبش راست گرد و چپ گرد پرداخته‌اند. این آنتن در بازه فرکانسی ۳/۳۵-۳/۷۷ GHz عملکرد دارد و با استفاده از نرم‌افزار CST شبیه‌سازی شده است [12]. چهار و همکاران به بررسی آنتن ارتباطی ماهواره‌ای مکعبی برای شبکه ارتباطات فضا-زمین پرداختند. آنها آنتن بازتابی مشبک با قابلیت گسترش برای باند Ka را مورد بررسی قرار دادند [13]. فوکاردی^{۱۵} و همکاران به بررسی دو نوع تکنولوژی یعنی قابلیت اسکن بزرگ با یک بازتابنده مشی و قابلیت تشخیص و فیلتر کردن آر اف آی^{۱۶} با ترکیب رادیومتری اس ای ام پی که در یک ماهواره رفلکتور مشی ۶ متری استفاده شده است پرداختند [14]. نی^{۱۷} و همکاران به چگونگی طراحی و بهینه‌سازی شبکه‌های کابلی برای آنتن‌های بازتابی مشبک پرداختند که برای ماموریت‌های فضایی طراحی شده است. این روش به طور خاص اثرات دمایی موجود در محیط فضا را که می‌تواند ساختار آنتن و عملکرد آن را تحت تأثیر قرار دهد، در نظر می‌گیرد [15]. صفرآبادی و همکاران با تحلیل‌های دینامیکی و استاتیکی به بررسی انواع بارهای وارده به سازه فضایی و مکانیزم‌های آن پرداختند [16-19]. روستا و صفرآبادی با تحلیل دینامیکی بر روی سازه‌های با جنس مختلف به بررسی سبک سازی سازه‌های فضایی پرداختند [20]. گایچینگ یانگ و همکاران به بررسی پارچه مورد استفاده در آنتن رفلکتور مشی گسترش یابنده و همچنین نحوه ایجاد شکل هندسی مورد نیاز برای بازتابندگی بهتر به وسیله کابل‌های کششی پرداختند [21]. سایمون کی پودیلچاک و همکاران^{۱۸} طراحی یک آنتن وصله مشبک پلاریزه دایره‌ای (CP) را ارائه کردند که برای کار بر روی ماهواره مکعبی و سایر ریزماهواره‌ها طراحی شده است [22].

جنس سیمی به شکل نوار فنری طراحی شده است پرداخته‌اند [2]. فیزل توبال^۹ و همکاران در نمونه‌ای دیگر به بررسی یک آنتن شکافدار که از یک سطح مسطح فلز با یک یا چند شکاف تشکیل شده است و در محدوده فرکانسی ۲۵-۰/۳ گیگاهرتز فعالیت می‌کند در یک ماهواره ۳U پرداختند [3]. یانز هی یوانگ^{۱۰} و همکاران به بررسی طراحی آنتن رزوناتور دی‌الکتریک استوانه‌ای با پلاریزاسیون دایروی برای برنامه‌های ماهواره مکعبی پرداختند. این آنتن برای ارائه عملکرد بالا و قابلیت اطمینان در یک فضای فشرده طراحی شده است [4]. همچنین در این پژوهش به طراحی آنتن بادی قابل انعطاف برای ماهواره مکعبی پرداخته شده است. این آنتن برای ارائه ارتباطات با برد بلند در فضا با وزن کم طراحی شده است [5]. در کار تحقیقاتی دیگر به طراحی آنتن مخروطی تغذیه شده قابل استقرار برای ماهواره‌های کلاس مکعبی پرداخته شده است. این آنتن برای ارائه بهره بالا و پهنای باند وسیع در یک فضای فشرده طراحی شده است [6]. بن مابروک و همکاران به طراحی نمونه‌سازی و ارزیابی عملکرد آنتن با الگوی تشعشع بازپیکربندی‌شونده^{۱۱} برای کاربردهای ارتباطات ۵G پرداخته‌اند. هدف این تحقیق بهبود کارایی سیستم‌های ۵G از طریق استفاده از آنتن‌های هوشمند با قابلیت تغییر الگوی تشعشع است [7]. بردلی آرجانسون^{۱۲} و همکاران در پژوهشی دیگر به طراحی آنتن برای ماهواره مکعبی که برای کالیبراسیون پولاریمترهای زمینی و زیرمرداری در یک ماهواره تحقیقاتی است پرداخته‌اند. این ماهواره مکعبی برای کالیبراسیون دقیق ابزارهای سنجش از راه دور فضایی طراحی شده است [8]. یاسرالیاسر و همکاران به بررسی طراحی آنتن با الگوی تابش قابل تنظیم برای برنامه‌های ۵G در فرکانس میلی‌متر پرداختند. این سیستم برای ارائه پوشش تطبیقی و افزایش ظرفیت شبکه طراحی شده است [9]. اسماعیل بین مبروک و همکاران^{۱۳} همچنین به طراحی آنتن با لایه محافظ برای الگوی تابش قابل تنظیم برای ارتباطات ۵G پرداختند. این آنتن برای بهبود عملکرد ارتباطات در شبکه‌های ۵G با هزینه کم طراحی شده است [10]. پیمبر^{۱۴} و همکاران به طراحی یک مکانیزم جمع شونده آنتن مشی برای یک ماهواره سنگین پرداختند. ساختار این مکانیزم به

⁹ Yuichi Tsuda

¹⁰ Yanzhuang Yin

¹¹ Radiation Pattern Reconfigurable Antenna - RA

¹² Bradley R. Johnson

¹³ Ismail Ben Mabrouk

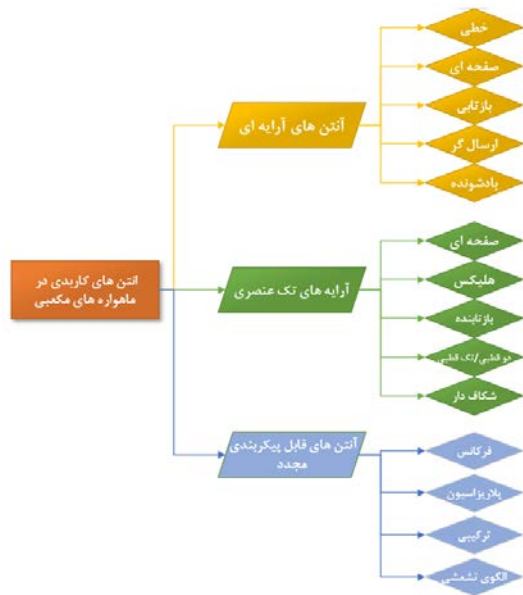
¹⁴ Piepmeier

¹⁵ Focardi

¹⁶ RFI

¹⁷ Nie

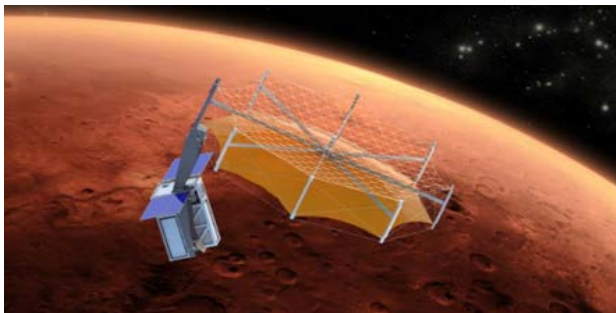
¹⁸ SYMON K. PODILCHAK



شکل(۱): دسته بندی آنتن های پر کاربرد در ماهواره های مکعبی

۲- نمونه مکانیزم‌های آنتن رفلکتور مشی

یکی از نمونه مکانیزم‌های آنتن رفلکتور مشی که می‌توان از آن الگو گرفت و بر روی یک ماهواره $12U$ نصب نمود در شکل (۲) نشان داده شده است. در این مکانیزم از سه عدد استپ موتور استفاده شده است به طوری که دیگر از سیستم دمپر و فنر استفاده نشده است که این نوع طراحی مزایا و معایب خود را دارد. در این نوع طراحی برای ایجاد شکل هندسی آنتن مخابراتی از خرپا و بندهای انعطاف پذیر استفاده شده است.



شکل(۲): نمونه اول مکانیزم های آنتن رفلکتور مشی [1]

مجموعه به نحوی طراحی شده است که علاوه بر جمع شدن در یک فضای معین بتواند هنگام باز شدن و در مود عملیاتی در زاویه مناسب قرار گیرد و آنتنی به طول ۱ متر ایجاد نماید. تعداد خرپاهای استفاده شده برای شکل‌دهی آنتن نهایی ۸ عدد است. مجموعه آنتن مشی به دور یک قرقره و با استفاده از استپ موتور باز و بسته می‌شود. همچنین زاویه قرار گیری آنتن قابلیت تنظیم

تأمسون و همکاران^{۱۹} به بررسی قابلیت‌های آنتن‌های بازشونده رفلکتور مشی برای پشتیبانی از مأموریت‌های ماهواره‌ای تجاری در باندهای فرکانسی Ku (۱۴ گیگاهرتز) و Ka (۳۰ گیگاهرتز) پرداختند. آنها به طور خاص بر طراحی آنتن‌هایی با قطر ۶ متر متمرکز بودند و عملکرد آنها از نظر بهره‌وری^{۲۰} و تلفات^{۲۱} را تحلیل نمودند [23].

ویگنیش منوهر^{۲۲} به طراحی و ادغام یک آنتن بازتابنده بازشونده یک متری در ابعاد $10 \times 10 \times 25$ سانتی متر پرداخت. این آنتن برای کاربردهای باند Ka طراحی شده است که امکان مشاهده از راه دور و ارتباطات با سرعت بالا را فراهم می‌کند [24]. جیوجینگ یانگ^{۲۳} و همکاران به طراحی و بهینه‌سازی آنتن‌های رفلکتور مشی کابلی بازشونده برای کاربردهای فضایی پرداختند [25]. محمدسالاری به مطالعه مراحل طراحی و شبیه‌سازی نمونه مهندسی مکانیزم رهاسازی و گسترش آنتن یک ماهواره مخابراتی پرداخته است [26].

با توجه به پیشینه تحقیق مورد بررسی مشخص می‌گردد که طراحی آنتن رفلکتور مشی با ابعاد بزرگتر که قابلیت جمع شدن در یک فضای کوچک را دارا باشد با استفاده از سیستم دمپر و فنر به جای استپ موتور و همچنین ایجاد شکل هندسی مناسب و متنوع برای آنتن‌های رفلکتور مشی کمتر مورد توجه محققان قبلی قرار گرفته است. بنابراین در این مقاله با استفاده از رفتار برخی فلزات حافظه‌دار و با بکارگیری از سیستم‌های دمپر و فنر یک مکانیزم نوآورانه برای آنتن رفلکتوری با قابلیت جمع شدن در فضای $3U$ ارائه شده است به طوری که کمترین ضربه و گشتاور را به ماهواره اعمال نماید و بتواند در شکل‌های هندسی مورد نیاز تنظیم گردد. همچنین تمام تحلیل‌های دینامیکی لازم برای بررسی صحت عملکرد مکانیزم طراحی شده ارائه شده است.

¹⁹ Mark W. Thomson

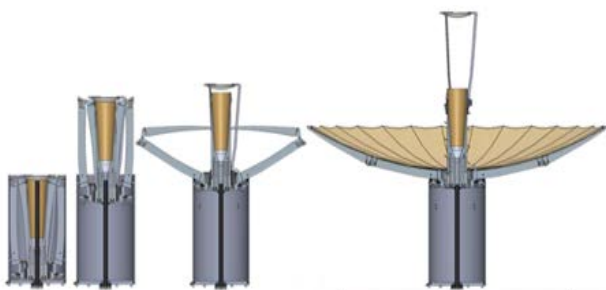
²⁰ GAIN

²¹ LOSS

²² Vignesh Manohar

²³ Guigeng Yang

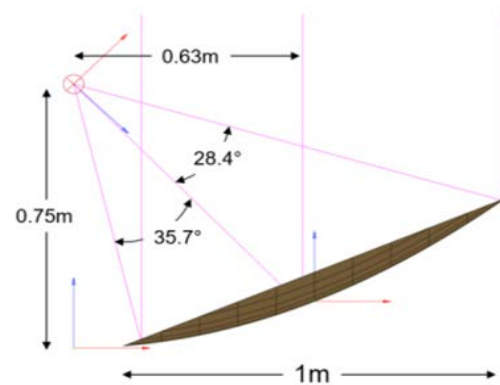
کم هزینه و سبک هستند. این آنتن‌ها نیاز به مکانیزم‌های پیچیده ندارند اما محدودیت‌هایی در اندازه و عملکرد دارند، که موجب کاهش دقت تشعشع و توان سیگنال می‌شود. آنتن‌های قابل استقرار به‌ویژه در پروژه‌هایی که به آنتن‌های بزرگ‌تر نیاز دارند، استفاده می‌شوند. این آنتن‌ها پس از استقرار ماهواره در فضا باز شده و به ابعاد کامل خود می‌رسند. مزیت اصلی آن‌ها، بهره‌وری بالاتر در ارسال و دریافت سیگنال است، زیرا امکان استفاده از آنتن‌های بزرگ‌تر فراهم می‌شود. با این حال، پیچیدگی‌های مکانیزم‌های استقرار و احتمال خرابی آن‌ها در فضا از معایب این نوع آنتن‌ها به شمار می‌رود. مقایسه این آنتن‌ها با طرح‌هایی مانند آنتن‌های مش‌دار و آنتن‌های قابل تغییر (قطبش) نشان می‌دهد که هر کدام ویژگی‌های خاص خود را دارند. آنتن‌های مش‌دار برای سیگنال‌های دوربرد و علمی مناسب هستند، اما پیچیدگی در مکانیزم استقرار دارند. آنتن‌های تغییر قطبش انعطاف‌پذیری بیشتری در تنظیم قطبش سیگنال دارند، اما طراحی پیچیده‌تری دارند و هزینه‌های تولید بالاتری به همراه دارند. در نهایت، انتخاب نوع آنتن بستگی به نیازهای خاص پروژه و مأموریت دارد. آنتن‌های ثابت برای پروژه‌های ساده و کم‌هزینه مناسب هستند، در حالی که آنتن‌های قابل استقرار و سایر طرح‌های پیشرفته برای پروژه‌هایی که نیاز به عملکرد بهتر و دقت بالاتر دارند، انتخاب‌های بهتری خواهند بود.



شکل (۵): مراحل باز شدن مکانیزم نمونه دوم [15]

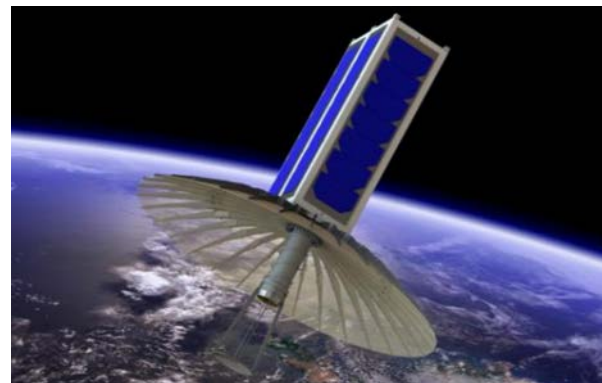
در مقایسه با طراحی‌های موجود، به‌ویژه طراحی‌هایی که اشاره شد این مقاله در استفاده از مواد و مکانیزم‌های متفاوت برای افزایش کارایی و کاهش وزن نوآوری دارد. به عنوان مثال، در طراحی‌های پیشین بیشتر از موتورهای استپ برای گسترش آنتن‌ها استفاده می‌شده است، اما در این مقاله از یک سیستم مکانیکی مبتنی بر فنر و دمپر برای جلوگیری از لرزش‌ها و تنش‌ها در هنگام گسترش آنتن استفاده شده که علاوه بر افزایش کارایی، وزن کلی سیستم را کاهش می‌دهد. یکی از ویژگی‌های

دارد. در شکل (۳) نمونه باز شده آنتن رفلکتور مشی مورد استفاده به همراه ابعاد آن نشان داده شده است.



شکل (۳): نمونه باز شده آنتن رفلکتور مشی مورد استفاده به همراه ابعاد آن [1]

نمونه دیگری از آنتن رفلکتور مشی که در یک فضای $3U$ و برای یک ماهواره $6U$ طراحی شده است در شکل (۴) نشان داده شده است. الگویی که برای این مکانیزم استفاده شده است از مدل خرپا و لولا چتری است. یکی از معایب این طرح نسبت به مدل قبلی این است که شکل‌های هندسی متنوع برای آنتن نمی‌توان ایجاد کرد. همچنین مقدار فضایی که آنتن هنگام باز شدن ایجاد می‌کند کمتر از مدل‌های دیگر است (۵/۰ متر). اما از جمله مزایایی که برای این مکانیزم می‌توان نام برد ایجاد گشتاور و نیروی کمتر به ماهواره هنگام باز شدن است.



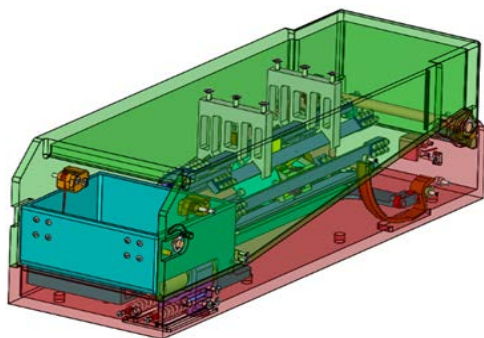
شکل (۴): نمونه دوم مکانیزم‌های آنتن رفلکتور مشی [1]

در شکل (۵) مراحل باز شدن مکانیزم نمونه دوم نشان داده شده است. باند فرکانسی طراحی شده برای هر دو نوع آنتن‌ها X و Ka می‌باشد. لازم به ذکر است که ماهواره نمونه دوم در حال حاضر در مدار ارتفاع پایین در حال عملیات می‌باشد. مکانیزم‌های آنتن در ماهواره‌های مکعبی عمدتاً به دو دسته آنتن‌های ثابت و آنتن‌های قابل استقرار تقسیم می‌شوند. آنتن‌های ثابت به دلیل طراحی ساده و اتصال مستقیم به بدنه ماهواره،

۳- توصیف اجزاء مکانیزم

آنتن رفلکتور مشی با پیچیدن پارچه و دنده‌های شعاعی بر روی یک قرقره مرکزی در یک فضای کوچکتر جمع می‌شود. هنگام باز شدن پارچه آنتن مشی، بندهای انعطاف پذیری که به ۸ عدد خرپا متصل است، باعث می‌شود خرپاها و پارچه به صورت شعاعی به سمت قرقره مرکزی کشیده شود. دنده خرپاها، قرقره و موتور دورانی جز قطعات متحرک و صلب در نظر گرفته می‌شود. این عناصر به قطر $3/5$ سانتی‌متر با ارتفاع تقریباً ۱۰ سانتی‌متر جمع می‌شوند. این فقط حدود ۱۰۰ سانتی‌متر مکعب از حجم کل ۳۰۰۰ سانتی‌متر مکعب ما را مصرف می‌کند.

در صنعت فضایی، مواد مورد استفاده باید دارای ویژگی‌های خاصی باشند که آنها را برای شرایط سخت فضا، مانند خلا، دماهای بسیار بالا و پایین، تابش‌های کیهانی و نیاز به وزن کم، مناسب نماید. این مواد به دقت انتخاب و طراحی می‌شوند تا عملکرد و ایمنی مأموریت‌های فضایی را تضمین کنند. در ادامه به برخی از مواد اصلی و کاربرد آن در این مکانیزم اشاره می‌کنم. با توجه به کاربرد فضایی مکانیزم، جنس پارچه مورد استفاده شده از جنس طلا با روکش مولیبدوم می‌باشد. همچنین جهت سبک کردن وزن و مقاوم به خوردگی از فلز آلومینیوم ۷۰۷۵ با استاندارد فضایی استفاده شده است. از طرف دیگر از موادی که امکان خروج گاز از بین بافت آنها وجود دارد که باعث نابودی قطعه می‌شود استفاده نشده است. در شکل (۶) کل مکانیزم‌های یاد شده به صورت جمع شونده همراه با جزئیات بیشتر نشان داده شده است. یکی دیگر از مزایای این طرح این است که مش را می‌توان بسته و جمع کرد به طوری که حداکثر کشش آن تنها در حالت استقرار نهایی رخ دهد. برخی از طراحی‌های لولایی و تاشو نیاز به کشش بیش از حد پارچه مش دارند تا با حرکات مفصلی تکیه‌گاه‌های آن سازگاری داشته باشد.



شکل (۶): نمای کلی مکانیزم در حالت بسته همراه با جزئیات

جدید این طراحی، استفاده از مکانیزم جمع‌شونده با دنده‌های شعاعی و قرقره مرکزی است که به آنتن این امکان را می‌دهد که در فضای بسیار کوچکی جمع شود و پس از قرارگیری ماهواره در مدار، به ابعاد یک متر برسد. این ویژگی به‌ویژه در طراحی‌های فضایی حائز اهمیت است چرا که این مکانیزم فضای بسیار کمی را اشغال کرده و از نظر اقتصادی و عملکردی بهینه است. انتخاب پارچه با روکش مولیبدوم و استفاده از فلزات مقاوم به خوردگی مانند آلومینیوم ۷۰۷۵ نیز از ویژگی‌های این طراحی است که آن را نسبت به آنتن‌های قبلی که بیشتر بر مبنای آلیاژهای دیگر طراحی شده‌اند، متمایز می‌کند. این مواد انتخابی به دلیل مقاومت بالای خود در برابر شرایط سخت فضا مانند خلا، دماهای بسیار پایین و تابش‌های کیهانی، باعث افزایش طول عمر و عملکرد بهتر آنتن در شرایط فضایی می‌شوند. این مقاله همچنین بر شبیه‌سازی‌های دقیق و تحلیل‌های دینامیکی تأکید دارد که برای پیش‌بینی رفتار مکانیکی آنتن در شرایط مختلف فضایی و بررسی عملکرد آن در هنگام باز شدن و قرارگیری در موقعیت خود انجام شده‌اند. در این مقاله، علاوه بر طراحی تئوری، بررسی‌ها و تحلیل‌های دقیقی انجام شده است که در مقالات مشابه کمتر دیده شود. این مقاله به‌طور خاص به آزمایش‌های مربوط به کشش و خمش مش آنتن و عملکرد آن در شرایط فضایی پرداخته است. این تحلیل‌ها به‌ویژه در ارزیابی رفتار مکانیکی آنتن در فضا کمک می‌کند. در نهایت، نوآوری‌های این مقاله نسبت به سایر مقالات موجود در استفاده از طراحی جمع‌شونده، مواد خاص مناسب فضا، و کاهش وزن سیستم همراه با افزایش پایداری مکانیزم‌ها و استفاده از فنر و دمپر برای کنترل تنش‌ها و لرزش‌ها است. این مقاله رویکرد متفاوتی را در طراحی آنتن‌های رفلکتوری مشی ارائه می‌دهد که در مقایسه با سایر روش‌های مرسوم پیشرفته‌تر به نظر می‌رسد. مقایسه میان طراحی فعلی با طراحی‌های پیشین در جدول (۱) ارائه شده است.

جدول (۱): مقایسه با طراحی‌های پیشین

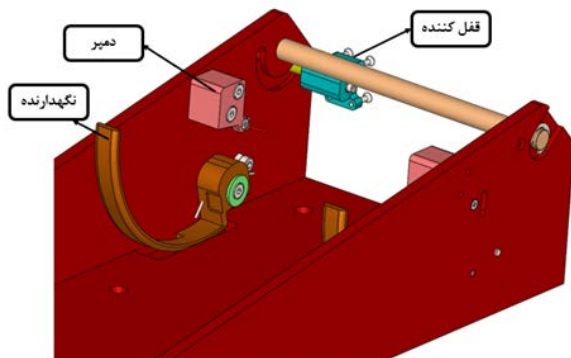
ویژگی	استپ موتور	سیستم فنر و دمپر
وزن	زیاد	کم
پیچیدگی	بالا	پایین
لرزش و اغتشاش	بالا می‌باشد	قابل کنترل
هزینه	زیاد	کمتر
دقت در تنظیم	بالا	وابسته به طراحی مکانیکی

محل قرار گیری مکانیزم قفل و رهایش در شکل (۹) نشان داده شده است.



شکل (۹): محل قرار گیری مکانیزم قفل و رهایش در قسمت ۱

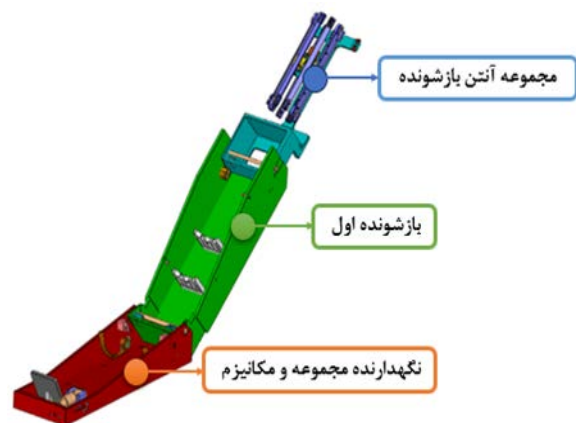
سیستم دمپر و قفل کننده مکانیزم در شکل (۱۰) نشان داده شده است. با توجه به شکل (۱۰) سیستم دمپر و قفل کننده در قسمت ۱ مجموعه مکانیزم آنتن رفلکتوری مشی نشان داده شده است. قسمت قفل کننده وظیفه نگهداری قسمت اول باز شونده در زاویه مناسب را دارد. دمپر کننده نیز باید ضربه نهایی که مکانیزم هنگام قرار گیری در موقعیت خود دارد را کنترل نماید.



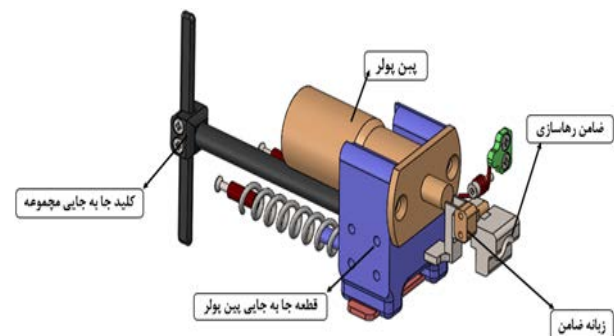
شکل (۱۰): سیستم دمپر و قفل کننده

مجموعه جمع کننده قرقره آنتن رفلکتوری مشی در حالت باز در شکل (۱۱) نشان داده شده است. با توجه به این شکل، مجموعه جمع کننده قرقره آنتن رفلکتوری مشی از یک نگهدارنده تشکیل شده است که وظیفه قرارگیری خرپاها در زاویه مناسب هنگام باز شدن را به عهده دارد.

به صورت کلی می‌توان مکانیزم آنتن رفلکتوری مشی را با توجه به شکل (۷) به سه دسته عمده تقسیم بندی نمود. قسمت شماره ۱ مجموعه آنتن بازشونده، شماره ۲ بازشونده اول و شماره ۳ نگهدارنده مجموعه و مکانیزم می‌باشد. قسمت شماره ۱ با توجه به شکل (۷) وظیفه باز و بسته کردن کل آنتن رفلکتوری مشی را دارد. این قسمت از قطعاتی شامل یک استپ موتور، قرقره جمع کننده، خرپاها، پارچه مولیبدیم (که وظیفه عملکرد آنتن را بر عهده دارد) و همچنین مجموعه بندهایی که باید شکل نهایی پارچه مشی را به شکل هندسی مدنظر مخابرات به وجود آورد تشکیل شده است. قسمت شماره ۲ با توجه به شکل (۷) وظیفه قرار گیری اولیه و نهایی آنتن مشی در زاویه مشخص را به عهده دارد. این قسمت از قطعاتی شامل پایه نگهدارنده آنتن مشی، مکانیزم قفل در زاویه مناسب و سیستم دمپر کننده گشتاور وارده بر مجموعه تشکیل شده است. وزن این مجموعه به مقدار ۴ کیلوگرم و در ابعاد ۱۱۳*۱۱۳*۳۶۶ میلی‌متر طراحی شده است. کل مکانیزم به وسیله یک مجموعه قفل و رهاساز نگهداری شده که با توجه به شکل (۸) از پین پولر، فنر، قابل نگه دارنده و زبانه رهاسازی تشکیل شده است به طوری که در موقعیت مناسب با دستوری که از مجموعه دریافت می‌کند فعال می‌شود.

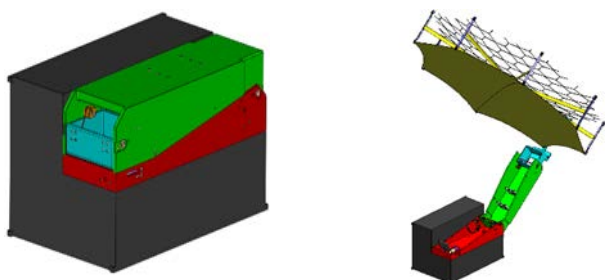


شکل (۷): معرفی قسمت های اصلی مکانیزم



شکل (۸): مجموعه قفل و رهاساز مکانیزم آنتن رفلکتوری

مکانیزم آنتن رفلکتور مشی در دو حالت بسته و باز بر روی یک ماهواره U12 در شکل (۱۳) نشان داده شده است. تضمین عملکرد صحیح مکانیزم و قفل نهایی آنتن رفلکتور مشی به طراحی دقیق، انتخاب مواد مناسب، و سیستم‌های قفل و دمپر مؤثر بستگی دارد. این عوامل به همراه آزمایش‌های دقیق و کنترل کیفیت، به عملکرد بهینه این مکانیزم در شرایط فضایی کمک می‌کنند.



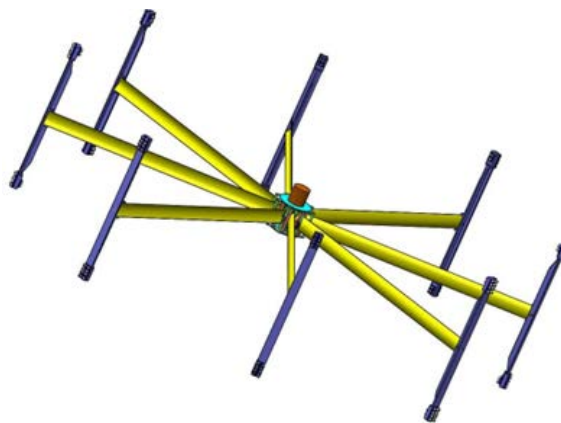
شکل (۱۳): مکانیزم آنتن در دو حالت باز (الف) و بسته (ب) بر روی ماهواره U12

۴- تحلیل‌های دینامیکی

هدف از تحلیل‌های دینامیکی به دست آوردن شتاب و سرعت مجموعه مکانیزم طراحی شده از لحظه اولیه تا لحظه قرار گیری در موقعیت اصلی، جهت بررسی گشتاور و ضربه وارد شده بر ماهواره است. در این راستا از نرم افزار آدامز جهت شبیه سازی های عددی استفاده شده است. فرایند شبیه‌سازی دینامیکی در نرم افزار آدامز بدین صورت بوده است که با قرار گیری سیستم دمپر و فنر در موقعیت خود، طراحی اجسام صلب و انعطاف پذیر و همچنین قیدهای معادل در مکانیزم بتوان کل فرایند عملیاتی شدن آنتن رفلکتور مشی را شبیه سازی کرد. شرایط اولیه در نظر گرفته شده جهت شبیه سازی در نرم افزار آدامز در جدول ۳ ارائه شده است. در این شبیه‌سازی فرض شده است که ماهواره بعد از تزریق در مدار و با توجه به شرایط اولیه جدول (۳)، مکانیزم آنتن به طور کامل عمل می‌کند.

جدول (۳): مشخصات شرایط اولیه جهت تحلیل دینامیکی

مقدار	پارامتر
۲/۵	سرعت خطی اولیه در راستای Y (متر/ثانیه)
۰/۳	سرعت دورانی در سه جهت (درجه/ثانیه)



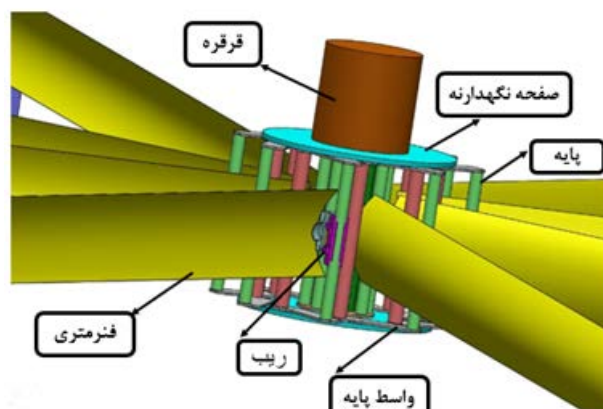
شکل (۱۱): مجموعه جمع کننده قرقره آنتن رفلکتوری مشی در حالت باز

بازتابنده مشی یک متری از هشت خرپا استفاده می‌کند. تعداد واسط مبادله‌ای بین کابل‌های فشاری با توجه به نیاز ایجاد یک محیط که امکان یک آنتن مشی مؤثر یک متری را فراهم می‌کند طراحی شده است. پارچه مشی را می‌توان تغییر داد تا واسطه‌های بیشتر یا کمتری ایجاد کند، اما در یک آنتن یک متری هشت دنده به خوبی کار می‌کند. طراحی‌های خرپایی متعددی مورد مطالعه قرار گرفته که نهایت طرح شکل (۱۱) مورد پذیرش قرار گرفت. مشخصات فیزیکی مکانیزم طراحی شده در جدول ۲ درج شده است.

جدول (۲): مشخصات فیزیکی مکانیزم طراحی شده

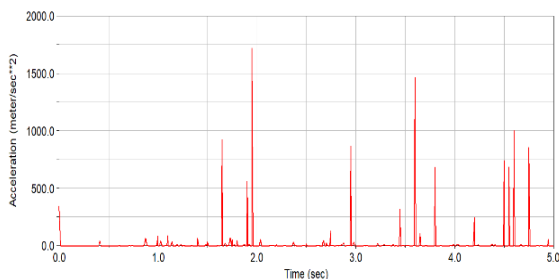
وزن کل (kg)	ابعاد (mm)	ضرب فنر (N/m)	ضرب دمپر (N/s.m)	تعداد مراحل باز شدن
۴	۱۱۳*۱۱۳*۳۶۶	۱/۵	۰/۴	۴

مجموعه جمع کننده قرقره آنتن رفلکتوری مشی در حالت باز شده در شکل (۱۲) نشان داده شده است.

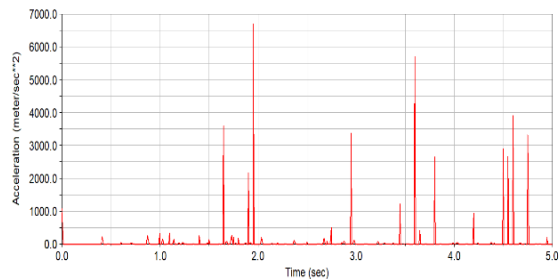


شکل (۱۲): مجموعه جمع کننده قرقره آنتن رفلکتور مشی

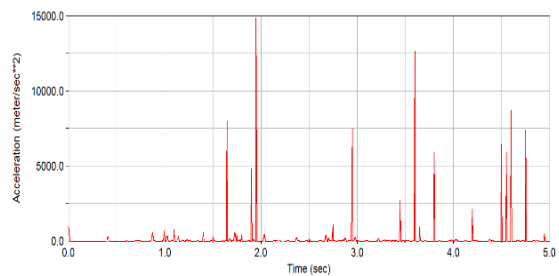
در شکل (۱۸) تا (۲۱) نمودار میانگین تغییرات شتاب نسبت به زمان برای سه قسمت اصلی مکانیزم و همچنین خود ماهواره مکعبی در مدت ۵ ثانیه نشان داده شده است. با مقایسه نمودارها مشخص میگردد که رفتار هر قسمت از مکانیزم در مدت زمان باز شدن به طور نزدیکی مشابه می باشد و همچنین اغتشاشات وارد بر هر قسمت قابل مشاهده است. بررسی دقیق تر می تواند نشان دهد که طراحی به طور مشخص به خصوصیات مکانیکی اجزا وابسته است. در مرحله اول و دوم شتاب بالاتر نشان دهنده عملکرد فعال تر فنرها و دمپرها برای غلبه بر مقاومت داخلی و نیروی باز شدن بندها است. این رفتار به دلیل طراحی خاص فنرها و دمپرها برای کاهش شوک اولیه باز شدن است. در مرحله سوم کاهش شتاب نشان می دهد که سیستم به نقطه تعادل نزدیک شده و نیروهای وارد شده بر ساختار در حال کاهش است.



شکل (۱۸): نمودار شتاب - زمان قسمت شماره ۱ مکانیزم

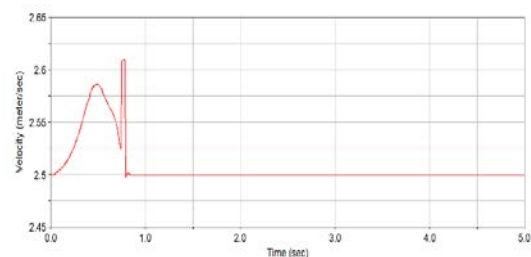


شکل (۱۹): نمودار شتاب - زمان قسمت شماره ۲ مکانیزم

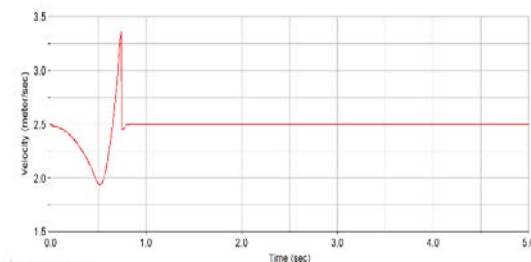


شکل (۲۰): نمودار شتاب - زمان قسمت شماره ۳ مکانیزم

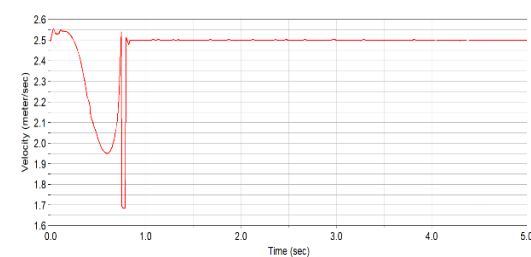
در شکل (۱۴) تا (۱۷) نمودار میانگین تغییرات سرعت نسبت به زمان برای سه قسمت اصلی مکانیزم و همچنین خود ماهواره مکعبی در مدت ۵ ثانیه نشان داده شده است. با توجه به این اشکال مشاهده می شود که رفتار هر قسمت از مکانیزم در مدت زمان باز شدن متغیر می باشد. همان طور که مشاهده می شود، در هر مرحله از باز شدن مکانیزم سرعت کل مجموعه افزایش پیدا می کند و به حداکثر سرعت خود می رسد (در زمان های ۰/۵ و ۰/۸۵ ثانیه) اما در نهایت به سرعت ثابت اولیه خود می رسد و تغییری در مقدار سرعت در ادامه ماموریت ایجاد نمی شود. در نتیجه کل مجموعه توانسته سرعت خود را در ادامه ماموریت حفظ کند.



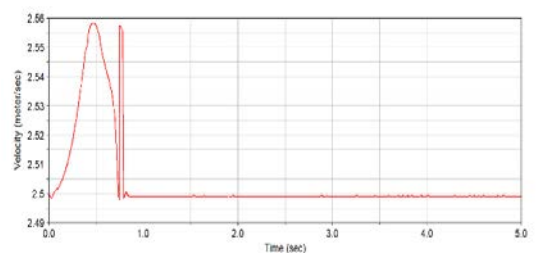
شکل (۱۴): نمودار سرعت - زمان قسمت شماره ۱ مکانیزم



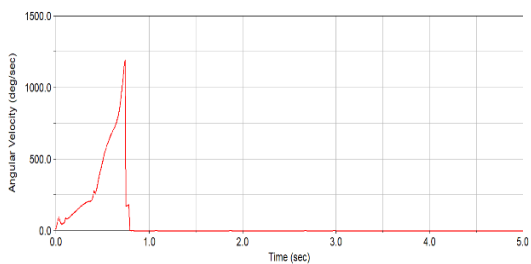
شکل (۱۵): نمودار سرعت - زمان قسمت شماره ۲ مکانیزم



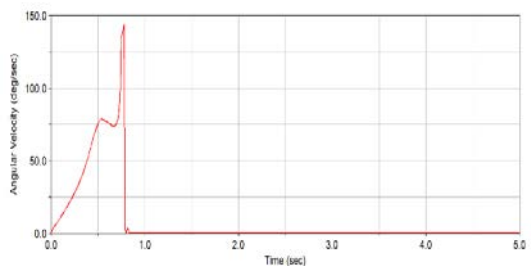
شکل (۱۶): نمودار سرعت - زمان قسمت شماره ۳ مکانیزم



شکل (۱۷): نمودار سرعت - زمان ماهواره

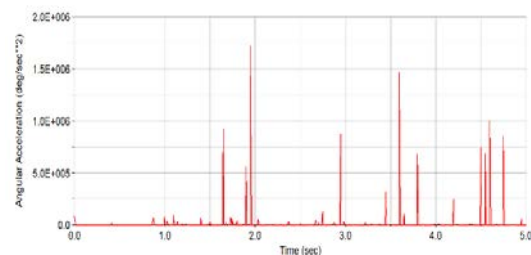


شکل (۲۴): نمودار سرعت زاویه ای - زمان قسمت شماره ۳ مکانیزم

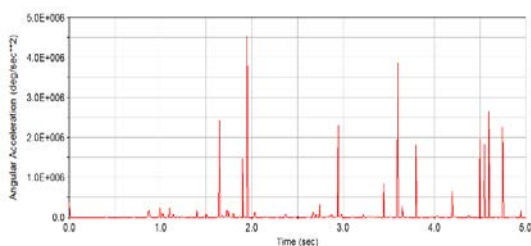


شکل (۲۵): نمودار سرعت زاویه ای - زمان ماهواره

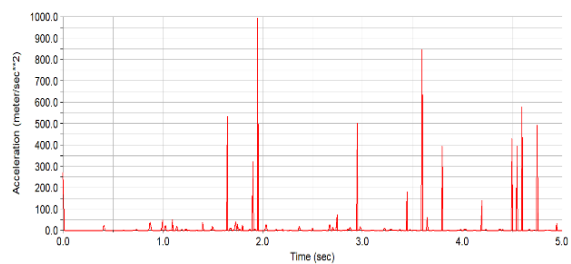
در شکل (۲۶) تا (۲۹) نمودار میانگین تغییرات شتاب زاویه‌ای نسبت به زمان برای سه قسمت اصلی مکانیزم و همچنین خود ماهواره مکعبی در مدت ۵ ثانیه نشان داده شده است. با مقایسه نمودارها مشخص می‌شود که رفتار هر قسمت از مکانیزم در مدت زمان باز شدن به طور نزدیکی مشابه می‌باشد و همچنین اغتشاشات وارد بر هر قسمت قابل مشاهده است. همچنین می‌توان مشاهده کرد که در طول فرآیند باز شدن مکانیزم، شتاب‌های متنوعی به کل مجموعه وارد می‌شود که این نتایج در بحث کنترل وضعیت ماهواره می‌تواند مورد بررسی و تحلیل قرار بگیرد.



شکل (۲۶): نمودار شتاب زاویه ای - زمان قسمت شماره ۱ مکانیزم

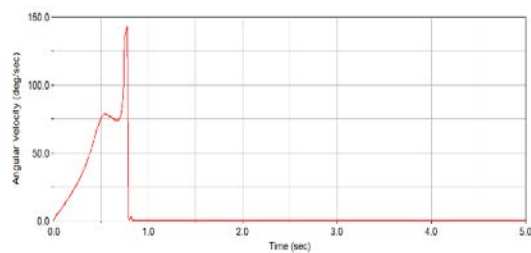


شکل (۲۷): نمودار شتاب زاویه ای - زمان قسمت شماره ۲ مکانیزم

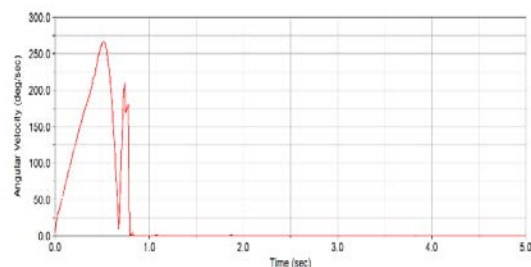


شکل (۲۱): نمودار شتاب - زمان ماهواره

در شکل (۲۲) تا (۲۵) نمودار میانگین تغییرات سرعت زاویه‌ای نسبت به زمان برای سه قسمت اصلی مکانیزم و همچنین خود ماهواره مکعبی در مدت ۵ ثانیه نشان داده شده است. با توجه به این نمودارها مشاهده می‌شود که رفتار هر قسمت از مکانیزم در مدت زمان باز شدن متغییر است. بنابراین به این نتیجه می‌توان رسید که سرعت باز شدن مرحله اول مکانیزم آهسته‌تر از مرحله دوم باز شدن مکانیزم می‌باشد. در نمودار شکل (۲۲) علت اینکه در قله اوله شاهد کاهش سرعت مکانیزم مرحله دوم هستیم این است که جهت کنترل مسیر فعال شدن مکانیزم یک مانع ایجاد کردیم تا مرحله دوم باز شدن مکانیزم در بهترین حالت و بدون تداخل به سایر قسمت‌ها انجام شود. بررسی تفاوت سرعت و شتاب زاویه‌ای در مراحل مختلف باز شدن نشان می‌دهد که مرحله دوم با شتاب زاویه‌ای بیشتری روبه‌روست. این موضوع می‌تواند ناشی از تغییرات فشار وارد بر اجزا یا طراحی خاص هندسی مکانیزم باشد.

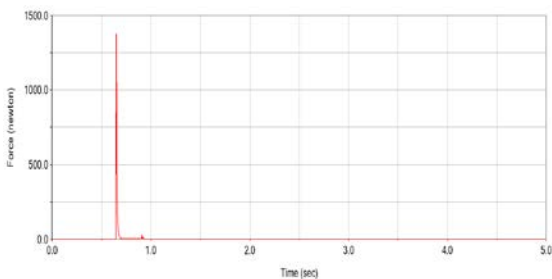


شکل (۲۲): نمودار سرعت زاویه ای - زمان قسمت شماره ۱ مکانیزم

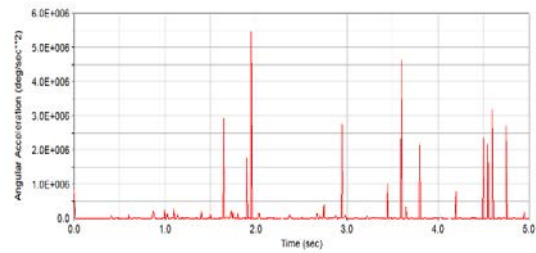
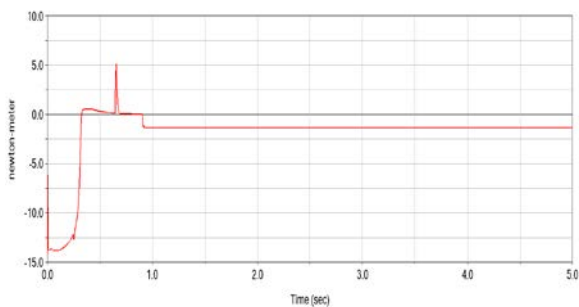


شکل (۲۳): نمودار سرعت زاویه ای - زمان قسمت شماره ۲ مکانیزم

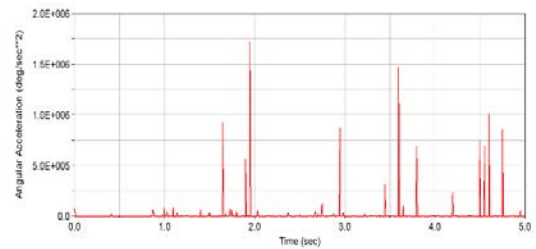
مشکل است. از زمان حدود ۱ ثانیه به بعد، مقدار گشتاور به صفر نزدیک شده و تا انتهای بازه زمانی (۵ ثانیه) پایدار باقی می‌ماند. این نشان‌دهنده اتمام حرکت و تثبیت مکانیزم در وضعیت نهایی است. پایداری گشتاور در مقدار صفر حاکی از طراحی بهینه مکانیزم است، به طوری که پس از انجام حرکت اولیه، نیروی اضافی به سیستم وارد نمی‌شود و از ایجاد تنش‌های غیرضروری جلوگیری می‌شود. در شکل (۳۲) نمودار گشتاور-زمان برای قسمت‌های ۱ و ۳ مکانیزم نشان داده شده است. با توجه به این نمودار مشاهده می‌شود که در ابتدای نمودار، یک اوج بزرگ گشتاور مشاهده می‌شود که به حدود ۶۰ نیوتن-متر می‌رسد. این اوج نشان‌دهنده یک شوک اولیه در سیستم است که ناشی از غلبه بر نیروهای مقاوم و اینرسی مکانیزم در آغاز حرکت مرحله ۱ می‌باشد. پس از اوج اولیه، گشتاور به سرعت کاهش می‌یابد و مقدار آن تا حدود ۱۰ نیوتن-متر کاهش پیدا می‌کند. این کاهش سریع نشان می‌دهد که مکانیزم به خوبی قادر به جذب شوک اولیه و تنظیم نیروها در طول انتقال است. به مرور زمان، گشتاور با ادامه کاهش به سمت مقدار نزدیک به صفر میل می‌کند و سیستم به یک حالت پایدار می‌رسد. نکته قابل توجه دیگر، وجود نوسانات جزئی در مقادیر گشتاور در مراحل اولیه است. این نوسانات می‌تواند ناشی از ویژگی‌های دینامیکی سیستم و یا اثرات متقابل نیروهای داخلی باشد. به طور کلی، رفتار گشتاور در مراحل ۱ و ۳ نشان‌دهنده یک طراحی مؤثر است که قادر به جذب و کاهش شوک‌های اولیه بوده و سیستم را به سرعت به تعادل می‌رساند.



شکل (۳۰): نمودار نیرو - زمان قسمت شماره ۱ و ۲ مکانیزم



شکل (۲۸): نمودار شتاب زاویه ای - زمان قسمت شماره ۳ مکانیزم



شکل (۲۹): نمودار شتاب زاویه ای - زمان ماهواره

در شکل (۳۰) تا (۳۲) نمودار نیرو - زمان وارد شده به قسمت‌های مختلف مکانیزم نشان داده شده است. در شکل (۳۰)، نیروی اعمال‌شده در دو مکانیزم مرحله ۱ و ۲ در بازه زمانی ۵ ثانیه نشان داده شده است. با توجه به این نمودار مشاهده می‌شود که مکانیزم باز شدن در مرحله ۱ و ۲ به صورت سریع و پایدار عمل می‌کند. پیک نیروی اولیه نشان‌دهنده یک طراحی قوی برای غلبه بر مقاومت‌های اولیه است و کاهش سریع نیرو پس از پیک، حاکی از عملکرد مؤثر سیستم در انتقال انرژی به اجزای مکانیزم است. نبود نوسانات قابل توجه پس از افت نیرو، بیانگر کنترل مناسب مکانیزم و عملکرد پایدار آن است. در شکل (۳۱) گشتاور اعمال‌شده در دو مکانیزم مرحله ۲ و ۳ در بازه زمانی ۵ ثانیه نشان داده شده است. این نمودار رفتار مکانیزم را از لحظه شروع تا تثبیت در حالت پایدار توصیف می‌کند. در ابتدای نمودار، گشتاور مکانیزم به شدت کاهش یافته و به مقدار حدود ۱۵ نیوتن-متر می‌رسد. این افت ناگهانی نشان‌دهنده تلاش مکانیزم برای غلبه بر مقاومت اولیه یا اینرسی قطعات در شروع حرکت است. این گشتاور منفی ناشی از نیروهای عکس‌العملی در سیستم یا باز شدن اولیه مکانیزم است. پس از پیک اولیه، مقدار گشتاور به سرعت افزایش یافته و در بازه زمانی بین ۰/۳ تا ۰/۴ ثانیه به یک مقدار مثبت ۵ نیوتن-متر می‌رسد. این بخش از نمودار نشان‌دهنده عبور سیستم از مقاومت اولیه و ورود به مرحله‌ای است که نیروها به سمت حرکت هماهنگ و کنترل‌شده هدایت می‌شوند. تغییر جهت گشتاور (از منفی به مثبت) بیانگر تغییر دینامیک سیستم و تنظیم نیروها برای ادامه حرکت بدون

مکانیکی آنتن و مکانیزم‌های باز شدن آن استفاده شده، بلکه به‌عنوان یک ابزار قدرتمند برای شبیه‌سازی و پیش‌بینی رفتارهای آنتن در محیط‌های فضایی استفاده می‌شود. بدین ترتیب، شبیه‌سازی‌های انجام شده در این تحقیق به‌عنوان صحنه‌سنجی اولیه برای ارزیابی قابلیت اطمینان و عملکرد آنتن در شرایط عملیاتی واقعی به شمار می‌آیند.

تعارض منافع

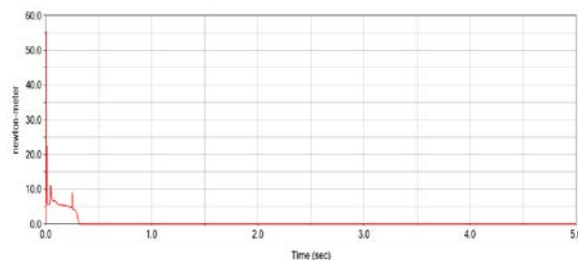
“هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده

است.”

۶- منابع

- [1] S. Abulgasem, F. Tubbal, R. Raad, P. I. Theoharis, S. Lu, and S. Iranmanesh, “Antenna Designs for CubeSats: A Review,” *IEEE Access*, vol. 9, pp. 45289–45324, 2021.
- [2] Y. Tsuda, N. Sako, T. Eishima, T. Ito, Y. Arikawa, N. Miyamura, A. Tanaka, S. Nakasuka, “University of Tokyo’s CubeSat Project-Its Educational and Technological Significance,” in *Proceedings of the 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, USA, 13–16 August 2001.
- [3] F. Tubbal, R. Raad, K.-W. Chin, L. Matekovits, B. Butters, and G. Dassano, “A high gain S-band slot antenna with MSS for CubeSat,” *Annals of Telecommunications*, vol. 74, no. 3–4, pp. 223–237, Nov. 2018.
- [4] Y. Yin, M. Lv, L. Ma, and X. Sun, “Research on the development of frequency reconfigurable antenna and polarization reconfigurable antenna,” *IOP Conf. Ser., Earth Environ. Sci.*, vol. 242, Mar. 2019, Art. no. 022051.
- [5] Al-Yasir et al., “A new polarization-reconfigurable antenna for 5G applications,” *Electronics*, vol. 7, no. 11, p. 293, 2018.
- [6] I. B. Mabrouk, M. Al-Hasan, M. Nedil, T. A. Denidni, and A. Sebak, “A novel design of radiation pattern-reconfigurable antenna system for millimeter-wave 5G applications,” *IEEE Trans. Antennas Propag.*, vol. 68, no. 4, pp. 2585–2592, Apr. 2020.
- [7] M. A. Hossain, I. Bahceci, and B. A. Cetiner, “Parasitic layer-based radiation pattern reconfigurable antenna for 5G communications,” *IEEE Trans. Antennas Propag.*, vol. 65, no. 12, pp. 6444–6452, Dec. 2017.
- [8] A CubeSat for Calibrating Ground-Based and Sub-Orbital Millimeter-Wave Polarimeters (CalSat)
- [9] I-Yasir et al., “A new polarization-reconfigurable antenna for 5G applications,” *Electronics*, vol. 7, no. 11, p. 293, 2018.
- [10] I. B. Mabrouk, M. Al-Hasan, M. Nedil, T. A. Denidni, and A. Sebak, “A novel design of radiation

شکل (۳۱): نمودار گشتاور - زمان قسمت شماره ۲ و ۳ مکانیزم



شکل (۳۲): نمودار گشتاور - زمان قسمت شماره ۱ و ۳ مکانیزم

۵- نتیجه گیری

تحقیق حاضر در زمینه طراحی مکانیزم آنتن رفلکتوری مشی، با بهره‌گیری از فناوری‌های نوین و تحلیل‌های دقیق، گامی مهم در جهت حل چالش‌های مرتبط با طراحی آنتن‌های فضایی و بهبود عملکرد آنها در شرایط محیطی پیچیده برداشته است. یکی از نوآوری‌های برجسته این تحقیق، استفاده از فنر و دمپر به جای استپ موتور در مکانیزم باز شدن آنتن است. این جایگزینی نه تنها باعث کاهش پیچیدگی سیستم و هزینه‌های مربوط به استفاده از موتورهای پیچیده و حجیم می‌شود، بلکه قابلیت اطمینان و پایداری عملکرد آنتن را در برابر تنش‌ها، شوک‌ها و اغتشاشات محیط فضایی به‌طور قابل توجهی افزایش می‌دهد. در ساختار طراحی شده با استفاده از آلیاژهای حافظه‌دار و مکانیزم‌های گسترش یابنده این امکان فراهم شده است که آنتن در یک فضای فشرده و کوچک U ۳ جمع شده و پس از قرارگیری ماهواره در مدار، به‌طور خودکار باز شود و به ابعادی به قطر ۱ متر گسترش یابد. این ویژگی نه تنها باعث بهینه‌سازی فضای پرتاب می‌شود، بلکه به‌طور مستقیم هزینه‌های پرتاب ماهواره را کاهش می‌دهد. با این طراحی نوآورانه، آنتن رفلکتوری مشی می‌تواند در فضای پرتابگرهای محدود قرار گیرد و پس از قرارگیری در مدار، عملکرد کاملاً مؤثری را در شرایط عملیاتی ارائه دهد. همچنین شبیه‌سازی‌های دینامیکی و تحلیل‌های دقیق انجام شده در نرم‌افزار آدامز به‌طور مؤثری رفتار مکانیکی آنتن در حین باز شدن و قرارگیری در موقعیت نهایی را بررسی کرده‌اند. این شبیه‌سازی‌ها نشان می‌دهند که آنتن در هنگام باز شدن، به ماهواره گشتاورهای قابل توجهی وارد نکرده و به‌طور مؤثر اغتشاشات و لرزش‌های حاصل از این فرآیند را کنترل می‌کند. یک جنبه مهم دیگر این تحقیق، استفاده از شبیه‌سازی‌های دینامیکی به‌عنوان ابزار اصلی صحنه‌سنجی و ارزیابی صحت طراحی است. این فرآیند شبیه‌سازی نه تنها برای تأیید عملکرد

- [23] M. W. Thomson, "ASTROMESH™ deployable reflectors for Ku- and Ka-band commercial satellites," *20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit*, Montreal, Quebec, Canada, 12-15 May 2002, p. 2032
- [24] V. Manohar, "Electromagnetic characterizations of mesh deployable Ka-band reflector antennas for emerging CubeSats," Ph.D. dissertation, University of California, Los Angeles, 2016.
- [25] L. Zhao, J. Liu, D. Yang, and Y. Li, "Uniform-tension form-finding design for asymmetric cable-mesh deployable reflector antennas," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2016, Article ID 45158, 2016.
- [26] محمد سالاری، "طراحی و ساخت مکانیزم‌های حرکتی آنتن یک ماهواره مخابراتی"، *مجله علوم و فناوری فضایی*، تابستان ۱۳۹۵، دانشکده فنی و مهندسی قم.
- pattern-reconfigurable antenna system for millimeter-wave 5G applications," *IEEE Trans. Antennas Propag.*, vol. 68, no. 4, pp. 2585–2592, Apr. 2020.
- [11] J. R. Piepmeier et al., "SMAP L-band microwave radiometer: Instrument design and first year on orbit," *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.*, vol. 55, no. 4, pp. 1954–1966, 2017.
- [12] Y. Al-Yasir, N. O. Parchin, I. Elfergani, R. Abd-Alhameed, J. Noras, J. Rodriguez, A. Al-jzari, and W. Hammed, "A new polarization-reconfigurable antenna for 5G wireless communications," in *Proc. 9th Int. Conf. Broadband Commun., Netw., and Syst.*, Faro, Portugal, Sep. 2018
- [13] N. Chahat, R. E. Hodges, J. Sauder, M. Thomson, and Y. Rahmat-Samii, "The Deep-Space Network Telecommunication CubeSat Antenna: Using the deployable Ka-band mesh reflector antenna," *IEEE Antennas Propag. Mag.*, vol. 59, no. 2, pp. 31–38, 2017.
- [14] P. Focardi, P. Brown, and Y. Rahmat-Samii, "A 6-m mesh reflector antenna for SMAP: Modeling the RF performance of a challenging earth-orbiting instrument," in *2011 IEEE International Symposium on Antennas and Propagation (APSURSI)*, 2011, pp. 2987–2990.
- [15] R. Nie, B. He, S. Yan, and X. Ma, "Optimization design method for the cable network of mesh reflector antennas considering space thermal effects," *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 94, p. 105380, 2019.
- [16] Safarabadi, M., and S. Bazargan. "Prediction of equivalent static loads act on a micro satellite via modal analysis." *Engineering Solid Mechanics* 3.2 (2015): 75-84.
- [17] Safarabadi, M., H. Haghshenas, and H. Kelardeh. "Design of micro-vibration isolation system for a remote-sensing satellite payload using viscoelastic Materials." *Engineering Solid Mechanics* 8.1 (2020): 69-76.
- [18] Emami, H. Farhani, O. and Safarabadi, M.. "Influence of modal effective mass distribution on the static and dynamic behavior of a satellite structure under base excitations." *Material Science Research of India* 5.2 (2008): 209-218.
- [19] M. R. V. Moghadam, and M. Shariyat, "Investigation of a micro satellite structural properties on its effective vibration modes," in *Proc. 5th International Conference on Acoustics and Vibration (ICAV)*, Tehran, Iran, 2015.
- [20] Roosta, M. R., and Safarabadi, M.. "Study of mass reduction possibility of a cubic microsatellite by replacing isogrid structure with sandwich panel structure using finite element analysis." *Modares Mechanical Engineering* 16.9 (2016): 241-248.
- [21] G. Yang, D. Yang, Y. Zhang, and J. Du, "Form-finding design of cable-mesh reflector antennas with minimal length configuration," *Aerospace Science and Technology*, vol. 63, pp. 9–17, 2017. doi: 10.1016/j.ast.2016.11.010.
- [22] S. K. Podilchak, D. Comite, B. K. Montgomery, Y. Li, V. Gomez-Guillamon Buendia, and Y. M. M. Antar, "Solar-panel integrated circularly polarized meshed patch for CubeSats and other small satellites," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 104806–104814, 2019.



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/>)