

Original Research Paper

Evaluation and Analysis of Three Platforms for a Satellite with Imaging Payload

Mohammad Sayanjali^{1*}, Elham Sharifi Moghadam², Hamed Soleymani³, and Seyed Javad Shoja Sadati⁴

1,2. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

3,4. School of Advanced Technologies, Iran University of Science & Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History**

Receive 03 December 2024

Revise 19 May 2025

Accept 19 May 2025

Available Online 15 July 2025

Keywords

Satellite platform

Modular architecture

Integrated architecture

TT&C antenna layout

Radiation patterns

ABSTRACT


In this paper, three different architectures and configurations for a remote sensing satellite have been designed. The parameters like produced electrical power, moment of inertia matrix, mass and volume for each architecture have been achieved and investigated. The first design is an integrated architecture and its structure is a rectangular cube. The camera is located in the middle of the structure. The second architecture is modular and consists of stacked modules and the camera has been mounted on one of the satellite's faces externally. This architecture uses the solar array drive assembly mechanism. The third design is an integrated architecture with a truss structure and a hexagonal cross-section. The camera is located in the middle of the structure. Comparing the architectures shows that the first design has less complexity compared to the other designs, and the modular architecture has the most complex structure. In terms of the modularity and ease of integration, the modular architecture is the best, and the third architecture earns the fewest points. In terms of the available space for the payload and possibility of adding other cameras to platform, the first design is more appropriate than the others. The telemetry and telecommand antennas in S-band have been positioned on the satellite structure for all three of the above mentioned designs, and their radiation patterns have been analyzed. Comparing the results shows that the antenna layout on the structure with a hexagonal cross-section leads to the best omnidirectional radiation pattern. Also, the optimal choice of architecture is related to mission priorities.

* Corresponding Author's E-mail: msayanjali@gmail.com

How to Cite this Article:

M. Sayanjali, E. Sharifi Moghadam, H. Soleymani, and S. J. Shoja Sadati, "Evaluation and analysis of three platforms for a satellite with imaging payload," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 1-16, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1511>.

**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Published by ARI 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/) 

مقاله پژوهشی

تحلیل و ارزیابی سه معماری پلتفرم برای یک ماهواره تصویربرداری

محمد سینجلی^{۱*}، الهام شریفی مقدم^۲، حامد سلیمانی^۳، و سیدجواد شجاع ساداتی^۴

۱- استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره‌ای، پژوهشگاه فضایی ایران

۳- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ایران

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علم و صنعت ایران

چکیده

در این مقاله سه معماری و جانمایی مختلف برای یک ماهواره سنجش از دوری طراحی شده و پارامترهایی از جمله توان تولیدی، ماتریس ممان اینرسی، جرم و حجم هر یک از این معماری‌ها استخراج گشته و مورد بررسی قرار گرفته است. معماری اول یک معماری یکپارچه با سازه مکعب مستطیلی بوده که دوربین در وسط آن قرار دارد. معماری دوم، ماژولار بوده و ماژول‌ها به صورت طبقه‌ای روی یکدیگر قرار دارند و دوربین به صورت خارجی روی یکی از وجوه ماهواره نصب شده است. این معماری از پانل‌های خورشیدی با قابلیت جهت‌دهی به سمت خورشید استفاده می‌کند. معماری سوم نیز یک معماری یکپارچه با سازه‌ای خریابی است و از لحاظ شکل، سطح مقطع شش ضلعی داشته و دوربین در وسط آن قرار دارد. مقایسه این معماری‌ها نشان داد که معماری اول پیچیدگی سازه کمتری نسبت به سایر معماری‌ها دارد و معماری ماژولار از همه پیچیده‌تر است. از لحاظ ماژولاریتی و سهولت تجمیع، معماری ماژولار از همه بهتر است و معماری یکپارچه با سطح مقطع شش ضلعی کمترین امتیاز را کسب می‌کند. از لحاظ فضای قابل دسترس محموله و امکان اضافه کردن محموله‌های سنجشی دیگر، معماری یکپارچه مکعب مستطیلی مناسب‌تر است. آنتن‌های تله متری-تله کامند در باند S نیز روی سازه هر یک از طرح‌های مذکور جانمایی شده و پترن تشعشی آن‌ها تحلیل گشته است. مقایسه پترن‌های تشعشی نشان داد که آنتن جانمایی شده روی معماری سوم بهترین پترن همه جهته و گین از لحاظ عمق نول‌ها را خواهد داشت. همچنین انتخاب بهینه معماری به اولویت‌های مأموریت نیز وابسته است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۳ آذر ۱۴۰۳

بازنگری ۲۹ اردیبهشت ۱۴۰۴

پذیرش ۲۹ اردیبهشت ۱۴۰۴

اولین انتشار ۲۴ تیر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

پلتفرم ماهواره

معماری ماژولار

معماری یکپارچه

جانمایی آنتن TT&C

پترن تشعشی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: msayanjali@gmail.com

How to Cite this Article:

M. Sayanjali, E. Sharifi Moghadam, H. Soleymani, and S. J. Shoja Sadati, "Evaluation and analysis of three platforms for a satellite with imaging payload," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 3, pp. 1-16, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1511>.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by ARI 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/)



برای طراحی معماری استفاده می‌شود.

در [۲] نرم‌افزاری توسعه داده شده است که به صورت اتوماتیک و برپایه روش‌های بهینه‌سازی چند هدفه، بهترین جانمایی را برای ماهواره پیشنهاد می‌دهد. این ابزار جانمایی تطبیقی از نرم‌افزار شبیه‌سازی، تحلیل المان محدود و کدهای بهینه‌سازی استفاده کرده است. در این ابزار جانمایی چند هدفه تطبیقی، شرایط مهمی از جمله مرکز جرم، ممان اینرسی، فرکانس‌های طبیعی، توزیع حرارتی، واستحکام سازه‌ای در نظر گرفته شده و به‌عنوان مثال معماری یک ماهواره مخابراتی و یک ماهواره سنجشی نیز طراحی شده‌اند.

معماری یک پلتفرم ماهواره‌ای را می‌توان از منظر قابلیت استفاده در یک یا چند پروژه مختلف به دو دسته تقسیم کرد:

- ۱) معماری یکپارچه
- ۲) معماری ماژولار

در [۴] ویژگی‌های فنی یک معماری یکپارچه برای پلتفرم و محموله یک ماهواره سنجش از دور ارائه شده است. در این معماری، محموله سنجشی در مرکز پلتفرم قرار داده شده است و زیر سیستم کنترل حرارت، سیستم الکترونیکی و سیستم دفع ارتعاشات این ماهواره همه به صورت یکپارچه هستند. بسیاری از ماهواره‌های سنجش از دور اپتیکی پیشرفته کنونی مانند WorldView، Ikonos-2، GeoEye-1 و Pleiades از مفاهیم طراحی یکپارچه پلتفرم و محموله استفاده می‌کنند. شکل ۱ مدل ماهواره Ikonos-2 را نمایش داده است. حالت طراحی سنتی برای یک مأموریت مشخص بهینه خواهد بود اما استفاده از آن در مأموریت‌های دیگر نیازمند صرف زمان قابل توجه برای به روزرسانی و تغییرات فنی نسبتاً بالا خواهد بود.



شکل ۱- ماهواره Ikonos-2 [4].

Fig. 1. Ikonos-2 Satellite [4].

در [۵] معماری یک ماهواره سنجشی با ساختار مکعب مستطیلی و جرم ۱۲۰kg شرح داده شده است. صفحات جانبی و بالایی این ماهواره لانه زنبوری از جنس آلومینیوم بوده و برای سادگی تجمیع زیر سیستم‌های

اختصارات

Product Architecture	معماری محصول
Integrated Architecture	معماری یکپارچه
Modular Architecture	معماری ماژولار
Single-Bus	تک باس
Stacked Structure	ساختار پشته‌ای

مقدمه

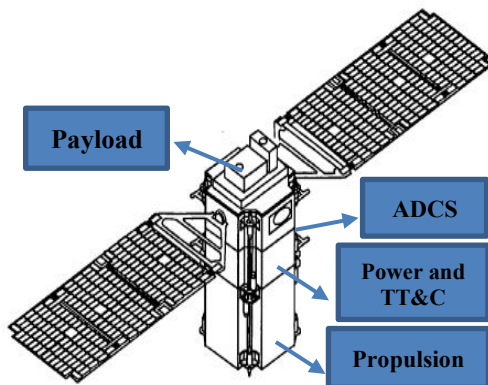
سیستم‌های تصویربرداری فضایی همیشه تلاش می‌کردند تا با فناوری موجود در زمان معین به بالاترین وضوح ممکن تصاویر زمینی دست یابند. حوزه فناوری ماهواره‌های کوچک در سال‌های اخیر شاهد رشد سریعی بوده است. این ماهواره‌ها مقرون به صرفه بوده، چرخه‌های توسعه کوتاه‌تر و پتانسیل کاربرد تجاری گسترده‌ای در زمینه‌هایی مانند ارتباطات، رصد زمین و تحقیقات علمی را دارا هستند. با پیشرفت‌های مداوم فناوری، ماهواره‌های کوچک آماده هستند تا نوآوری‌ها و کاربردهای بیشتری در صنعت فضایی ارائه کنند.

برای برآورده کردن الزامات مأموریتی یک پروژه ماهواره‌ای، معماری‌های فیزیکی مختلفی را می‌توان برای ماهواره انتخاب و پیاده‌سازی نمود. در پروژه‌های فضایی معماری فیزیکی شامل دو بخش پلتفرم و محموله می‌باشد که مشخصات محموله تابعی از الزامات مأموریت است که تقریباً می‌تواند معماری واحدی داشته باشد. اما از طرف دیگر در طراحی پلتفرم، می‌توان معماری‌های مختلفی برای ارضای نیازمندی‌های محموله انتخاب کرد که هر معماری می‌تواند هزینه، ریسک و مشخصات منحصر به فرد خود را داشته باشد.

به‌طور کلی، معماری محصول مسیری را توصیف می‌کند که در آن عملکرد مورد انتظار از محصول به اجزای فیزیکی تخصیص داده می‌شود؛ مانند آرایش المان‌های تابعی، نگاشت این المان‌ها به اجزای فیزیکی، و تعریف واسط بین اجزا. برای برآورده کردن الزامات کارکردی یک پروژه، معماری‌های فیزیکی مختلفی را می‌توان انتخاب و پیاده‌سازی نمود [۱].

انواع رویکردهای طراحی معماری و جانمایی المان‌های ماهواره در [۲] مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. این روش‌ها را به سه دسته تجربی، تعامل انسان-کامپیوتر، و طراحی سه‌بعدی می‌توان تقسیم نمود که هر یک ویژگی‌های خاص خود را دارد. استفاده از روش تجربی برای ماهواره‌های بزرگ و با مأموریت‌های پیچیده، به دلیل تعداد زیاد المان‌ها، نسبت به روش‌های دیگر زمان بیشتری را می‌طلبد و سخت‌تر است. در روش تعامل انسان-کامپیوتر، سرعت و کارآمدی طراحی نسبت به روش قبلی بالاتر است. در روش سه بعدی، از تکنیک‌های بهینه‌سازی عددی

طراحی و ساخت یک پلتفرم با معماری ماژولار به جهت پیچیدگی و نیاز به توجه به استاندارد سازی کلیه اینترفیس‌ها، هزینه اولیه بالاتری را می‌طلبد. ماهواره سنحشی کوچک SCOUT با جرم ۷۵ کیلوگرم یکی از ماهواره‌هایی است که از پلتفرم ماژولار با ساختار پشته‌ای (قرار گرفتن ماژول‌ها به صورت طبقاتی روی یکدیگر) بهره می‌گیرد [۹]. در [۱] پلتفرمی ماژولار پیشنهاد شده که برای انواع مأموریت‌های ماهواره‌ای از جمله مخابراتی، سنحش از دور، تحقیقات علمی، و نمایش فناوری مناسب است. در این پنتت، برای هر یک از زیر سیستم‌ها یا مجموعه‌ای از زیرسیستم‌های ماهواره یک طبقه مجزا لحاظ می‌شود و هر یک از المان‌های مورد استفاده در این زیر سیستم‌ها به صورت اتصال به بدنه بر روی هر یک از این طبقات مونتاژ می‌شود. ساختار کلی این پلتفرم در شکل ۲ نمایش داده شده است. ماژول‌های اصلی پلتفرم نمایش داده شده به ترتیب قرارگیری از پایین به بالا عبارت‌اند از: (۱) زیرسیستم پیشرانش، (۲) زیر سیستم TT&C، زیر سیستم توان و زیرسیستم پردازش، (۳) زیرسیستم ADCS، (۴) زیرسیستم محموله. در مقاله حاضر، پلتفرم یک ماهواره سنحش از دور با سه معماری مختلف که دوتای آن‌ها یکپارچه و یکی از آن‌ها ماژولار است، طراحی و جانمایی شده است. این معماری‌ها از لحاظ جرم، حجم، پیچیدگی، سادگی، تجمیع و پرتو تشعشعی آنتن تله متری/تله کامند با هم مقایسه شده‌اند. محموله اصلی مورد نظر برای این ماهواره سنحش از دور یک دوربین MS/PAN با توان مصرفی ۸۰ وات است، ولی در معماری‌های پلتفرمی مختلف مطرح شده در این مقاله، حاشیه‌های متفاوتی برای توان مصرفی ماهواره در نظر گرفته شده است، لذا از لحاظ توان تولیدی متفاوت هستند و گاهی می‌توانند حامل محموله‌های سنحش از دور دیگری چون SWIR و TIR نیز باشند. ارتفاع مداری این ماهواره ۵۰۰ km و تحلیل‌های توانی برای دو زاویه میل مداری ۵۵° و ۹۸° صورت پذیرفته است.



شکل ۲- نمای سه بعدی از یک ماهواره بر اساس پلتفرم ماژولار [۱].

Fig. 2. 3D view of a satellite based on modular platform [1].

ماهواره روی آن‌ها نصب شده‌اند. مخزن پیشرانش این ماهواره نیز در مرکز آن و روی صفحه پایه ماهواره قرار گرفته است. در این معماری، دوربین‌ها در بیرون ماهواره و روی صفحه +X نصب شده‌اند.

در [۶] یک پلتفرم ماهواره‌ای با معماری یکپارچه طراحی شده است. ساختار صلیبی این ماهواره، فرکانس‌های طبیعی آن را در راستای محوری و جانبی افزایش داده است. زیر سیستم‌های این ماهواره در چهار ربع فضای تقسیم شده توسط تیغه‌های ماهواره قرار دارند و روی این تیغه‌های صلیبی نصب شده‌اند.

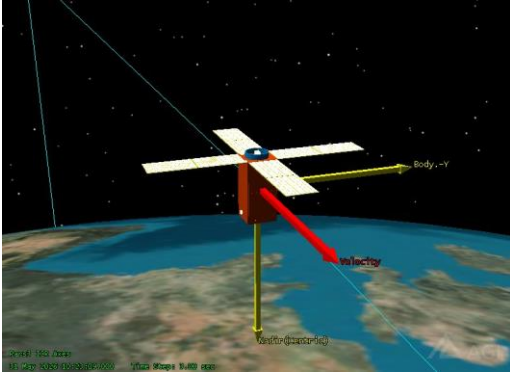
در سال‌های اخیر، طراحی و توسعه معماری‌های ماژولار در مأموریت‌های فضایی علی‌الخصوص در منظومه‌های ماهواره‌ای و آرایش پروازی با هدف کاهش هزینه، قابلیت اطمینان بالاتر، توسعه و استفاده مجدد در مأموریت‌های مشابه بیش از پیش مورد توجه شرکت‌های بزرگی مانند SSTL، SWISSto12 و CAST قرار گرفته است. از معماری ماژولار، به‌عنوان جایگزینی برای معماری‌های سنتی و رایج باس‌ها در طراحی و ساخت ماهواره‌ها استفاده می‌شود. معماری ماژولار، قابلیت پیکربندی مجدد برای استفاده در مأموریت‌های دیگر را فراهم می‌کند. بدین ترتیب صرفه‌جویی قابل توجهی در هزینه طراحی و آزمون ایجاد می‌شود. ماهواره‌های کوچک به دلیل تمرکز بر کاهش هزینه، شباهت مأموریت، اشتراک سیستمی، و پتانسیل استانداردسازی اینترفیس‌ها برای ساخت بر اساس معماری ماژولار به‌طور ویژه مورد مطالعه قرار گرفته‌اند.

شرکت فضایی ساری مجموعه پلتفرم‌های ماهواره‌ای ماژولار کوچک خود تحت عنوان ESPA-150 SSTL را برای برآورده کردن نیازهای مشتری برای رصد زمین، تحقیقات علمی، نمایش فناوری و برنامه‌های ارتباطی توسعه داده است. این پلتفرم که سازگار با رینگ ESPA¹ طراحی شده می‌تواند از فرصت پرتاب اشتراکی با تعداد زیادی پلتفرم توسط یک پرتابگر بهره‌مند شود و طیف گسترده‌ای از محموله‌ها را برای مأموریت‌های LEO در خود جای دهد. تطبیق‌پذیری این پلتفرم آن را قادر می‌سازد تا برای یک مأموریت تک باس یا برای یک مأموریت منظومه ماهواره‌ای مقرون به‌صرفه استفاده شود [۷].

در [۸] مباحث مفصلی در خصوص اجرا و کاربردی بودن معماری ماژولار برای ماهواره‌های کوچک مطرح شده است. همچنین در این مرجع، محدودیت‌هایی که معماری ماژولار روی سیستم اعمال می‌کند، بیان شده‌اند. مهم‌ترین بهایی که سیستم بابت ماژولار بودن باید پرداخت کند، افزایش جرم و حجم ماهواره نسبت به یک سیستم یکپارچه و طراحی شده به صورت خاص برای یک مأموریت فضایی مشخص است. دلیل اصلی این مسأله استاندارد شدن اینترفیس‌ها برای رسیدن به هدف ماژولاریتی سیستم است. همچنین

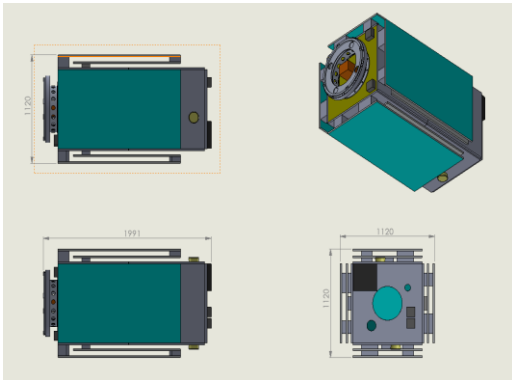
1. Evolved Expendable Launch Vehicle (EELV) Secondary Payload Adapter

شکل ۵ ساختار ظاهری و چیدمان بیرونی را نمایش می‌دهد. در شکل ۶ (الف) و (ب) چیدمان و جانمایی زیرسیستم‌های ماهواره در معماری اول نشان داده شده است.



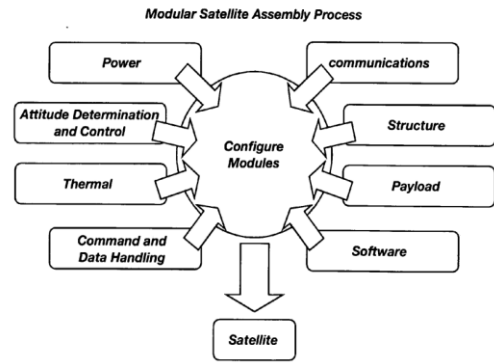
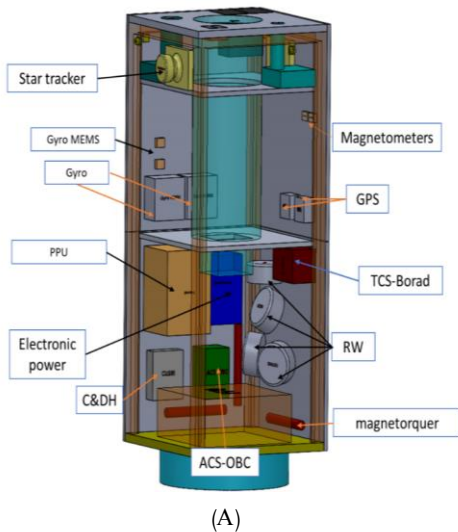
شکل ۴- شبیه‌سازی نحوه قرار گیری معماری اول در مدار.

Fig. 4. Simulating how the first architecture is placed in orbit.



شکل ۵- نمایی از ساختار ظاهری و چیدمان اولیه بیرونی در معماری اول.

Fig. 5. A view of the apparent structure and initial exterior layout in the first architecture.



شکل ۳- تصویر گرافیکی ماهیت و زیرسیستم‌های یک معماری ماژولار ماهواره‌ای [۱].

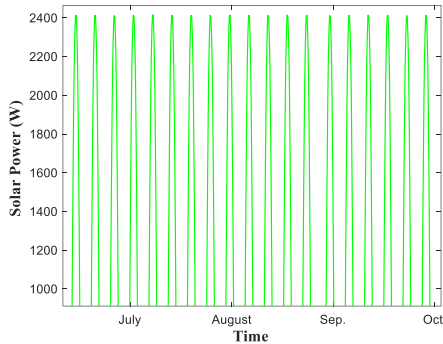
Fig. 3. Graphical representation of the nature and subsystems of a modular satellite architecture [1].

طراحی معماری برای پلتفرم یک ماهواره سنجشی

در هر سه پلتفرم ارائه شده در زیربخش‌های بعدی، با توجه به مدار لثو در نظر گرفته شده، المان‌هایی برای زیر سیستم کنترل وضعیت نظیر ژایروسکوپ، چرخ عکس‌العملی، مگنترکر، مگنتومتر، سنسور ستاره و خورشید، جی‌پی‌اس و برد پردازشی مجزا در نظر گرفته شده است. محموله شامل دوربین اصلی (MS) PAN، الکترونیک محموله، دوربین TIR و SWIR آنتن باند X می‌باشد. واحد پردازش داده C&DH است. مخابرات شامل گیرنده و فرستنده باند S، دیپلکسر، تقسیم کننده، سوئیچ می‌باشد. توان آن شامل باتری و پانل‌های خورشیدی و واحد الکترونیک است. پیش‌رانس FFU نیز شامل برد و یک هد تراستر است. تمامی المان‌های ذکر شده در هر سه معماری لحاظ می‌شود و بر اساس آن‌ها این پیکربندی‌ها ایجاد شده‌اند. لازم به ذکر است که تنها در معماری دوم، پانل‌های خورشیدی از نوع SADA می‌باشد.

معماری اول: یکپارچه با بدنه مکعب مستطیلی

این معماری بر اساس معماری ماهواره پارس ۱ طراحی شده است. این ماهواره دارای ۳ دوربین TIR، SWIR، MS/PAN برای تصویربرداری است. دوربین اصلی PAN/VNIR دارای قدرت تفکیک ۲/۵ تا ۵ متر، عرض تصویربرداری ۲۰ کیلومتر و نرخ داده ۴۵۲ مگابیت بر ثانیه است. دوربین‌ها با توجه به طول ۹۰ سانتی‌متری، به صورت عمودی در داخل ماهواره قرار می‌گیرد در این حالت سعی بر این است که قسمت باس ماهواره حتی المقدور از قسمت محموله جدا باشد. به این منظور طبقه پایینی به چیدمان تجهیزات باس ماهواره اختصاص یافته است و دوربین‌ها در طبقه فوقانی قرار گرفته‌اند (در سمت +Z یا nadir). شکل ۴ شبیه‌سازی معماری اول در مدار را نشان می‌دهد (شبیه‌سازی شده در



شکل ۸- نمودار توان تولیدی معماری اول در مدار خورشید آهنگ با شیب مداری ۹۸ درجه.

Fig. 8. Power generation diagram of the first architecture in the Sun-Synchronous orbit with an orbital inclination of 98 degrees.

جدول ۲- مشخصات مدار و توان تولیدی معماری اول.

Table 2. Orbit specifications and power generation of the first architecture.

Orbit	Max of power generation(W)
Circular(altitude =500 km, inc=55°)	2195
Sun Synchronous(altitude =500)	2415

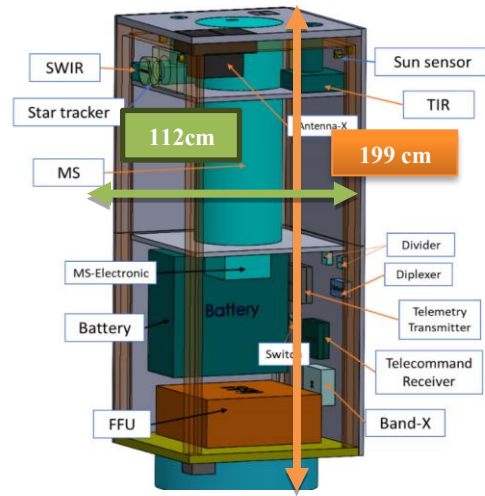
جدول ۳- موقعیت مرکز جرم و ممان اینرسی معماری اول با صفحات خورشیدی گسترده.

Table 3. The position of the center of mass and the moment of inertia of the first architecture with extended solar panels.

(kg)Mass	Coordinates of the center of mass (m)	Moment of inertia matrix (Kg.m ²)
371.36	$COG = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.9 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 233.62 & 0.47 & 0.82 \\ 0.47 & 234.72 & -0.25 \\ 0.82 & -0.25 & 219.18 \end{bmatrix}$

معماری دوم: ماژولار

مبنای این جانمایی، پلتفرم پیشنهادی در پنتت [۱] بوده است. در این معماری به منظور تأمین توان مورد نیاز، از پانل‌های خورشیدی بازشونده با قابلیت ردیابی خورشید استفاده می‌شود. تفاوت این معماری با معماری اول جابه‌جایی محور X و محور Z به منظور استفاده از صفحات بزرگ کناری برای جانمایی آنتن‌های TT&C و محموله است. به این معنی که جهت دوربین در جهت +Z قرار دارد و محور X محور عمودی سازه در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است که در این معماری، نوع دوربین به کار رفته از نوع PAN/VNIR با جرم ۶۰ کیلوگرم و توان مصرفی ۸۰ وات است.



(B)

شکل ۶- جانمایی داخل ماهواره از نمایی دیگر برای معماری اول از دو نمای مختلف.

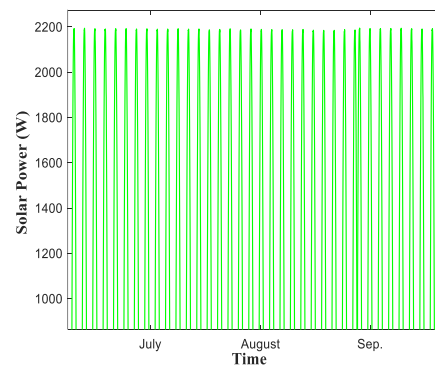
Fig. 6. Satellite internal layout from another perspective for the first architecture from two different perspectives.

جدول ۱- مشخصات فنی پانل خورشیدی در معماری اول.

Table 1. Technical specifications of solar panels in the first architecture.

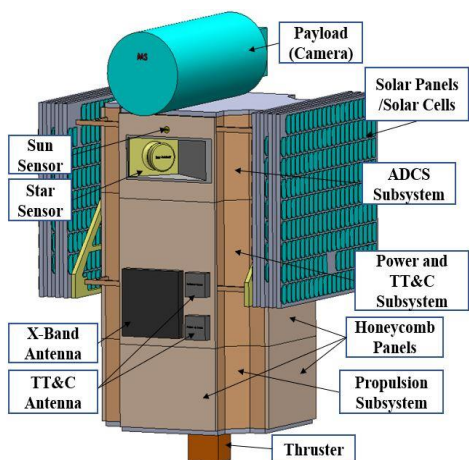
	Element	Size of per element (m ²)	Total Surface(m ²)	No.
1	Solar Panel	1.32*0.82	8.6592	8
2	Solar Cell	0.01508	30.04	1992

جدول ۱، ۲ و ۳ به ترتیب مشخصات پانل‌های خورشیدی در نظر گرفته شده، میزان توان تولیدی در دو مدار مفروض برای مأموریت تصویربرداری و مشخصات سازه و ممان اینرسی نسبت به مبدأ مختصات (مرکز جرم) معماری اول را نمایش می‌دهند. نمودارهای توان تولیدی این معماری نیز در شکل‌های ۷ و ۸ نمایش داده شده است.



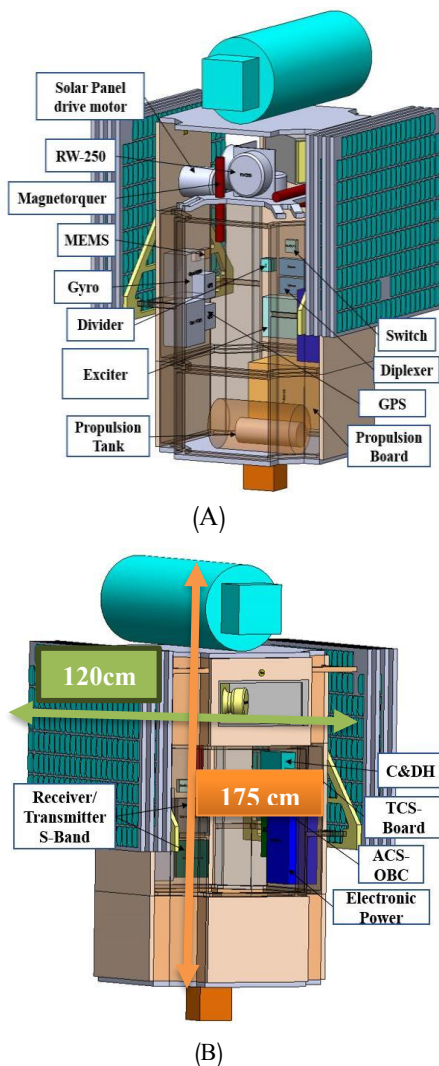
شکل ۷- نمودار توان تولیدی معماری اول در مدار دایروی ۵۰۰ کیلومتری و شیب مداری ۵۵ درجه.

Fig. 7. Power generation diagram of the first architecture in a 500 km circular orbit and an orbital inclination of 55 degrees.



شکل ۹- جانمایی بیرونی ماهواره برای معماری دوم.

Fig. 9. Satellite external layout for the second architecture.



شکل ۱۰- نماهایی از جانمایی زیرسیستم‌ها در معماری دوم.

Fig. 10. Views of the subsystems layout in the second architecture.

شکل‌های ۹ و ۱۰ چیدمان و جانمایی زیرسیستم‌های ماهواره را در معماری دوم نمایش می‌دهد. جداول ۴، ۵ و ۶ به ترتیب مشخصات پانل‌های خورشیدی، میزان توان تولیدی در دو مدار مفروض برای مأموریت تصویربرداری و مشخصات سازه و ممان اینرسی نسبت به مبدأ مختصات (مرکز جرم) معماری دوم نمایش می‌دهند. لازم به ذکر است که در حالتی که مکانیزم SADA استفاده نشود مقدار توان تولیدی معماری دوم در مدار با زاویه میل ۵۵ درجه برابر 578.84 وات خواهد بود.

جدول ۴- مشخصات فنی پانل خورشیدی در معماری دوم.

Table 4. Technical specifications of the solar panel in the second architecture.

	Element	Size of per element (m ²)	Total Surface(m ²)	No.
1	Solar Panel	0.975 *0.81	6.318	8
2	Solar Cell	0.01508	22.07	1464

جدول ۵- مشخصات مدار و توان تولیدی معماری دوم با مکانیزم SADA در حالت پانل‌های گسترده.

Table 5. Orbit specifications and power generation of the second architecture with SADA mechanism in extended panel mode.

Orbit	Max of power generation(W)
Circular (altitude =500 km, inc=55°)	1087.765
Sun Synchronous (altitude =500)	1105.314

جدول ۶- موقعیت مرکز جرم و ممان اینرسی معماری دوم با پانل خورشیدی گسترده.

Table 6. The position of the center of mass and moment of inertia of the second architecture in the extended solar panel mode.

(kg)Mass	Coordinates of the center of mass (m)	Moment of inertia matrix (Kg.m ²)
268.52	COG = $\begin{bmatrix} 0.80 \\ 0 \\ 0.03 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 181.16 & -0.26 & 7.12 \\ -0.26 & 73.44 & 0.39 \\ 7.12 & 0.34 & 211.22 \end{bmatrix}$

نمودار توان تولیدی توسط پانل‌های معماری دوم برای مدارهای sun synchronous و مدار با زاویه میل مداری ۵۵ درجه در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ نمایش داده شده است.

جدول ۷- مشخصات فنی پانل خورشیدی پلتفرم شش ضلعی معماری سوم.

Table 7. Technical specifications of the solar panel in hexagonal platform of the third architecture.

	Element	Size of per element (m ²)	Total Surface(m ²)	No.
1	Solar Panel	1.32 * 0.5	2.64	4
2	Solar Cell	0.01508	7.8416	520

جدول ۸- مشخصات مدار و توان تولیدی معماری سوم در حالت پانل ۹۰° درجه.

Table 8. Orbit specifications and power generation of the third architecture in 90° panel mode.

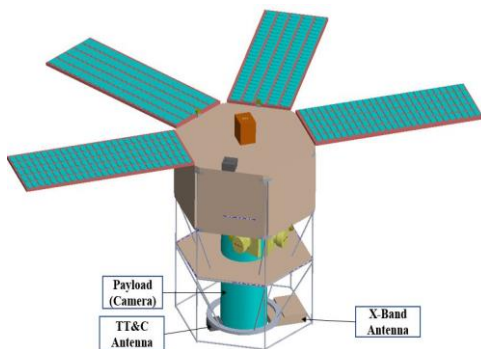
Orbit	Max of power generation(W)
Circular(height =500 km, inc=55°)	652.52
Sun Synchronous(altitude =500)	606.3

جدول ۹- موقعیت مرکز جرم و ممان اینرسی معماری سوم با پانل ۹۰°.

Table 9. The position of the center of mass and moment of inertia of the third architecture in the 90° panel mode.

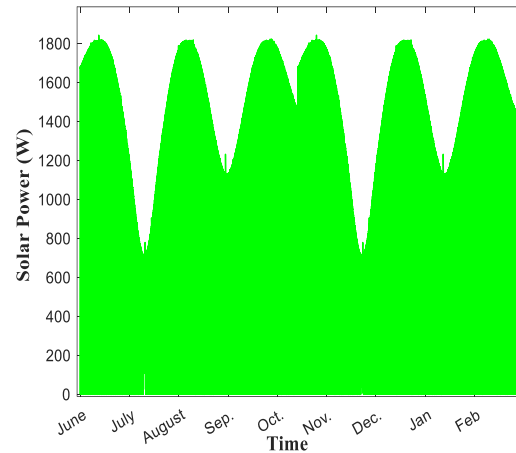
(kg)Mass	Coordinates of the center of mass (m)	Moment of inertia matrix (Kg.m ²)
237.5	COG = $\begin{bmatrix} -0.02 \\ -0.07 \\ 0.63 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 52.8 & -3.62 & 2.93 \\ -3.62 & 57.07 & 2.45 \\ 2.93 & 2.45 & 45.21 \end{bmatrix}$

شکل‌های ۱۳ و ۱۴ چیدمان و جانمایی زیرسیستم‌های ماهواره را در معماری سوم نمایش می‌دهد. نمودارهای توان تولیدی در معماری سوم در شکل‌های ۱۵ و ۱۶ نمایش داده شده است.



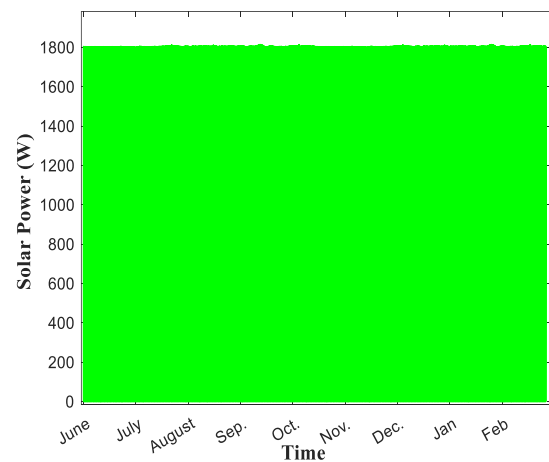
شکل ۱۳- نمای دیگر جانمایی زیرسیستم‌ها برای معماری سوم.

Fig. 13. Another view of the subsystems layout for the third architecture.



شکل ۱۱- گراف توان تولیدی در مدار LEO(500km, i=55Deg).

Fig. 11. Graph of power generated in LEO orbit (500km, i=55Deg).

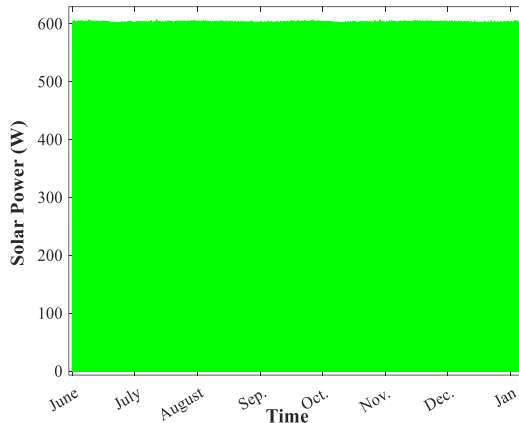


شکل ۱۲- گراف توان تولیدی در مدار Sun Synchronous در معماری دوم.

Fig. 12. Graph of generated power in the Sun Synchronous orbit in the second architecture.

معماری سوم: یکپارچه با بدنه شش وجهی

این معماری دارای سازه‌ای با سطح مقطع شش ضلعی است و بر اساس معماری ماهواره Kompsat-3A طراحی شده است [۱۰]. در این معماری همانند معماری اول، دوربین به صورت عمودی در داخل ماهواره قرار می‌گیرد. چهار پانل به همراه سلول‌های خورشیدی متصل به آن بر روی چهاروجه سازه تعبیه شده است که زاویه پانل‌ها نسبت به محور اصلی ماهواره دارای زاویه ۹۰° درجه می‌باشد. جداول ۷، ۸ و ۹ به ترتیب مشخصات پانل‌های خورشیدی، میزان توان تولیدی در دو مدار مفروض برای مأموریت تصویربرداری و مشخصات سازه و ممان اینرسی نسبت به مرکز مختصات (مرکز جرم) معماری سوم را نمایش می‌دهند.



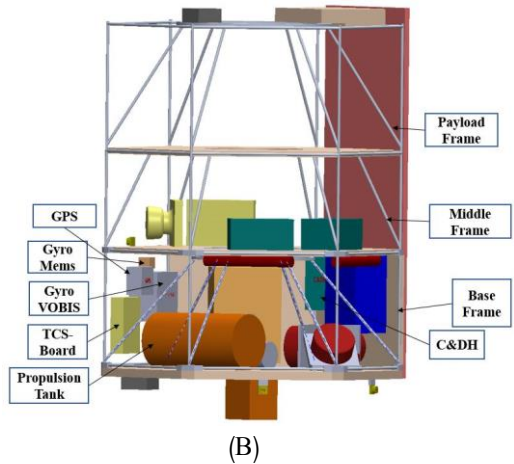
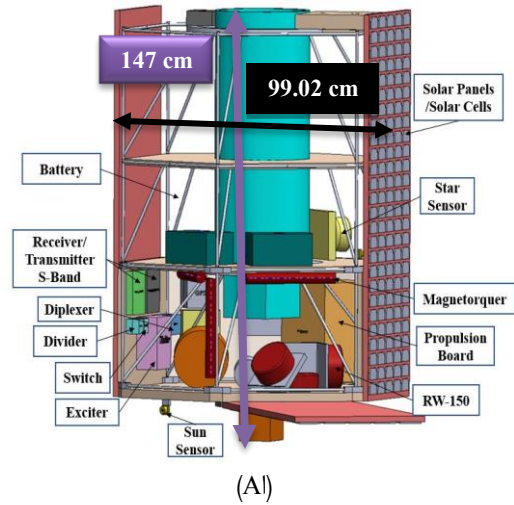
شکل ۱۶- نمودار توان تولیدی معماری سوم در مدار خورشید آهنگ در حالت پانل ۹۰°.

Fig. 16. Power generation diagram of the third architecture in Sun Synchronous orbit in 90° panel mode.

بررسی اثر شکل و ابعاد سازه ماهواره روی پترن آنتن TT&C

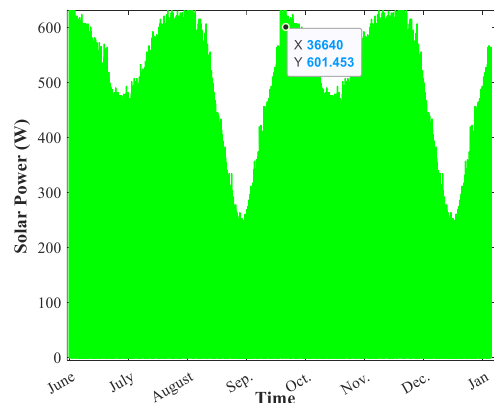
با توجه به اینکه رسیدن به پترن تشعشی همه جهته برای آنتن TT&C¹ از جمله مهم‌ترین الزامات طراحی این زیر سیستم محسوب می‌شود، در این بخش بررسی می‌گردد که کدامیک از سازه‌های طراحی شده برای پلتفرم ماهواره سنجش از دوری، از نظر آنتن TT&C وضعیت مناسب‌تری را فراهم می‌آورد. برقراری ارتباط TT&C پیوسته برای ماهواره در شرایط de-tumbling، از بحرانی‌ترین نیازمندی‌های فازهای اولیه بعد از پرتاب محسوب می‌شود، لذا در پترن تشعشی همه جهته آنتن TT&C، عمق نول‌های گین پارامتری مهم است. بهترین آنتنی که می‌توان برای TT&C در نظر گرفت، آنتنی با پترن نیم کروی و ترجیحاً زینی شکل است که گین آن با افزایش زاویه ندیر^۲ (θ) از ۰ تا حدود ۶۰ تا ۷۰ درجه، به‌نحوی افزایش می‌یابد که اختلاف افت فضای آزاد بین این دو زاویه را جبران می‌کند. آنتن TT&C چه در ماهواره و چه در زمین باید پلاریزاسیون دایروی داشته باشد تا در بدترین شرایط عدم تطبیق پلاریزاسیون نیز با حداکثر ۳ dB افت، ارتباط برقرار شود.

ماهواره سنجش از دوری مورد نظر برای ارتفاع مداری ۵۰۰ کیلومتر طراحی شده، لذا برای حداقل زاویه بلندی ایستگاه زمینی TT&C برابر ۵°، حداکثر زاویه ندیر برابر ۶۷° به‌دست می‌آید. باند فرکانسی لینک TT&C این ماهواره، ۲۰۹۶-۲۲۲۱ MHz در نظر گرفته شده است. باند S یکی از پرکاربردترین باندها برای TT&C این کلاس از ماهواره‌ها است و پهنای باند مورد نیاز برای ارسال داده‌های تله متری را تأمین می‌کند. به‌علاوه، آنتن‌های این باند نسبت به آنتن‌های



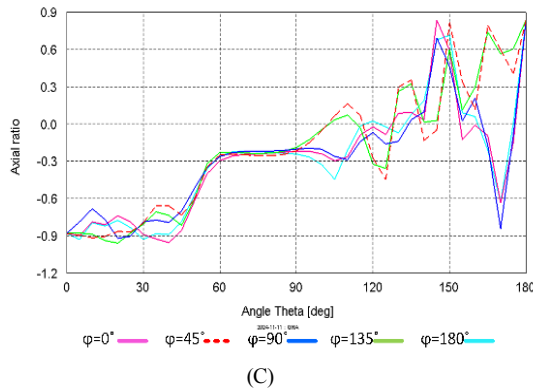
شکل ۱۴-نماهایی از جانمایی زیرسیستم‌ها برای معماری سوم.

Fig. 14. Views of the subsystems layout for the third architecture.



شکل ۱۵- نمودار توان تولیدی معماری سوم مدار با $i=55^\circ$ در حالت پانل ۹۰°.

Fig. 15. Power generation diagram of the third architecture in the orbit with $i=55^\circ$ and 90° panel mode.



(C)

شکل ۱۷- یک آنتن QHA طراحی شده برای فرکانس 2096-2221 MHz: (الف) مدل آنتن در FEKO، (ب) پترن مجموع گین آنتن (دایروی راست گرد و چپ گرد) در فرکانس 2159 MHz و (ج) نسبت محوری در فرکانس 2159 MHz برای زوایای ϕ ثابت مختلف.

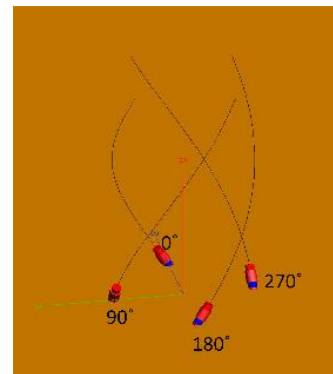
Fig. 17. A QHA antenna designed for the frequency range 2096-2221 MHz: (a) Antenna model in FEKO, (b) Antenna total gain pattern (right-handed and left-handed circles) at 2159 MHz, and (c) Axial ratio at 2159 MHz for different fixed ϕ angles.

تحلیل آنتن TT&C نصب شده روی سازه ماهواره با معماری اول: یکپارچه با بدنه مکعب مستطیلی

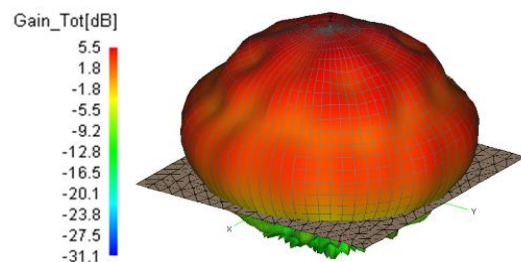
آنتن QHA روی سازه معماری اول با پانل‌های خورشیدی بسته با سه جانمایی مدل‌سازی شد و در نرم‌افزار FEKO تحلیل گردید: (۱) آنتن $Z+$ نقطه وسط و آنتن $Z-$ کنار و روی عمود منصف یک ضلع (به جهت وجود رینگ آداپتور، آنتن $Z-$ را وسط نمی‌توان قرار داد)، (۲) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو کنار (روی عمود منصف یک ضلع) و به صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره، و (۳) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو گوشه (روی قطر) و به صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره. لازم به ذکر است برای جلوگیری از طولانی شدن مقاله و اینکه این موضوع از حوصله خوانندگان خارج خواهد بود، شکل‌های پترن تشعشی برای همه این جانمایی‌ها در مقاله آورده نشده است. ولی باید گفت که نتایج تحلیل و بررسی‌ها نشان داد که با قرار دادن آنتن‌های هلیکس در گوشه‌های $Z+$ و $Z-$ به صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره، کمترین عمق نول‌ها در پترن ایجاد خواهد شد. این جانمایی در شکل ۱۸ نشان داده شده است. نتایج محاسبه پترن گین مجموع نیز توسط نرم‌افزار FEKO به دست آمد و در شکل ۱۹ نمایش داده شده است. همانطور که دیده می‌شود، در این پرتو تشعشی همه جهت‌های ولی ناهموار، عمق نول‌ها در وسط باند به $-21/6$ dB می‌رسد که باید در بودجه لینک آنتن در مود de-tumbling لحاظ شود. در ابتدا و انتهای باند، به جهت ابعاد خاصی که ماهواره دارد، عمق نول‌ها بهبود یافته و به $-14/5$ dB و $-15/8$ dB می‌رسند. نسبت محوری بر حسب زاویه θ در صفحات ϕ ثابت مختلف این آنتن‌های شبیه‌سازی شده نیز توسط نرم‌افزار محاسبه شده و در شکل ۲۰ نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که نسبت

رایج دیگر مورد استفاده در TT&C از جمله UHF و VHF، کوچک‌تر بوده و در عین حال پترن همه جهته مورد نیاز را پس از نصب روی سازه ماهواره فراهم می‌آورد.

یک آنتن هلیکس چهارشاخه (QHA) که سابقه فضایی نیز دارد، جزو مناسب‌ترین گزینه‌ها است [۱۴-۱۱] ابتدا یک آنتن QHA برای بازه فرکانسی مورد نظر طراحی شده و در نرم‌افزار FEKO که از روش ممان ۱ برای تحلیل استفاده می‌کند، مدل شده و پترن آن در حالتی که روی یک صفحه 50×50 cm قرار دارد، محاسبه شده است. ارتفاع این آنتن 5 cm است. بازوهای QHA با فاز تریبیعی تغذیه می‌شوند، و جهت افزایش فازها در شکل ۱۷ (الف) نشان داده شده است. با تحریک المان‌ها مطابق این شکل، پلاریزاسیون آنتن، دایروی چپ گرد است. به جهت اینکه در ایستگاه زمینی هر دو آنتن راست گرد و چپ گرد قرار دارند، پترن تشعشی مجموع گین آنتن معیار بررسی‌ها قرار می‌گیرد و در شکل ۱۷ (ب) نمایش داده شده است. در ناحیه رؤیت ماکزیمم گین این آنتن به 5.5 dB می‌رسد. در بازه θ بین صفر تا 67° حداقل گین آنتن به 1 dB می‌رسد. همانطور که در شکل ۱۷ (ج) مشخص است نسبت محوری در بازه زاویه θ بین 0° تا 90° درجه از $-0/9$ تا $-0/2$ تغییر می‌کند. در بخش‌های بعد، یک جفت از این آنتن با هدف ایجاد پترن همه جهته روی معماری‌های مختلف ماهواره قرار داده شده و پترن تشعشی در حالت پانل خورشیدی بسته (شرایطی که هنوز ماهواره در مود آرام‌سازی وضعیت است) برای همه این معماری‌ها محاسبه شده است.



(A)



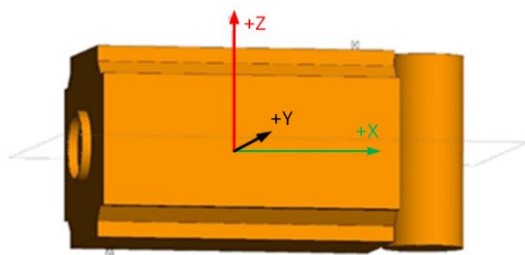
(B)

تحلیل آنتن TT&C نصب شده روی سازه ماهواره با معماری دوم: ماژولار

سازه با معماری دوم در حالتی که پانل‌های خورشیدی بسته هستند، توسط FEKO مدل شده و آنتن TT&C به سه صورت روی آن جانمایی و تحلیل گشت تا بهترین جانمایی مشخص شود: (۱) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو در نقطه وسط، (۲) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو کنار (روی عمود منصف ضلع بزرگتر مستطیل) و به صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره، (۳) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو گوشه (روی قطر) و به صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره.

لازم به ذکر است برای جلوگیری از طولانی شدن مقاله و اینکه این موضوع از حوصله خوانندگان خارج خواهد بود، شکل‌های پترن تشعشی برای همه این جانمایی‌ها در مقاله آورده نشده است. ولی باید گفت که نتایج تحلیل و بررسی‌ها نشان داد که جانمایی اول، یعنی قرار دادن آنتن $Z+$ در وسط، نول‌های خیلی عمیق‌تری نسبت به دو روش دیگر ایجاد می‌کند. جانمایی دوم، یعنی قرار دادن آنتن‌ها در کنار و روی عمود منصف ضلع بزرگتر مستطیل، باعث می‌شود که پترن کاملاً به یک سمت متمایل شود و عدم تقارن بالایی داشته باشد. در ضمن بهبودی روی عمق نول‌ها مشاهده نشد. جانمایی سوم از همه مناسب‌تر بود که در شکل ۲۱ نشان داده شده است.

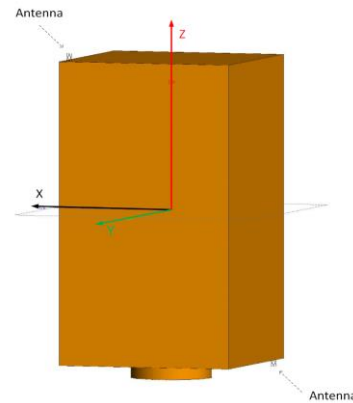
پترن مجموع گین آنتن برای این جانمایی در شکل ۲۲ نمایش داده شده است. همانطور که مشخص است، این پترن نیز ناهمواری زیاد و نول‌های فراوانی دارد که عمق نول‌های آن در مرکز باند به $-14/8$ dB می‌رسد و برای داشتن ارتباطی پیوسته باید در بودجه لینک لحاظ شود. در ابتدا و انتهای باند، عمق این نول‌ها به $-15/7$ dB و $-17/6$ dB می‌رسد که شکل پترن در فرکانس‌های ابتدا و انتهای باند برای جلوگیری از زیاد شدن تعداد صفحات مقاله نشان داده نشده است. شکل ۲۳، نسبت محوری این آنتن در صفحات ثابت مختلف را نشان می‌دهد. بدیهی نسبت محوری با افزایش زاویه θ از صفر به 90° از ۱ به صفر میل می‌کند و افت پلاریزاسیون نیز متناسب با آن افزایش می‌یابد. اعوجاجات نسبت محوری این مدل نسبت به آنتن معماری اول ماهواره کمتر است ولی همچنان برای پیوستگی ارتباط، در بودجه لینک افت پلاریزاسیون را ۳ dB باید در نظر گرفت.



شکل ۲۱- قرارگیری آنتن روی معماری دوم ماهواره.

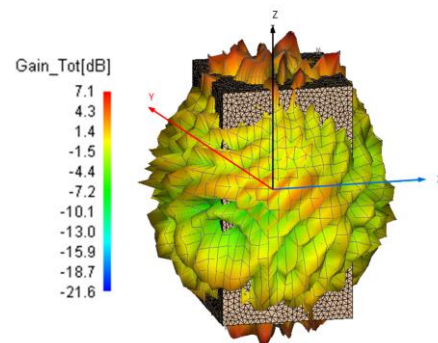
Fig. 21. Antenna placement on the second satellite architecture.

محوری با افزایش θ کاهش یافته و به صفر می‌رسد که این موضوع با در نظر گرفتن آنتن زمینی با پلاریزاسیون دایروی کامل، باعث افت پلاریزاسیونی به اندازه ۳ dB خواهد شد.



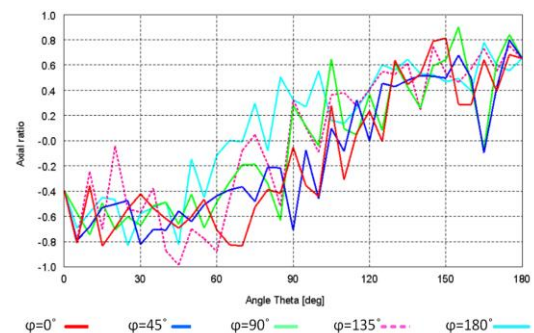
شکل ۱۸- قرارگیری آنتن روی معماری اول ماهواره.

Fig. 18. Antenna placement on the first satellite architecture.



شکل ۱۹- پترن مجموع گین آنتن‌های QHA نصب شده روی معماری اول ماهواره در فرکانس ۲۱۵۹ MHz.

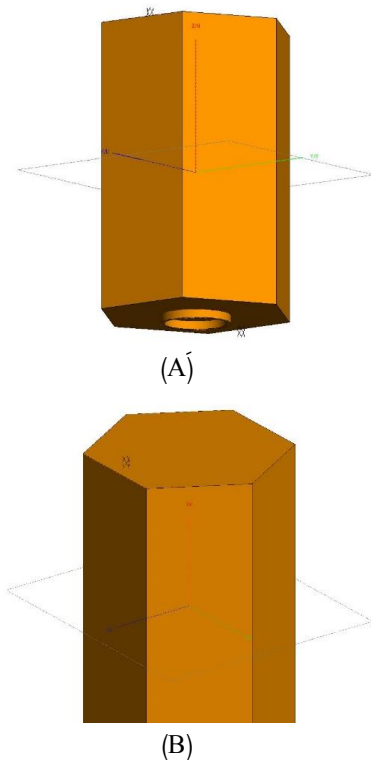
Fig. 19. Total gain pattern of QHA antennas installed on the first satellite architecture at 2159 MHz frequency.



شکل ۲۰- نسبت محوری آنتن‌های نصب شده روی معماری اول ماهواره در فرکانس ۲۱۵۹ MHz در صفحات ϕ ثابت مختلف.

Fig. 20. Axial ratio of antennas installed on the first satellite architecture at a frequency of 2159 MHz in different fixed ϕ planes.

عمود منصف یک ضلع) و به‌صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره، و ۳) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو گوشه (روی قطر) و به‌صورت متقارن نسبت به مرکز ماهواره. جهت افزایش شیفت فاز المان‌ها نیز به دو صورت راست‌گرد و چپ‌گرد برای هر سه چیدمان تحلیل شد و بررسی گشت که کدام چیدمان بهترین پترن با کم عمق‌ترین نول را فراهم می‌آورد. چیدمان ۳ با فازدهی المان‌ها مطابق جهت نشان داده شده در شکل ۱۷، بهترین پترن تشعشی را ایجاد کرد. شکل ۲۴ جانمایی آنتن را نشان می‌دهد.

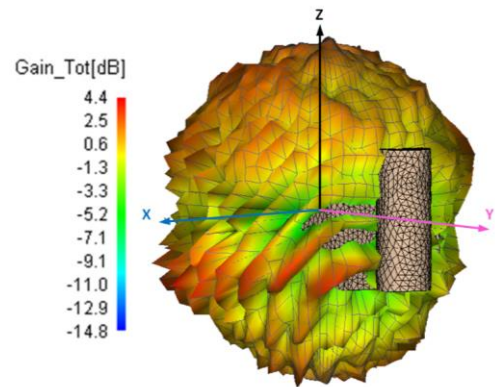


شکل ۲۴-قرارگیری آنتن روی ماهواره از نماهای مختلف.

Fig. 24. Antenna placement on the satellite from different views.

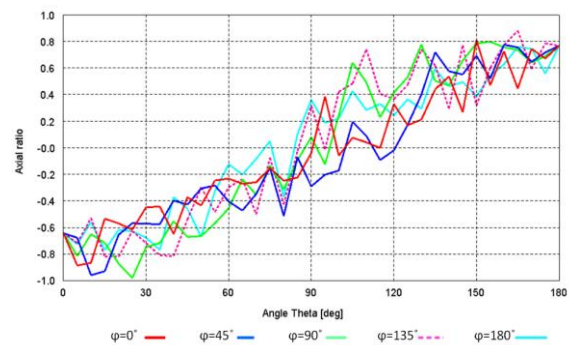
نتایج تحلیل پترن مجموع گین آنتن در فرکانس مرکزی باند مورد نظر در شکل ۲۵ نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود، نول این آنتن در بدترین حالت به $-11/9$ dB می‌رسد. در ابتدا و انتهای باند نیز عمق نول‌ها به $-12/8$ dB و $-14/3$ dB می‌رسد که برای کوتاه کردن بحث در اینجا رسم نشده اند. این در حالی است که در جانمایی‌ها و تحریک‌های دیگر که قبلاً ذکر شد، نول‌ها -16 dB و -19 dB هستند.

شکل ۲۶ نسبت محوری بر حسب زاویه θ در پنج صفحه ϕ ثابت را نشان می‌دهد. همانطور که مشخص است، با نصب آنتن روی سازه ماهواره، تغییرات نسبت محوری در صفحات ϕ ثابت مختلف، بالاتر می‌رود. در هر صورت برای داشتن ارتباطی پیوسته در بازه زمانی آرام‌سازی



شکل ۲۲- پترن مجموع گین آنتن‌های نصب شده روی معماری دوم ماهواره در فرکانس ۲۱۵۹ MHz.

Fig. 22. Total gain pattern of antennas installed on the second satellite architecture at 2159 MHz.



شکل ۲۳- نسبت محوری آنتن‌های نصب شده روی معماری دوم ماهواره در فرکانس ۲۱۵۹ MHz در صفحات ϕ ثابت مختلف.

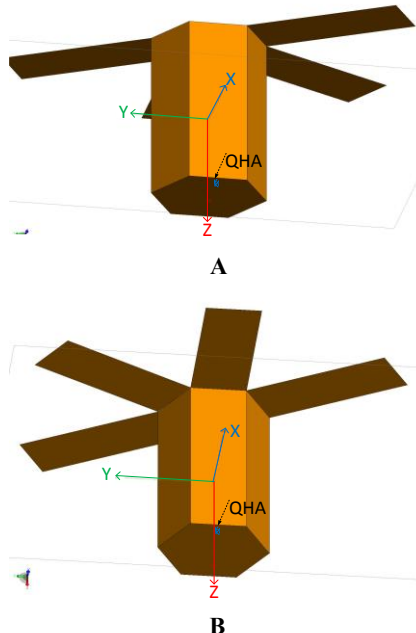
Fig. 23. Axial ratio of antennas installed on the second satellite architecture at a frequency of 2159 MHz in different fixed ϕ planes.

تحلیل آنتن TT&C نصب شده روی سازه ماهواره با معماری سوم: یکپارچه با بدنه شش وجهی

سازه با سطح مقطع شش ضلعی در حالتی که پانل‌های خورشیدی بسته هستند، با توجه به الزامات ابعادی داده شده، مدل گردید. برای داشتن پترنی همه جهته، دو آنتن با پترن نیم کره‌ای باید در دو سمت ماهواره قرار گیرند. برای اینکه در فاز عملیات نیز آنتن‌های TT&C مناسب‌ترین پترن را داشته باشند، باید آنتن‌ها روی وجوه $Z+$ و $Z-$ نصب شوند. با قرارگیری آنتن QHA روی سازه ماهواره پترن آن تغییر کرده و دچار نول‌های متعدد می‌شود. جانمایی آنتن با هدف ماکزیمم کردن دامنه نول‌ها صورت پذیرفت. آنتن‌ها سه بار جانمایی شدند: ۱) آنتن $Z+$ نقطه وسط و آنتن $Z-$ کنار و روی عمود منصف یک ضلع (به جهت وجود رینگ آداپتور، آنتن $Z-$ را وسط نمی‌توان قرار داد)، ۲) آنتن‌های $Z+$ و $Z-$ هر دو کنار (روی

آنتن QHA روی سازه ماهواره با معماری یکپارچه با بدنه شش وجهی و پانل‌های خورشیدی باز شده

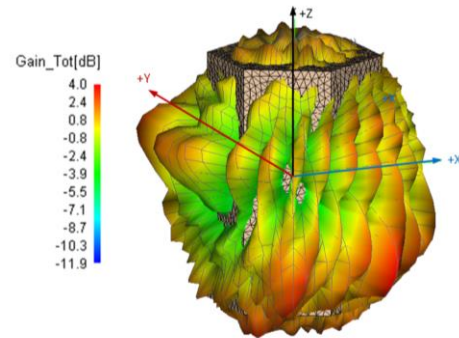
پس از اینکه جانمایی و تحلیل آنتن‌ها در حالت پانل بسته انجام شد، باید محل قرارگیری آن‌ها نسبت به پانل‌های خورشیدی، بعد از گشایش پانل‌ها بهینه شود و تحلیل‌های تمام موج برای استخراج پارامترهای تشعشی صورت پذیرد. در صورتی که فرض بر این باشد که لولای پانل‌ها روی یال وجه Z- نصب شده است، با توجه به اینکه تنها چهار پانل خورشیدی مورد نیاز است، دو جانمایی مختلف برای آنتن‌ها می‌توان انجام داد که در شکل ۲۷ نشان داده شده است. شبیه‌سازی‌ها برای دو جانمایی انجام شده است و در شکل ۲۸ گین بر حسب زاویه θ در صفحات ϕ ثابت مختلف در هر دو جانمایی آنتن نسبت به پانل‌های خورشیدی رسم شده است. همانطور که ملاحظه می‌شود، برای جانمایی (ب) در زوایای θ بزرگتر از 45° در برخی صفحات ϕ ثابت، آنتن گین بالاتری دارد. شکل ۲۹ نسبت محوری بر حسب زاویه θ در صفحات ϕ ثابت مختلف را نشان می‌دهد. برای جانمایی همانطور که ملاحظه می‌شود نسبت محوری در زوایای بزرگتر از 45° در برخی صفحات ϕ ثابت، به عدد صفر نزدیکتر است و وضعیت بدتری دارد. لذا می‌توان نتیجه گرفت که اثر گین و افت پلاریزاسیون همدیگر را خنثی می‌کنند و در مجموع تفاوت زیادی بین این دو جانمایی آنتن در معماری سوم پیشنهادی ماهواره وجود نخواهد داشت.



شکل ۲۷-جانمایی‌های مختلف آنتن نسبت به پانل‌های خورشیدی برای تحلیل معماری سوم ماهواره.

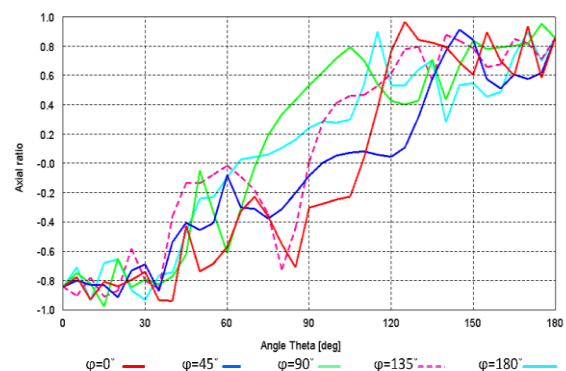
Fig. 27. Different antenna placements relative to solar panels for analyzing the third satellite platform.

وضعیت ماهواره، باید بدترین حالت یعنی نسبت محوری برابر صفر را در بودجه لینک در نظر گرفت، که منجر به ۳ dB تلف پلاریزاسیون خواهد شد.



شکل ۲۵- پترن مجموع گین آنتن‌های QHA نصب شده روی ماهواره شش وجهی در فرکانس ۲۱۵۹ MHz.

Fig. 25. Total gain pattern of QHA antennas installed on a hexagonal satellite at a frequency of 2159 MHz.



شکل ۲۶- نسبت محوری آنتن‌های نصب شده روی ماهواره شش وجهی در فرکانس ۲۱۵۹ MHz.

Fig. 26. Axial ratio of antennas installed on a hexagonal satellite at a frequency of 2159 MHz.

به‌عنوان یک جمع‌بندی از تحلیل و جانمایی آنتن‌های TT&C روی معماری‌های مختلف، می‌توان نتیجه گرفت که این آنتن‌ها روی معماری سوم یعنی یکپارچه با سازه شش وجهی بهترین پرتو تشعشی همه جهته را در حالت پانل‌های خورشیدی بسته ایجاد می‌کند.

در بخش بعدی مقاله، آنتن‌های جانمایی شده روی معماری مذکور در حالتی که پانل‌های خورشیدی گشوده شده‌اند، تحلیل شده است تا مشخص شود در فاز مأموریت که نشانه روی دقیق ماهواره به سمت زمین انجام شده است، از آنتن‌های TT&C چه پارامترهای تشعشی را انتظار خواهیم داشت.

مقایسه و بحث و بررسی سه پلتفرم طراحی شده

به منظور ارزیابی و تحلیل دقیق کارآمدی و عملکرد بهتر هر یک از معماری‌های طراحی شده برای ماهواره سنجش از دوری مورد نظر، معیارهایی بر اساس الزامات مأموریت ماهواره و همچنین پرتابگر به شرح زیر در نظر گرفته می‌شود:

- ۱) جرم، حجم و ممان‌های اینرسی
- ۲) توان تولیدی
- ۳) قابلیت مازولار بودن
- ۴) سهولت جمع و یکپارچه‌سازی
- ۵) پیچیدگی (از نظر سازه و اینترفیس‌ها)
- ۶) فضای قابل دسترس محموله
- ۷) پرتو تشعشعی آنتن‌های TT&C

در جدول ۱۰ به هر یک از پارامترها و معیارهای مذکور در سه معماری طراحی شده امتیازدهی می‌شود تا بتوان مقایسه مناسبی بین این معماری‌ها انجام داد. امتیاز دهی از ۱ تا ۱۰ بوده و به این صورت است که هر چه معماری مورد نظر از لحاظ آن پارامتر و معیار، وضعیت بهتری داشته باشد، امتیاز بالاتری می‌گیرد.

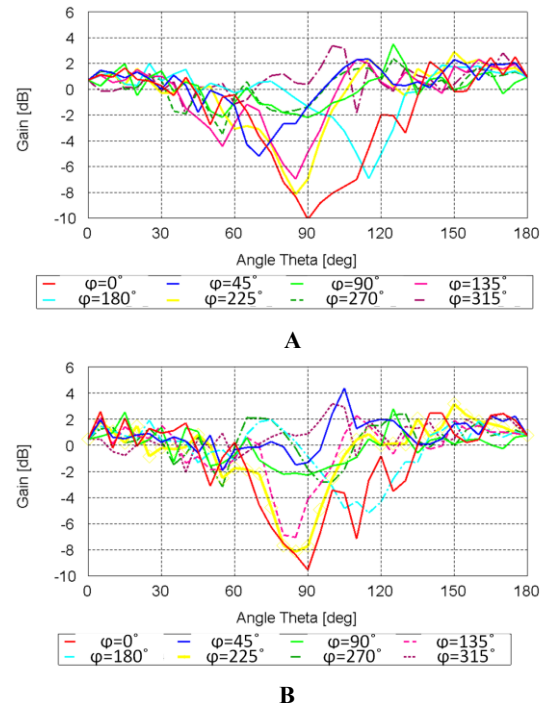
به عنوان مثال وقتی معماری مازولار برای پارامتر پیچیدگی سازه عدد ۵ را گرفته است و معماری اول عدد ۸ را، به این معنی است که معماری مازولار از بابت پیچیدگی نسبت به معماری اول دارای ضعف می‌باشد (از نظر سازه و مکانیزم و اینترفیس‌ها پیچیده‌تر از معماری اول است). در ادامه بعضی از معیارهای مذکور برای هر سه معماری مطرح شده در این مقاله بررسی شده‌اند.

سهولت جمع و یکپارچه‌سازی

معماری مازولار به دلیل تمرکز بر مازولار بودن طراحی آن، در این بخش امتیاز بیشتری کسب می‌کند. در این معماری طراحی به نحوی است که می‌توان در یک کاربرد از زیرسیستم پیشرانش استفاده کرد و در یک مأموریت دیگر، ماهواره فاقد زیرسیستم پیشرانش باشد. معماری سوم در وحله اول به دلیل ساختار شش ضلعی آن و در وحله دوم، ساختار خرابی شکل برای نگهداری محموله، باعث می‌شود این سازه در زمان مونتاژ نیاز به دقت بالا و حساسیت بیشتر نسبت به معماری اول و معماری مازولار داشته باشد. پس از لحاظ مونتاژ، معماری سوم در پایین‌ترین رده قرار می‌گیرد.

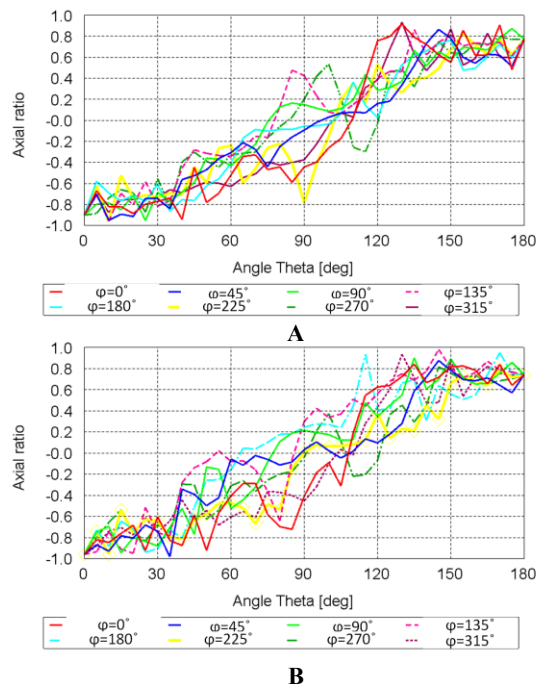
ماژولاریتی

از لحاظ ماژولاریتی همانطور که در بخش جمع بیان شد، معماری



شکل ۲۸- پترن گین بر حسب زاویه θ در جانمایی‌های مختلف آنتن نسبت به پانل‌های خورشیدی.

Fig. 28. Pattern gain as a function of angle θ at different antenna positions relative to solar panels.



شکل ۲۹- نسبت محوری بر حسب زاویه θ در جانمایی‌های مختلف آنتن روی سازه شش وجهی نسبت به پانل‌های خورشیدی.

Fig. 29. Axial ratio in terms of angle θ in different antenna placements on the hexagonal structure relative to the solar panels.

وزن ۳۷۱ کیلوگرم سنگین‌ترین معماری طراحی شده و حجیم‌ترین آن است.

توان تولیدی

با توجه به سطح بیشتر پانل‌های خورشیدی در سازه معماری ماژولار و معماری اول میزان توان تولیدی در این دو معماری به مراتب بیشتر از معماری سوم است. معماری ماژولار نیز به دلیل داشتن SADA و قابلیت جهت‌دهی پانل میزان توان تولیدی آن از معماری سوم بیشتر است. در صورتی‌که پانل‌های معماری ماژولار از نوع SADA نباشد مقدار توان تولیدی آن با معماری دوم مشابه خواهد بود.

نتیجه‌گیری

در این مطالعه، سه معماری متفاوت برای پلتفرم ماهواره سنجش از دور طراحی و بر اساس معیارهای جرم، حجم، توان تولیدی، ماژولاریتی، سهولت تجمیع، پیچیدگی سازه، فضای محموله، و عملکرد پرتو آنتن TT&C مقایسه شدند. معماری یکپارچه مکعبی با دارا بودن دوربین مرکزی در راستای محور Z و پانل‌های خورشیدی ثابت، بالاترین توان تولیدی را در هر دو مدار دایروی با زاویه میل ۵۵ درجه و مدار خورشید آهنگ ارائه داد. با این حال، این معماری به دلیل جرم و حجم بالاتر، برای مأموریت‌های حساس به وزن مناسب نیست. مزیت اصلی این طراحی، فضای قابل توجه برای محموله و امکان افزودن یا جابه‌جایی تجهیزات سنجشی بود. از نظر پیچیدگی سازه، این معماری در رده بالاتری قرار گرفت. معماری ماژولار مبتنی بر چیدمان طبقاتی زیرسیستم‌ها، با دوربین نصب شده روی سطح خارجی و پانل‌های خورشیدی مجهز به سیستم SADA، برترین گزینه از نظر ماژولاریتی و سهولت تجمیع اجزا شناخته شد. این معماری کمترین پیچیدگی سازه را داشت، اما به دلیل محدودیت در فضای محموله، انعطاف‌پذیری کمتری برای توسعه پلتفرم نشان داد. معماری خربای شش‌ضلعی با سازه یکپارچه و پانل‌های خورشیدی ثابت، کمترین جرم و حجم را در بین سه گزینه به خود اختصاص داد، هرچند توان تولیدی آن به‌طور محسوسی پایین‌تر بود. نقطه قوت این طراحی، عملکرد برتر پرتو آنتن TT&C با کمترین عمق نول در حالت جمع‌شده پانل‌ها بود که آن را برای مأموریت‌های نیازمند ارتباطات پایدار مناسب می‌سازد.

مقایسه کلی نشان داد که بین معیارهای طراحی تضاد ذاتی وجود دارد: افزایش توان تولیدی مستلزم پذیرش جرم/حجم بالاتر است، درحالی‌که کاهش جرم منجر به محدودیت در ماژولاریتی و توان می‌شود. انتخاب بهینه معماری به اولویت‌های مأموریت بستگی دارد؛ معماری یکپارچه مکعبی برای پروژه‌های نیازمند توان بالا و انعطاف محموله، معماری ماژولار برای سیستم‌های نیازمند توسعه‌پذیری، و معماری خربای برای مأموریت‌های حساس به وزن و ارتباطات پایدار پیشنهاد می‌شود.

دوم با دیدگاه ماژولار بودن طراحی شده است و لذا بهترین وضعیت را دارد. معماری اول نیز تا حدودی شبیه به معماری دوم است و برای ایجاد تغییر در یک بخش می‌توان آن بخش را بدون آسیب‌زدن به سایر بخش‌ها تغییر داد. در معماری سوم با سازه شش‌وجهی، در صورتی‌که نیاز به تغییری در سازه باشد، اتصالات خربایی نیز دستخوش تغییرات می‌شود. پس در این معیار نیز معماری ماژولار در رده اول و معماری سوم در رده آخر امتیازدهی قرار می‌گیرد.

پیچیدگی

در بحث پیچیدگی، می‌توان پیچیدگی سازه و اینترفیس‌های هریک از معماری‌ها را در نظر گرفت. در خصوص این معیار، معماری ماژولار به دلیل داشتن پانل‌های خورشیدی با قابلیت ردیابی، موتور برای چرخاندن آن و اتصالات مورد نیاز از سمت سازه اصلی به موتور و صفحات خورشیدی، و صفحه نگهدارنده زیر سیستم ACS، به‌طور کلی از دو معماری دیگر دارای پیچیدگی بیشتری است. در بین دو معماری سوم و معماری اول پیشنهادی، معماری سوم به دلیل همان ساختار خربایی و رینگ و صفحات نگهدارنده داخلی محموله اصلی از پیچیدگی بیشتری برخوردار است. پس در این بخش معماری اول اولویت بالاتری پیدا می‌کند.

فضای در دسترس محموله

این پارامتر از این جهت در نظر گرفته شده است که بتوان امکان اضافه کردن یا تغییر محل محموله را ایجاد نمود. در مورد این پارامتر نیز معماری سوم به دلیل قرار گرفتن محموله در وسط سازه و نگهداری آن با سازه خربایی، عملاً فضای قابل دستیابی برای قرار دادن دوربین دیگر را مختل کرده است. از سوی دیگر در صورت تغییر نوع دوربین (تغییر ابعاد آن) بایستی چند بخش مختلف از سازه متناسب با محموله جدید تغییر کند. در معماری ماژولار می‌توان دوربین را تغییر داد بدون اینکه نیاز به تغییر ابعاد سازه باشد اما برای جانمایی دوربین دیگری در این معماری با محدودیت جدی روبه‌رو هستیم. اما در مورد معماری اول به جز دوربین اصلی دو دوربین دیگر در سازه جانمایی شده است و این امکان وجود دارد که تغییر سایز دوربین‌ها نیز انجام شود اما با رعایت ملاحظات عدم تداخل با سایر قطعات مستقر در آن بخش.

جرم و حجم سازه

از این دیدگاه، معماری سوم به دلیل سبک بودن سازه خربایی و استفاده کمتر از پانل‌ها در سازه آن، دارای جرم کمتری است این خود یک مزیت برای پرتاب ماهواره است و می‌توان با پرتابگرهای داخلی این کار را انجام داد. معماری ماژولار در رده دوم با وزن ۲۶۸ کیلوگرم قرار دارد و از نظر حجم نیز از دو معماری دیگر فضای کمتری اشغال می‌کند. معماری اول با

جدول ۱۰- جدول امتیازدهی به پارامترهای دخیل در طراحی معماری‌ها.

Table 9. Scoring table for parameters involved in platform design.

Architecture	Total Mass	Total Volume	Power generation(W)		Modularity	Ease of assembly and integration	Structural Complexity	Available space for payload	TT&C Antenna Beam	Total score
			Circular orbit(i= 55)	Sun Synchronous orbit						
First platform, integrated rectangular cube structure	4	4	8	8	6	6	8	7	5	56
Second platform, modular	5	7	6	6	8	8	5	5	7	57
Third architecture, integrated hexagonal structure	8	6	5	5	5	5	7	5	9	55

Applications, vol. 3, no. 1, pp. 48-63, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jssta.2023.376852.1105>.

- [7] SSTL-150 ESPA Satellite Platform, [Online]. Available: https://www.unisec-global.org/pdf/uniglo3/day1_1410-1420.pdf
- [8] Q. Young, "Modular platform architecture for small satellites: evaluating applicability and strategic issues," in *19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, 2005, Paper SSC05-I-6.
- [9] A. Rogers, G. Cameron, and L. Jordan, "SCOUT: A modular multi-mission spacecraft architecture for high capability rapid access to space," in *17th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, 2003, Paper SSC03-VIII-5.
- [10] M. J. Jeon, S. R. Lee, E. Kim, S. B. Lim, and S. W. Choi, "Launch and early operation results of KOMPSAT-3A," in *SpaceOps Conferences*, Daejeon, Korea, 2016.
- [11] C. Kilgus, "Shaped-conical radiation pattern performance of the backfire quadrifilar helix," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 23, no. 3, pp. 392-397, 1975, <https://doi.org/10.1109/TAP.1975.1141084>.
- [12] C. Kilgus, "Resonant quadrifilar helix," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 17, no. 3, pp. 349-351, 1969, <https://doi.org/10.1109/TAP.1969.1139459>.
- [13] C. Kilgus "Multielement, fractional turn helices," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 16, no. 4, 1968, <https://doi.org/10.1109/TAP.1968.1139231>.
- [14] E. Sharifi Moghaddam, "Design of a printed quadrifilar helix antenna on a dielectric cylinder by means of genetic algorithm," *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, vol. 53, no. 4, pp. 262-268, 2011, <https://doi.org/10.1109/MAP.2011.6097348>.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] T. Mosher and Q. Young, "Modular platform architecture for satellites," U.S. Patent Application, 11/417.003, 2007, https://scholar.google.com/citations?view_op=view_citation&hl=en&user=AD2QJcsAAAAJ&citation_for_view=AD2QJcsAAAAJ:FxGoFyZp5QC
- [2] M. Fakoor, "Review of method for optimal layout of satellite components," *Modares Mechanical Engineering Journal*, vol. 13, no. 9, pp. 126-137, 2013, (in Persian).
- [3] 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>.
- [4] Y. Yao, "Analysis of platform and payload integrated design technology for optical remote sensing satellites," in *3rd International Symposium of Space Optical Instruments and Applications*, Beijing, China, 2016, pp. 9-22, https://doi.org/10.1007/978-3-319-49184-4_2.
- [5] Z. Daneshjoo and F. Shokri, "Layout and configuration design of a remote sensing satellite subsystems," *Journal of Space Science Technology and Applications*, vol 4, no. 1, pp. 39-51, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jssta.2024.420858.1141>.
- [6] S. M. Navid Ghoreishi, M. Aminjafari, A. Sedaghati, and E. Zabihian, "Design, analysis and structural test of telecommunication satellite based on ECSS standard," *Journal of Space Science, Technology and*