

## (یادداشت فنی)

# طراحی مفهومی ماهواره‌های مکعبی ناوبری برای تعیین موقعیت محلی کشور ایران با رویکرد ماژولار

هدف این مقاله طراحی منظومه ناوماهواره‌های مکعبی ناوبری برای تعیین موقعیت محلی کشور ایران با رویکرد استفاده از قطعات و المان‌های تجاری موجود می‌باشد. در این راستا، ماتریس طراحی ناوماهواره‌های مکعبی به منظور تعیین الزامات موقعیت محلی استخراج شده است. ابتدا، با استفاده از پردازش آماری ناوماهواره‌های مکعبی با مأموریت مشابه، اطلاعات مربوط به زیرسامانه‌های مختلف تعیین می‌شود. سپس، مطابق این پردازش داده‌ها، مشخصات کلی زیرسامانه‌های مختلف (کنترل وضعیت، کنترل حرارت، تأمین توان، سازه و مخابرات)، اعم از توان، جرم، هزینه و حجم استخراج شده است. در ادامه، با انتخاب محموله مناسب برای انجام مأموریت مدنظر و بررسی جنبه‌های مختلف و ارضای الزامات ماتریس طراحی از کاتالوگ‌های زیرسامانه‌ها و قطعات تجاری‌سازی شده موسوم به "COTS" استفاده شده است. همچنین، پوشش‌دهی منظومه نسبت به موقعیت محلی کشور ایران از منظر دسترس‌پذیری نیز در نرم‌افزار STK تحلیل و شبیه‌سازی شده است. در نهایت، می‌توان منظومه ماهواره‌های مکعبی با زیرسامانه‌های مشخص (برگرفته از قطعات COTS) و درصد پوشش‌دهی قابل قبول را برای تعیین موقعیت محلی کشور ایران پیشنهاد نمود.

واژه‌های کلیدی: ماهواره مکعبی، منظومه، طراحی آماری، طراحی پارامتری، ماژولار (COTS)

## Conceptual Design of a Navigation CubeSat for Local Positioning System (Iran Region), Based on COTS Approach

The main purpose of this paper is to design a navigation CubeSat constellation for local positioning system (LPS) that provides the postiong of Iran, based on COTS approach. To this end, the initial processing of subsystems' information was carried out using statistical processing of CubeSats with the same mission. According to the resultant data, common specifications of different subsystems (structure, electric power, attitude determination and control, thermal control, and communication), including required mass, power, volume and price were determined. Furthermore, the payload design was performed based on the specific mission, design matrix requirements, etc. by utilizing similar subsystem class catalogues (called COTS). Also, local positioning and coverage of the satellite constellation for the Iran was analyzed and simulated from the availabile datd in the Satellite Tool Kit (STK). Finally, the CubeSats constellation with specified subsystem (based on COTS approach) has been suggested for the acceptable coverage percentage to determine the local positioning in Iran.

**Keywords:** Cub-sat, Constellation, Statistical Design, Parametric Design, Commercial of the Shelf (COTS)

حسن ناصح<sup>۱\*</sup>، صفا دهقانی  
منشادی<sup>۱\*\*</sup>، مصطفی جعفرپناه<sup>۱\*\*</sup>،  
فاطمه اصدق‌پور<sup>۱\*\*</sup>، احمد قنبری  
مطلق<sup>۱\*\*</sup> و نسربین صحرانورد<sup>۱\*\*</sup>

۱- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم،  
تحقیقات و فناوری، تهران، کدپستی: ۸۳۴-  
۱۴۶۶۵

\* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

hnaseh@ari.ac.ir

\*\* کارشناس ارشد

H. Naseh<sup>1\*</sup>, S. Dehghan  
Menshadi<sup>1\*\*</sup>, M. Jafarpanah<sup>1\*\*</sup>, F.  
Asdghpour<sup>1\*\*</sup>, A. Ghanbari  
Motlagh<sup>1\*\*</sup>, and N.  
Sahranavardfard<sup>1\*\*</sup>

1- Aerospace Research Institute,  
Ministry of Science, Research,  
and Technology, Postal Code:  
14665-834, Tehran, IRAN

\* Assistant Professor (Corresponding  
Author): Email: hnaseh@ari.ac.ir

\*\* M.Sc. Holder

## (یادداشت فنی)

حسن ناصح، صفا دهقانی منشادی، مصطفی جعفرپناه، فاطمه اصدق پور، احمد قنبری مطلق

## ۱- مقدمه

از این رو، وجود یک سیستم موقعیت‌یابی بومی در کشور مورد نیاز است که بتواند مستقل از سامانه‌های جهانی وظیفه مورد نظر ما را انجام دهد. بنابراین، به دلیل امکان ساخت و پرتاب ماهواره‌های مکعبی در ایران، این مقاله به طراحی منظومه نانوماهواره‌های مکعبی نوبری برای تعیین موقعیت محلی کشور ایران با رویکرد استفاده از قطعات و المان‌های تجاری موجود می‌پردازد و سعی دارد این مأموریت را با حداقل تعداد ماهواره‌های ممکن و در یک آرایش منظومه‌ای برای پوشش‌دهی ناحیه جغرافیایی ایران به انجام برساند تا بتوان این نیاز استراتژیک کشور را برطرف کرد.

## ۲- پیشینه پژوهش

در اولین مطالعات این حوزه در سال ۱۹۷۷، تداخل‌سنجی فضایی‌های چندگانه به طور مفهومی برای تصویربرداری ترکیبی فروسخ مورد مطالعه قرار گرفت [۱]. امروزه پروازهای آرایشی و منظومه‌های ماهواره‌ای به یکی از فناوری‌های حساس برای مأموریت‌های آینده ناسا<sup>۲</sup> [۲]، ایسا<sup>۳</sup> [۳] و سایر آژانس‌های فضایی جهان تبدیل شده است. بنابراین، در این مقاله پیشینه پژوهش از دو منظر مطالعات برای پوشش‌دهی منطقه‌ای، پروازهای آرایشی و منظومه‌ای و همچنین طراحی ماهواره‌های مکعبی مورد توجه قرار گرفته است.

در سال ۲۰۱۷، در مطالعه‌ای به موضوع طراحی منظومه‌های ماهواره‌ای جهت پوشش‌دهی منطقه‌ای ایران پرداخته شده است [۴]. در این پژوهش با استفاده از پارامتر تعدیل دقت هندسی تعداد مشخصی ماهواره در منظومه‌ای با الگوی متقارن جهت پوشش منطقه‌ای حداکثر مورد استفاده قرار گرفته است. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد با بهره‌گیری سازمان‌یافته از تمام ماهواره‌های حاضر در منظومه می‌توان با اطلاعات دریافتی به بهترین پوشش با کمترین تعداد ماهواره دست یافت. در سال ۲۰۱۶، مطالعه‌ای مروری در مورد مأموریت‌های پروازهای آرایشی و منظومه‌های ماهواره‌ای با استفاده از نانوماهواره‌ها انجام شده است [۵]. در این مرور به ۳۹ مأموریت شامل نانوماهواره‌ها پرداخته شده است که انواع آن‌ها طبق عناوین دانش سیاره‌ای، دانش زمین، اخترفیزیک و اثبات فناوری دسته‌بندی شده است. در برنامه دانش زمین، سامانه ماهواره‌ای نوبری جهانی<sup>۴</sup>، یک منظومه ماهواره‌ای متشکل از ۸ میکروماهواره برای این منظور مورد استفاده قرار گرفته است. این سامانه بخشی از برنامه راه‌یابی دانش زمین ناسا می‌باشد که

امروزه مکان‌یابی و تعیین موقعیت یکی از مسائل مهم برای همه کشورهای جهان محسوب می‌شود. از آنجاکه اطلاعات به دست آمده از این تعیین موقعیت در موارد بسیاری از جمله نقشه‌برداری، کوهنوردی، عملیات نجات در بلایای طبیعی، کنترل ترافیک و ایمنی سفرهای جاده‌ای، کشتیرانی و ردیابی پروازها به خصوص ردیابی پروازهای نظامی در شرایط خاص مورد استفاده قرار می‌گیرد، در اختیار داشتن سامانه موقعیت‌یابی مطمئن حائز اهمیت است. در حال حاضر، در جهان سامانه‌های مکان‌یابی مختلفی که متعلق به ایالات متحده آمریکا، روسیه، چین، اتحادیه اروپا و غیره هستند فعالیت دارند. مشهورترین آنها سامانه موسوم به سامانه مکان‌یابی جهانی<sup>۱</sup> است. این سامانه مبتنی بر استفاده از چند فرستنده برای تعیین موقعیت یک گیرنده است. در این سامانه از ۲۴ ماهواره که در مدارهای مشخصی در حال گردش به دور زمین هستند، استفاده شده است. مدار حرکتی این ماهواره‌ها به گونه‌ای طراحی شده است که در هر زمان، در هر نقطه از کره زمین حداقل ۴ ماهواره در دسترس باشد. گیرنده موجود در دستگاه مورد نظر با دریافت سیگنال‌های حاوی اطلاعات این چهار ماهواره، موقعیت دقیق مکانی خود را محاسبه می‌کند. هر چه تعداد ماهواره‌های در دسترس بیشتر باشد، دقت نوبری نیز بیشتر می‌شود. اما در استفاده از این سامانه مشکل وابستگی به ماهواره‌های ارسال‌کننده وجود دارد. به این معنی که اگر ماهواره‌ها ارسال سیگنال را متوقف کنند و یا اینکه سیگنال‌های ارسالی از ماهواره‌ها دچار اغتشاش‌های خواسته یا ناخواسته شوند، سیستم تعیین موقعیت کارایی خود را از دست خواهد داد.

در سامانه GPS برای ارسال سیگنال توسط ماهواره‌ها از دو کانال تجاری و نظامی استفاده می‌شود. کانال تجاری در دسترس همه کشورهای قرار دارد. استفاده از این کانال برای بسیاری از کاربردهای تجاری از جمله مسیریابی خودروها، کشتی‌ها و همچنین فعالیت‌های تفریحی نظیر کوهنوردی مفید است. اما سرعت بروزرسانی آن کم است و به‌علاوه حاوی خطای عمدی است که توسط کشور سازنده (ایالات متحده آمریکا) و به خصوص در موقعیت‌های زمانی حساس روی این کانال قرار می‌گیرد. به همین دلیل این سامانه برای کاربردهای دقیق از جمله کاربردهای نظامی از دقت کافی برخوردار نیست. کانال نظامی تنها در اختیار کشور سازنده بوده و استفاده از آن برای دیگر کشورها امکانپذیر نیست.

2. NASA

3. ESA

4. Cyclone Global Navigation Satellite System (CYGNSS)

1. Global Positioning System (GPS)

ماهواره‌های مکعبی پرتاب شدند، باور عمومی بر این بود که آن‌ها فقط ماهواره‌های اسباب‌بازی هستند که برای برآوردن نیازهای آموزش دانشجویان، طراحی و توسعه یافته‌اند. اما بعدها مشخص شد که ماهواره‌های مکعبی می‌توانند برای کاربردهای دیگری مانند مأموریت‌های آزمودن علوم و فناوری استفاده شوند [۱۶]. برای درک بهتر از ماهواره مکعبی، لازم است این نوع ماهواره‌ها در اینجا تعریف شوند. ماهواره‌های مکعبی یکی از انواع ماهواره‌های کوچک هستند که از واحدهای مکعبی  $10 \times 10 \times 10$  برحسب سانتی‌متر تشکیل شده‌اند. جرم این ماهواره‌ها به طور معمول از  $1/33$  کیلوگرم در هر واحد بیشتر نمی‌شود. اولین ماهواره‌های مکعبی در سال ۲۰۰۳ پرتاب شده و تنها تا ۹ سال بعد یک صد ماهواره‌ی مکعبی در مدار قرار گرفت. تا پایان سال ۲۰۱۲، ۱۱۲ مأموریت در کلاس ماهواره‌ی مکعبی پرتاب شد که توسط ۸۰ سازمان از ۲۴ کشور به نمایندگی از دانشگاه‌ها، آژانس‌های فضایی و دفاع ملی و شرکت‌های خصوصی انجام شد [۱۷].

برخلاف منطق سنتی پرتاب ماهواره که در آن یک یا تعداد کمی ماهواره توسط یک حامل پرتاب می‌شد، استفاده زیاد از ایستگاه فضایی بین‌المللی برای قرارگیری ماهواره‌ها در مدار و تعداد زیاد ماهواره‌های پرتاب شده توسط یک حامل، از ابتکارات ارائه شده به وسیله ماهواره‌های کوچک هستند. به عنوان مثال در سال ۲۰۱۳، ۸۴ ماهواره‌ی مکعبی از ایستگاه فضایی بین‌المللی پرتاب شد. در سال ۲۰۱۴، ۳۷ ماهواره مکعبی توسط حامل فضایی دی‌نپر<sup>۹</sup> پرتاب شد. در ۲۰۱۶، حامل فضایی هند به نام پی‌اس‌ال‌وی<sup>۱۰</sup> با پرتاب ۱۰۱ ماهواره مکعبی به طور همزمان یک رکورد را در مورد تعداد ماهواره‌های پرتاب شده توسط یک راکت ثبت کرد. در مجموع تا اواسط سال ۲۰۱۸، ۸۵۵ ماهواره‌ی مکعبی پرتاب شد. این حقایق، توجه مؤسسات دولتی و شرکت‌های خصوصی در سراسر جهان را به فرصتی برای پیاده‌سازی بخشی از مأموریت‌های فضایی جلب کرد که به دلیل هزینه‌های بالا، پیاده‌سازی آن‌ها از طریق روش سنتی توسعه ماهواره ممکن نبود. در حال حاضر، در جهان برنامه‌های بلندمدتی برای بکارگیری منظومه‌های ماهواره‌های مکعبی به منظور انجام مأموریت‌های مخابراتی، ناوبری و سنجش از دور و پایش محیط زیست وجود دارد [۱۸].

با بررسی‌های انجام شده در مراجع فوق، می‌توان نتیجه گرفت که این مقاله از منظر بررسی پوشش‌دهی و تعیین موقعیت و همچنین متد طراحی ماهواره مکعبی از پردازش

هدف کلی آن تقویت پیش‌بینی‌های هواشناسی است [۶]. در همین راستا، برنامه کادره<sup>۵</sup> (یکی از مأموریت‌های هواشناسی فضا) که مجموعه‌ای از ابزارهایی است برای اندازه‌گیری چگالی، دما و ترکیب ترموسفیر، توسط بنیان ملی علم حمایت شده است. این پروژه در واقع یک مأموریت پیش نیاز برای یک منظومه از ماهواره‌های مکعبی است که تخمین جهانی و منطقه‌ای از ویژگی‌های ترموسفیری فراهم خواهد نمود [۷]. پروژه ماهواره مکعبی بدون پسا یک مشارکت بین‌المللی توسط یک تیم متشکل از چندین موسسه است که در سال ۲۰۱۲ برای تحقیق و توسعه آغاز شد [۸]. هدف مأموریت آینده آن، نمایش دادن فناوری ارزان بدون پسا در یک مأموریت ماهواره مکعبی، نمایش دادن تجمع فناوری جدید و فراهم کردن یک تست عملکردی در مدار است. منظومه ماهواره‌های مکعبی می‌تواند حساسیت و دقت تشخیص فضایی از زمین و اندازه‌گیری‌های نقشه برداری را بهبود بخشد. واضح است که سامانه‌های چندماهواره‌ای فرکانسی که به وسیله آن داده‌ها برای یک محل مشخص روی زمین جمع‌آوری می‌شود را تقویت می‌کنند. این تحقیق برای تولید یک تحلیل معنادار از این کلاس از نانوماهواره‌ها انجام شده است و بر عملکرد منظومه ماهواره‌های مکعبی بدون پسا به منظور اندازه‌گیری چگالی و بادهای اتمسفری تمرکز دارد [۹]. مأموریت منظومه جئواسپیس<sup>۷</sup> سامانه ناوبری جهانی، یک مأموریت تعیین آب و هوای کره زمین است که استفاده از یک منظومه ماهواره‌ی مکعبی با دریافت‌کننده‌های GPS بسیار کوچک را برای سنجش از دور یونیسفری، پیشنهاد می‌دهد [۱۰]. همچنین، مسیریاب نانوفضایمی بین سیاره‌ای در یک محیط مرتبط<sup>۸</sup> یک مأموریت بین سیاره‌ای است که دو نانوماهواره برای ارزیابی فناوری‌های ارتباطات، ناوبری و حمل محموله، در خارج از مدار زمین مستقر می‌شوند. هر کدام از نانوماهواره‌ها در ابعاد 3U هستند و به وسیله یک سامانه ۴ تراستر گاز سرد، کنترل وضعیت خود را انجام می‌دهند [۱۱-۱۲].

انگیزه اولیه طراحی و توسعه ماهواره‌های مکعبی، جنبه‌های آموزشی این محصولات بود [۱۴-۱۳]. در سال ۱۹۹۹، دانشگاه‌های پلی‌تکنیک کالیفرنیا و استنفورد به اتفاق طرح ماهواره‌های مکعبی را با هدف ایجاد فرصت‌های بیشتر در دانشگاه‌ها برای ارتباط با صنعت فضایی ارائه دادند [۱۵]. پس از آن و در ابتدای دهه اول قرن ۲۱ میلادی، زمانی که نخستین

5. CADRE

6. National Science Foundation (NSF)

7. Geospace Galaxy Commission

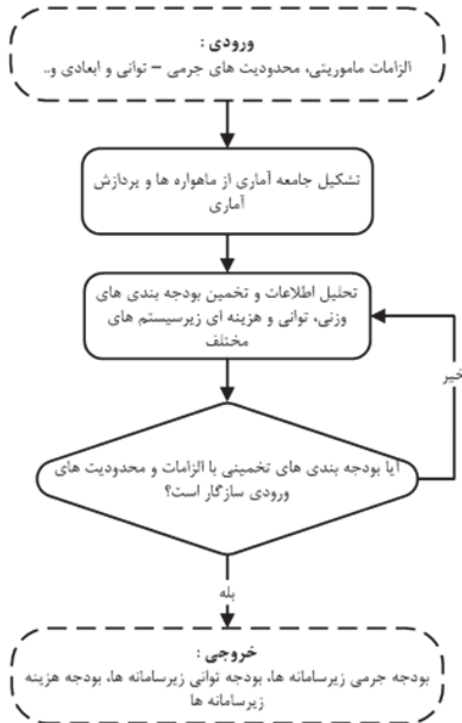
8. Interplanetary Nanospacecraft Pathfinder in a Relevant Environment (INSPIRE)

9. Dnper

10. PSLV

(یادداشت فنی)

حسن ناصح، صفا دهقانی منشادی، مصطفی جعفرپناه، فاطمه اصدق پور، احمد قنبری مطلق



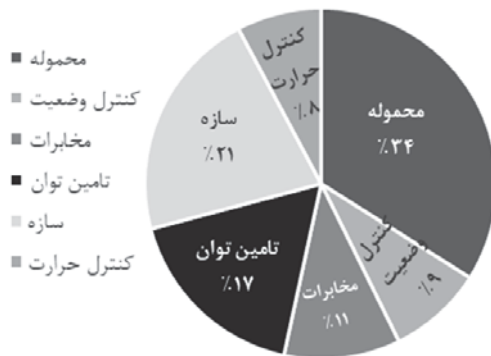
شکل (۱): نمودار روندنمای طراحی.

آماری تا استفاده از سامانه های کاتس<sup>۱۱</sup> دارای نوآوری می باشد. بنابراین در ادامه، این مقاله با اهداف فوق، بخش های مختلف بدین منظور آورده شده اند. بخش سوم، روندنمای طراحی آماری ماهواره های مکعبی تدوین شده است. در این بخش درصد وزنی، حجمی، توانی و هزینه ای زیرسامانه های مختلف ماهواره های مکعبی استخراج می شود. در بخش چهارم، طراحی پارامتری زیرسامانه های ماهواره مکعبی بیان خواهد شد. در این بخش ضمن ارائه ماتریس طراحی به منظور در نظر گرفتن الزامات و محدودیت های زیرسامانه های مختلف، طراحی زیرسامانه های مختلف به روش پارامتری صورت می گیرد. در بخش پنجم، تحلیل و شبیه سازی دینامیک مدار منظومه ماهواره ای صورت خواهد پذیرفت. در این بخش تعداد ماهواره به منظور پوشش دهی مناسب منظومه برای دسترس پذیری ماهواره ها مورد ارزیابی قرار می گیرد. در بخش ششم، طراحی پیکربندی و جانمایی ماهواره مکعبی بیان خواهد شد. در این بخش، طراحی پیکربندی به منظور مطالعات ابعادی و در نظر گرفتن محدودیت های پرتاب صورت می پذیرد.

۳- روندنمای طراحی آماری ماهواره های مکعبی

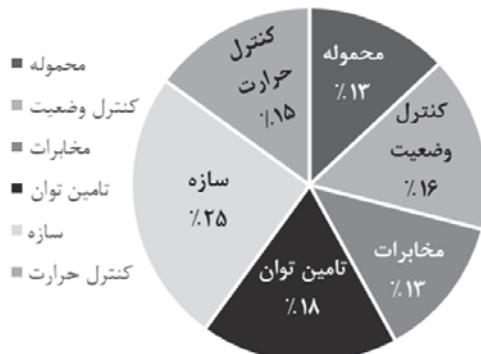
چنانچه در روندنمای طراحی شکل ۱ نشان داده شده است، شروع طراحی، تعیین الزامات مأموریت و محدودیت های بودجه ای (جرمی، توانی، هزینه ای و ابعادی یا حجمی) می باشد. بنابراین، با مشخص شدن الزامات مأموریتی و محدودیت های بودجه ای، گام نخست در طراحی آماری، تدوین بانک اطلاعاتی، پردازش آماری و مطالعه آماری پیرامون هر زیرسامانه می باشد. در این تحقیق، نیز ابتدا اطلاعات آماری نانوماهواره های مکعبی موجود با در نظر گرفتن الزامات مأموریت جمع آوری شده اند. میانگین اطلاعات استخراج شده از ۱۰ ماهواره با مأموریت ناوبری به صورت درصدی از کل ماهواره، در نمودارهای شکل های ۲-۵ ارائه شده است [۱۷ و ۱۹].

توزیع جرم



شکل (۲): نمودار توزیع جرم زیرسامانه ها.

توزیع حجم



شکل (۳): نمودار توزیع حجم زیرسامانه ها.

در ادامه، براساس اشکال ۲ تا ۵ مشخصات کلی مانند بودجه وزنی، توانی، حجمی و هزینه ای برای هر زیرسامانه تخمین زده می شود. در انتها با توجه به برقراری تناسب بین الزامات مأموریتی، محدودیت های سخت افزاری و تخمین های انجام شده، مقادیر مناسب تعیین خواهد شد. در حلقه اول اجرای روندنما، پارامترهای اصلی طراحی براساس میانگین گیری از پردازش آماری محاسبه می شود ولی در صورت عدم ارضا الزامات مأموریتی، حلقه دوم برای تغییرات پارامتری برای برآوردن الزامات مأموریتی صورت خواهد پذیرفت.

فضایی در کشور می‌باشد، بنابراین ورودی‌ها و فرضیات اولیه طراحی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

- نوع ماهواره حداکثر 3U
- دقت تعیین موقعیت مطلوب ناوربری در حد ۳۰ متر،
- عمر ماهواره برابر حداقل شش ماه،
- نوع مدار ماهواره نیز مدار پایین زمین و
- پرتاب ماهواره با استفاده از پرتابگرهای داخلی.

#### ۴-۱- طراحی محموله

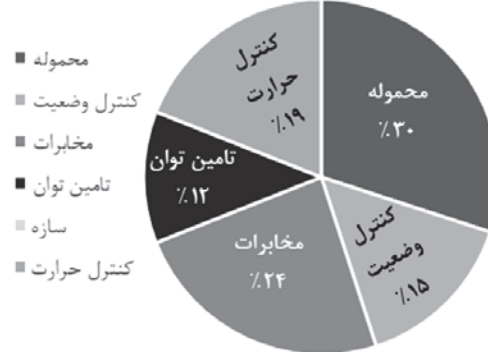
برای شروع، تخمین اولیه وزن محموله براساس مطالعات آماری ماهواره‌های مکعبی در محدوده وزنی مشخص بدست می‌آید. البته باید به این نکته نیز توجه داشت که به دلیل عدم تطابق محموله هایی که در این ماهواره‌ها به کار گرفته شده‌اند، با مأموریت موردنظر این تخمین وزن تقریبی به دست آمده نمی‌تواند مبنای دقیقی برای پیشبرد محاسبات باشد. اما، به دلیل نیاز به یک وزن اولیه برای شروع طراحی این وزن در نظر گرفته می‌شود و در ادامه مسیر در صورت نیاز مقدار آن اصلاح خواهد شد.

با توجه به نوع مأموریت که تعیین موقعیت و ناوربری می‌باشد، محموله ماهواره یک آنتن برای ارسال و دریافت اطلاعات به/از ایستگاه زمینی و ماهواره‌های دیگر است. با توجه به محدودیت موجود برای وزن محموله آنتن، طراحی آن با هدف رسیدن به حداقل وزن و حداکثر قدرت ممکن صورت می‌پذیرد. از این طریق می‌توان وزن و تعداد ماهواره‌های مورد نیاز برای پوشش منطقه جغرافیایی مورد نظرمان (ایران) را به حداقل رساند.

#### طراحی آنتن و گیرنده/فرستنده مخابراتی محموله

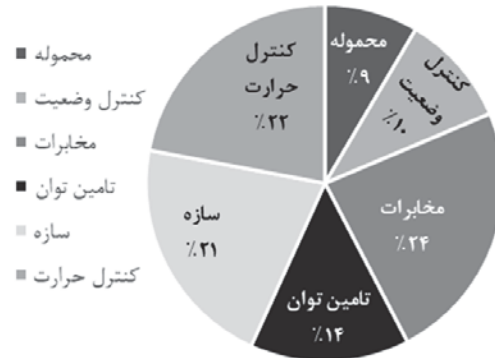
با توجه به نوع محموله (مخابراتی/ناوبری) نیاز به طراحی آنتن و گیرنده/فرستنده می‌باشد. در گام اول، باید محدوده فرکانسی تعیین شود. تعیین محدوده فرکانسی مورد نظر با استفاده از محدوده‌های مجاز فرکانسی اتحادیه مخابرات از راه دور، برای ارتباطات ماهواره‌ای تعیین می‌شود. با بررسی فرکانس‌های تخصیص داده شده به ایران در باند فرکانس فوق العاده بالا<sup>۱۲</sup> برای محموله، فرکانس ۴۱۰ مگاهرتز بدست می‌آید. براساس الزامات مورد نیاز، نوع آنتن محموله هلیکال در نظر گرفته می‌شود که با توجه به کاربرد آن برای ارتباط با سایر ماهواره‌ها تخصیص مشخصات در جدول ۲ آورده شده است [۶ و ۹].

#### توزیع توان مصرفی



شکل (۴): نمودار توزیع توان مصرفی زیرسامانه‌ها.

#### توزیع هزینه



شکل (۵): نمودار توزیع هزینه زیرسامانه‌ها.

#### ۴- طراحی پارامتری زیرسامانه‌های ماهواره مکعبی

اولین گام در طراحی زیرسامانه‌های ماهواره مکعبی، تعیین ارتباط بین زیرسامانه‌ها و تأثیر آنها بر محموله و مدار می‌باشد. بدین منظور ترسیم ماتریس طراحی امری اجتناب‌ناپذیر است. قطر ماتریس طراحی از محموله، مدار، پنج زیرسامانه ماهواره (کنترل وضعیت، مخابرات، تامین انرژی، سازه، کنترل حرارت) و پرتابگر تشکیل شده است. مثلث بالای ماتریس ورودی‌های المان‌های قطری را نشان می‌دهد و مثلث پایین ماتریس بازخوردهای المان‌ها می‌باشد. ورودی و خروجی‌های زیرسامانه‌ها و المان‌های قطری در جدول ۱ آورده شده است.

با توجه به اینکه فلسفه ارائه این مقاله که توسعه یک روش برای ایجاد انگیزه برای راه‌اندازی یک پایلوت ناوربری

## (یادداشت فنی)

حسن ناصح، صفا دهقانی منشادی، مصطفی جعفرپناه، فاطمه اصدق پور، احمد قنبری مطلق

جدول (۱): ماتریس طراحی.

محموله	ارتفاع مدار، مشخصات پارامترهای مداری منظومه، گین آنتن، موقعیت ایستگاه زمینی، بودجه لینک قرستنده و گیرنده در ارتباط یا ایستگاه زمینی و ماهواره‌های تعداد ماهواره‌ها	دقت مورد نیاز محموله	داده تلمتری و تله کلند بصورت RF یا فرکانس مشخص	توان مورد نیاز	ارتفاع آنتن، قطراتن، قطر هلیکس، زاویه هلیکس، جرم محموله	مشخصات ظاهری (پوشش‌ها و رنگ)	الزامات محموله در حین یرتاب
خروجی شیشه- سازی‌ها در نرم- افزار STK	مدار	افتشاشات مداری، یازه ارتفاع کاری محموله، پارامترهای مداری منظومه	مدار دایروی	مدت زمان سایه، مدت زمان نیم‌سایه	زمان ورود و خروج از سایه (در پیوست ۱)	شارحرارتی، تشعشعات خورشیدی	ارتفاع تزریق و المانهای مداری صفحات مختلف
دقت زیرسامانه کنترل وضعیت	مشخصات زیرسامانه کنترل وضعیت	کنترل وضعیت	تأمین دقت	توان مورد نیاز	مشخصات جرمی / ابعادی	-----	نوع تزریق یراساس ممنوم یایس و یا معمولی
-----	-----	ارسال بدون خطا و خطای سمت گیری حداقل	مخایرات	توان مورد نیاز	ارتفاع آنتن، قطر آنتن، قطر هلیکس، زاویه هلیکس، ابعاد رسیور، جرم مخایرات	جنس آنتن، جنس گیرنده،	سازگاری یاندهای قرکانسی یا تلمتری یرتلایگر
3.6w	-----	1.8w	2.88w	تأمین انرژی	مشخصات یاتری و سلول‌های خورشیدی اعم از: ابعاد، جرم	اتلاف حرارتی ایجاد شده توسط سیم‌ها	-----
-----	-----	$I_p = 5.72 \times 10^{-5}$ $I_v = 1.14 \times 10^{-4}$ $I_g = 5.72 \times 10^{-5}$ Kgm <sup>2</sup>	-----	صفحات خورشیدی ثابت	سازه	جنس، پوشش و رنگ و ویژگی‌های حرارتی و نحوه تماس اجزا	ابعاد و جرم
-----	-----	-----	داده های لحظه یه لحظه از میزان حرارت و تلورانس حرارتی زیرسیستم ها	۵ تا ۱۲٪ از توان کل	(20*10*5)mm <sup>3</sup> یک سنسور دمایی در هر یرد	حرارت	الزامات پارهای حرارتی موثر از یرتلایگر
-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	یرتلایگر

## ۴-۲- زیرسامانه تعیین و کنترل وضعیت

زیرسامانه تعیین و کنترل وضعیت وظیفه پایدارسازی و جهت‌دهی مطلوب ماهواره در طول مدت عمر آن علیرغم اعمال اغتشاشات داخلی یا خارجی را برعهده دارد. ابتداء، باتوجه به مأموریت ماهواره و مشخصات عملکردی گشتاورهای اغتشاشی محاسبه می‌شود (جدول ۳). سپس، با توجه به نیازهای مأموریت و محدودیت‌های به دست آمده مربوط به جرم، ابعاد، توان مصرفی و هزینه و داده‌های آماری به بررسی قطعات موجود پرداخته و قطعه مناسب انتخاب می‌شود (جدول ۴) [۱۰].

برد کنترل وضعیت انتخاب شده در شکل ۶ نمایش داده شده است. شامل ۳ حسگر خورشیدی، ۱ مغناطیس‌سنج، ژایروهای MEMS، ۱ ژایرو ستاره‌ای و ۲ گشتاوردهنده مغناطیسی می‌باشد. به علاوه سطوح خارجی این امکان را می‌دهند که ۳ حسگر خورشیدی دیگر، گشتاور دهنده مغناطیسی

جدول (۲): ماتریس طراحی.

واحد	مقدار	مشخصه
w	۱/۲۶	توان خروجی
dB <sub>i</sub>	۰	بهره آنتن فرستنده
dB <sub>i</sub>	۰	بهره آنتن گیرنده
dB	۳	میزان اتلاف فرستنده
dB	۳	میزان اتلاف گیرنده
dB	۱	اتلاف متفرقه
km	۲۸۰	فاصله ماهواره ها از یکدیگر
MHz	۴۱۰	فرکانس



## (یادداشت فنی)

طراحی مفهومی ماهواره‌های مکعبی ناوبری برای تعیین موقعیت محلی کشور ایران با رویکرد مازولار

محور Z نیز مانند چرخ‌های مومتمومی یا چرخ‌های عکس‌العملی اضافه شود.

### انتخاب فرکانس مناسب

با توجه به معاهدات بین‌المللی محدوده‌های مجاز فرکانسی برای ارتباطات ماهواره‌ای در نظر گرفته شده است مانند باند S، باند VHF، باند X و باند Ku. با استفاده از جدول فرکانس‌ها در استاندارد اتحادیه مخابرات از راه دور، فرکانس بین ماهواره‌ها در منظومه ماهواره‌ای و همچنین فرکانس بین ماهواره و زمین استخراج می‌شود [۱۴].

جدول (۳): گشتاورهای اغتشاشی.

نوع گشتاور	مقدار	واحد
گشتاور خورشیدی	$10^{-1} \times 1/377$	N/m <sup>2</sup>
گشتاور مغناطیسی	$10^{-1} \times 2/62$	N/m <sup>2</sup>
گشتاور آبرودینامیکی	$10^{-1} \times 0/93$	N/m <sup>2</sup>
حداکثر گشتاور اغتشاشی	$10^{-1} \times 4$	N/m <sup>2</sup>

### انتخاب پهناهای باند

در گام دوم پهناهای باند مورد نظر باید تعیین شده و با توجه به الگوی تشعشی آنتن‌های مختلف نوع آنتن ماهواره تعیین می‌شود. در ادامه تعیین ابعاد آنتن، مشخصات آنتن شامل (محدوده فرکانس کاری، بهره آنتن، پلاریزاسیون، نسبت محوری دایرکتیویته، عرض پرتو و الگوی تشعشی) مورد نیاز است. برای هر ماهواره و مأموریت، آنتن ویژه همان ماهواره طراحی می‌شود. در طراحی آنتن و تعیین ابعاد آن در ابتدا محدوده فرکانس کاری تعیین و نوع آنتن مشخص شده و سپس با استفاده از سایر مشخصات آنتن به تعیین گیرنده مناسب پرداخته می‌شود. مشخصات آنتن عبارتند از: محدوده فرکانس کاری، بهره، پلاریزاسیون، نسبت محوری، دایرکتیویته، عرض پرتو، الگوی تشعشی.

جدول (۴): مشخصات برد سامانه کنترل وضعیت.

نوع	ACS board	واحد
نام تجاری	newspace	---
مصرف توان	1/8	w
ولتاژ عملیاتی	5 & 3/3	V
ابعاد	15 × 96 × 96	mm
حداکثر جرم	200	gr
هزینه	~20,000	\$

تعیین محدوده فرکانسی مورد نظر با استفاده از محدوده‌های مجاز فرکانسی اتحادیه مخابرات از راه دور برای ارتباطات ماهواره‌ای تعیین می‌شود. با بررسی فرکانس‌های تخصیص داده شده به ایران در باند اتحادیه مخابرات از راه دور برای آنتن مخابرات و محموله فرکانس‌های استخراج شده عبارتند از:

با توجه به داده‌های آماری جرم زیرسامانه مخابرات ۱۱ درصد جرم کل یعنی ۳۳۰ گرم می‌باشد. توان مصرفی زیرسامانه مخابرات ۲۴ درصد توان کل ماهواره یعنی حدود ۲/۸ وات، توان خروجی این سامانه درصد این مقدار یعنی در حدود ۰/۸۶۴ وات و فرکانس آنتن مخابراتی ۴۰۱ مگاهرتز است. نوع آنتن مورد استفاده نیز هلیکال می‌باشد که با توجه به کاربرد آن برای ارتباط با زمین سایر مشخصات تخصیص داده شده در جدول ۶ آورده شده است. لازم بذکر است با محاسبات بودجه لینک، توان گیرندگی یا حساسیت گیرندگی به دست می‌آید. با توجه به حساسیت گیرندگی بدست آمده نزدیکترین مورد موجود گیرنده‌ای با حساسیت ۱۱۰ dBm است. بنابراین، ابعاد آنتن به صورت جدول ۷ در نظر گرفته می‌شود.



شکل (۶): نمایی از برد کنترل وضعیت انتخاب شده.

### ۳-۴- زیرسامانه مخابرات

زیرسامانه مخابرات وظیفه ارسال و دریافت اطلاعات، داده‌ها و تصاویر را بر عهده دارد. اجزا مخابراتی این زیرسامانه عبارتند از: تله‌متری، تله‌کامند، سامانه موقعیت‌یابی و جهت‌گیری و ناوبری. از آنجاکه در این پروژه یک منظومه ناوبری از ماهواره‌های مکعبی وجود دارد، ارتباطات بین ماهواره‌های این منظومه با یکدیگر و با زمین از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است [۱۴]. گام‌های طراحی سامانه مخابراتی به شرح زیر می‌باشد:

## (یادداشت فنی)

حسن ناصح، صفا دهقانی منشادی، مصطفی جعفریناه، فاطمه اصدق پور، احمد قنبری مطلق

جدول (۵): محدوده فرکانسی و کاربرد آنتن.

نوع آنتن	محدوده فرکانسی	کاربرد
آنتن مخابرات	۴۰۰/۱۵-۴۰۱	متحرک ماهواره‌ای، تحقیق فضایی (فضا به زمین)
آنتن محموله	۴۱۰-۴۲۰	ثابت، متحرک، تحقیق فضایی (فضا به فضا)

جدول (۶): مشخصات آنتن هلیکال.

مشخصه	مقدار	واحد
توان خروجی	۰/۸۶۴	w
بهره آنتن فرستنده	۴	dB <sub>i</sub>
بهره آنتن گیرنده	۲	dB <sub>i</sub>
میزان اتلاف فرستنده	۳	dB
میزان اتلاف گیرنده	۳	dB
اتلاف متفرقه	۱	dB
فاصله ماهواره تا زمین	۱۰۰۰	km
فرکانس	۴۰۱	MHz
توان گیرندگی	-۱۱۶/۱	dBm

جدول (۷): مشخصات آنتن هلیکال.

مشخصه	مقدار	واحد
قطر آنتن هلیکس	۲۳/۸۲	cm
زاویه پیمایش هلیکس	۱۲	degree
ارتفاع آنتن هلیکس	۱۵۰	mm
تعداد دور	۰/۵	---
گام	۳۰۰	---
قطر میله هلیکس	۳	mm

## ۴-۴- زیرسامانه تأمین توان

طول دوره عملیاتی یک ماهواره به میزان قابل توجهی به پایان عمر زیرسامانه تأمین توان آن بستگی دارد. زیرسامانه تأمین توان در یک ماهواره از سه بخش کلی تشکیل می‌شود [۱۹] که ذیلاً آمده‌اند.

**تولید توان:** برای تولید انرژی الکتریکی در فضاییماها و ماهواره‌ها روش‌های متفاوتی وجود دارد، اما با آغاز عصر فضا فناوری [فتوولتائیک] سلول‌های خورشیدی توانستند منبع انرژی خوبی برای ماهواره‌ها باشند. امروزه عملیاتی‌ترین و به‌صرفه‌ترین روش برای ماهواره‌ها، همان سامانه فتوولتائیک است [۱۹].

**ذخیره توان:** باتری که وظیفه ذخیره انرژی را در زیرسامانه تأمین توان بر عهده دارد، درصد بالایی از وزن یک ماهواره را تشکیل می‌دهد. طراح ماهواره همواره باید تعادلی بین وزن زیرسامانه تأمین توان و نیازمندی‌های عملیاتی سایر زیر سامانه‌ها و محموله برقرار کند که به طور یقین این امر منجر به کیفیت و کمیت عملکردی بالاتر محموله خواهد شد [۲۰].

**سامانه مدیریت توزیع توان:** این سامانه وظیفه انتقال و توزیع توان تولیدی و یا ذخیره شده در باتری به زیرسامانه‌های مصرف‌کننده، تبدیل ولتاژ خط تغذیه به سطوح ولتاژ مورد نیاز مصرف‌کننده‌ها و آشکارسازی و برطرف کردن انواع خطاهای موجود در سامانه را برعهده دارد [۲۱].

## طراحی اولیه زیرسامانه تأمین توان

دوره تناوب مداری برای دو مدار دایروی به فاصله ۱۰۰۰ و ۵۰۰ کیلومتر از سطح زمین به ترتیب ۱/۵۷ تا ۱/۷۵ ساعت محاسبه شده است. با توجه به تعداد دوره تناوب مداری، برای یکسال کاری ماهواره مقدار عمق دشارژ ۶۰ درصد در نظر گرفته شده است. با توجه به داده‌های آماری میانگین مصرف برای ماهواره ۱۲ وات در نظر گرفته می‌شود. بنابراین، باتری با مشخصات بیان شده در جدول ۸ مورد نیاز است. با توجه به ظرفیت باتری‌های در دسترس و توان مورد نیاز باتری انتخاب می‌شود. در جدول ۹ و شکل ۷ مشخصات و شمایل باتری نمونه تجاری مورد استفاده در طرح ماهواره مکعبی نشان داده شده است.

جدول (۸): مشخصات مورد نیاز باتری.

مشخصه	مقدار	واحد
نوع باتری	نیکل - کادمیم	--
تعداد باتری	۱	--
بازده باتری	۰/۹	--
ظرفیت باتری (برای مدار ۱۰۰۰ کیلومتری)	۱۰/۵۱	AMP-hr
ظرفیت باتری (برای مدار ۵۰۰ کیلومتری)	۹/۱۸	AMP-hr



## (یادداشت فنی)

طراحی مفهومی ماهواره‌های مکعبی ناوبری برای تعیین موقعیت محلی کشور ایران با رویکرد مازولا

جدول (۱۰): مشخصات سلول خورشیدی.

برند	DSA/1A
موارد استفاده	۱U to ۶U
مدار طراحی	LEO
توان دریافتی	۱U High power AzurSpace ۳G-۳۰: ۷/۲ W minimum
ولتاژ	۳/۶V to ۱۹/۲V top side ۱/۸V to ۱۴/۴V bottom side
بازده	Cell Efficiency: ۲۸% (High power) or ۱۹% (low cost)
جنس	GaAs Triple-junction solar cells AzurSpace ۳G-۳۰
جرم	1U w/high power solar cells, with NEMEA shielding: ۹۸g
دمای طراحی	-۸۰ - ۱۳۰°C
ضخامت	1U w/high power solar cells, with NEMEA shielding: ۷/۵mm
قیمت	€۱۷,۰۰۰ - €۵,۵۰۰

جدول (۹): مشخصات باتری.

برند	BA0x	واحد
نام تجاری	Irvine Class BA02/D	--
موارد استفاده	۲۷-۱	U
توان	۳۹/۹	Whr
جریان	۱۰,۸۰۰	mAh
ولتاژ	۳/۷	V
ابعاد	۱۴×۹۰×۸۵	mm
تعداد سلول	۱۲	Cells
جرم	۱۵۵	gr
دمای طراحی	۸۰ to +۳۰	°C
	۱۲۰ to +۶۰	°C
قیمت	۶,۳۰۰ - ۳,۰۰۰	€



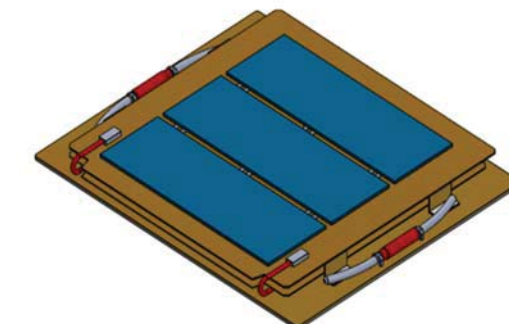
شکل (۷): نمایی از اجزای انتخاب شده برای زیرسامانه تأمین توان.

### ۴-۵- زیرسامانه سازه

سهولت ساخت و مونتاژ، سبک وزن بودن مواد و فضای آزاد برای محموله، مدارها و باتری‌ها از ویژگی‌های مهم در طراحی زیرسامانه سازه هستند. باتوجه به داده‌های آماری و محدودیت‌های موجود مشخصات زیرسامانه سازه به صورت جدول ۱۱ در نظر گرفته می‌شود. هدف از زیرسامانه سازه فراهم نمودن سهولت دسترسی به اجزا و ایجاد ساختار محکم در مقابل بارهای اعمالی است. به دلیل محدودیت‌های اندازه باید بیشینه فضای داخلی قابل استفاده در مقابل کمیته پیچیدگی و هزینه طراحی در نظر گرفته شود. به طور معمول، ماهواره‌های مکعبی یک مکعب با ابعاد بیرونی ۱۰×۱۰×۱۰ سانتی‌متر می‌باشد. بررسی‌ها نشان می‌دهد که آلومینیوم ۶۰۶۱ دارای معیارهای لازم استحکام بالا، سبک، ماشینکاری آسان و هزینه مناسب است.

جدول (۱۱): مشخصات سازه.

مشخصه	مقدار	واحد
جرم ماهواره	۱۰۰۰	gr
جرم سازه	۲۲۰	gr
ابعاد سازه	۱۰×۱۰×۱۰	cm
جنس سازه	آلومینیوم ۶۰۶۱	---



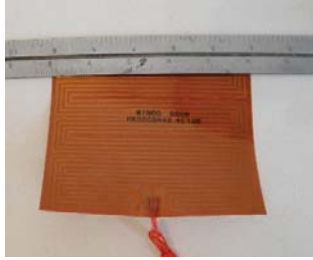
شکل (۷): نمایی از سلول خورشیدی انتخاب شده.

(یادداشت فنی)

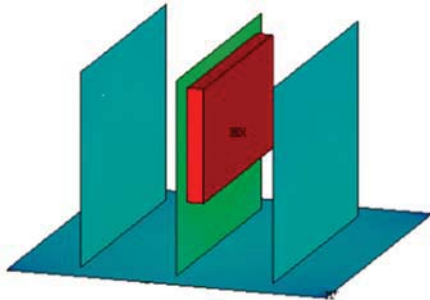
حسن ناصح، صفا دهقانی منشادی، مصطفی جعفرپناه، فاطمه اصدق پور، احمد قنبری مطلق

۴-۵- زیرسامانه کنترل حرارت

تعیین محدوده دمایی مجاز عملکرد برای زیرسامانه‌های ماهواره یک پارامتر لازم برای بقای عملکرد ماهواره است. به همین دلیل، مدل کردن ویژگی‌های حرارتی مواد و بررسی شرایط اولیه و مرزی از اهمیت بسزایی برخوردار است. انتخاب ترکیب مواد مناسب در سازه ماهواره در دفع، جذب و تعادل گرمایی بسیار موثر است [۲۲]. در جدول ۱۲ مقادیر پارامترهای مؤثر در تحلیل دمایی آورده شده است. در این مقاله با توجه به ورودی-های جدول ۱۲ از سامانه کنترل حرارت فعال و غیرفعال به طور همزمان استفاده می‌شود. از تجهیزات کنترل غیرفعال می‌توان به لوله‌های حرارتی اشاره نمود که در تمام سطح داخلی مکعب کشیده شده و تعادل حرارتی را برقرار می‌کند. در قسمت کنترل حرارت فعال برای اجتناب از دماهای پایین در قسمت‌های مختلف ماهواره استفاده از گرمکن پیشنهاد می‌شود که دارای دو نوع سخت و منعطف هستند. این گرمکن‌ها برای گرم نمودن باتری هنگام پایین آمدن دما استفاده می‌شوند. در جدول ۱۳ مشخصات کامل نمونه گرمکن تجاری و در شکل ۹ شمایل ظاهری و در شکل ۱۰ مدل آن در نرم‌افزار انسیس آورده شده است.



شکل (۹): نمونه‌ای از گرمکن‌های موردنظر.



شکل (۱۰): نمایی از نصب گرمکن روی باتری (مدل شده در نرم افزار انسیس).

دیگر المان حرارتی مورد استفاده و مهم زیر سامانه کنترل حرارت حسگرهای دمایی هستند. حسگرهای حرارتی در تمام بردهای داخلی ماهواره مکعبی نصب می‌شوند و یکی از وظایف مهم آنها تعیین دمای سطوح و کنترل عمل گرمکن است. در جدول ۱۴ مشخصات نمونه حسگر دمایی تجاری (بازه اندازه‌گیری دما، دقت، ولتاژ ورودی و جریان عملیاتی و قیمت) آورده شده است و در شکل ۱۱ شمایل ظاهری حسگر مورد استفاده در ماهواره مکعبی آورده شده است. به طور معمول، طراحی کنترل حرارتی با امتحان کنترل غیرفعال شروع می‌شود. کنترل غیرفعال با توجه به اندازه آنها، شکل و محدودیت بودجه محدود توان برای ماهواره‌های مکعبی عملی‌تر هستند. کنترل غیرفعال معمولی شامل رادیاتور فضا، لوله‌های حرارتی، رنگ و پوشش چندلایه است.

جدول (۱۲): پارامترهای مؤثر دمایی.

واحد	توان به واحد سطح	پارامترهای ورودی
w/m <sup>2</sup>	۱۳۷۰	شار حرارتی خورشید
w/m <sup>2</sup>	۴۷۰	آلبدو
w/m <sup>2</sup>	۱۹۸	تشعشع مادون قرمز
sec	۳۶۰۰	پریود مدار

جدول (۱۳): مشخصات گرمکن.

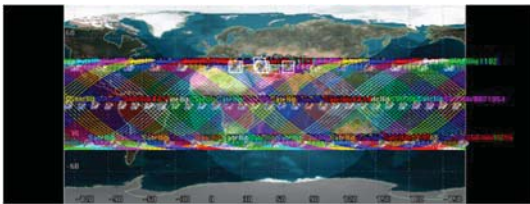
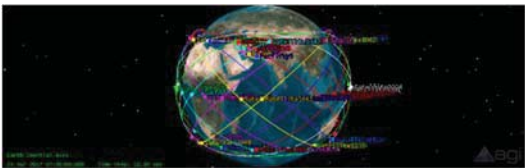
واحد	مشخصات	پارامتر
--	MINCO PRODUCT, INC STRIP	نام تجاری
--	HK5447R290L12E	شماره محصول
gr	۰/۴	جرم
$\Omega$	۲۹۰	مقاومت
mw	۸۶	توان
mm	۶۳/۵×۷۶/۲×۰/۱۲۷	حجم
--	Inside Top of Battery Box	موقعیت

جدول (۱۴): مشخصات گرمکن حسگر دمایی LM75.

واحد	مقدار	مشخصه
v	۵-۳/۵	ولتاژ ورودی
$\mu A$	۲۵۰	جریان عملیاتی
c	-۲۰۰-۲۰	دما
c	۲	دقت
--	۱ <sup>^</sup> ۲ c bus	سطح مشترک
mm <sup>3</sup>	۲۰×۱۰×۵	حجم
\$	۱۴/۵۴	هزینه

می‌شود. در شکل ۱۲ نحوه قرارگیری این مدارها و ماهواره‌های در دید ایستگاه زمینی، مشهود است.

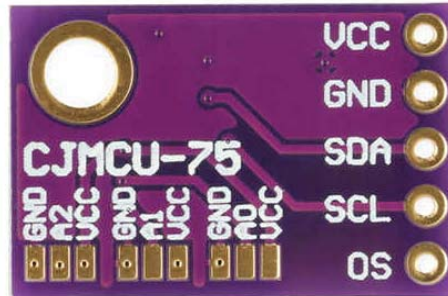
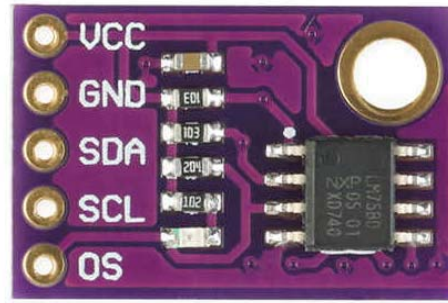
یکی از مهم‌ترین بخش‌ها در تحلیل مدارای تعیین زمان سایه و نیم‌سایه می‌باشد. این زمان از منظر طراحی زیرسامانه تأمین توان بسیار حائز اهمیت است. از شبیه‌سازی صورت پذیرفته، زمان سایه در طول مدت یک ماه از زمان مأموریت، برای یک ماهواره مشخص (از تاریخ ۲۳ جولای ۲۰۱۷ تا ۲۳ آگوست ۲۰۱۷) ۳۲،۱۰۵/۴۳ ثانیه و زمان نیم سایه ۲۶۴/۳۴۹ ثانیه محاسبه شده است.



شکل (۱۲): نحوه قرارگیری مدارها و ماهواره‌ها.

## ۶- طراحی پیکربندی و جانمایی ماهواره مکعبی

در بخش‌های قبلی، جدول مشخصات و شمایل ظاهری برای هر یک از زیرسامانه‌ها براساس نمونه‌های تجاری موجود (قطعات COTS) ارائه شد. در این بخش، با اطلاعات و مشخصات ابعادی در دسترس از زیرسامانه‌های مختلف و محاسبات انجام شده، ابعاد و اندازه‌های قطعات ماهواره مکعبی جانمایی، ترسیم و در نرم‌افزار کتیبا<sup>۴</sup> مدل‌سازی می‌شود. در شکل ۱۳، پیکربندی برخی زیرسامانه‌ها و مدل انفجاری و یکپارچه ماهواره مکعبی براساس تجهیزات موجود آورده شده است.



شکل (۱۱): نمای از حسگر دمایی LM75.

## ۵- تحلیل و شبیه‌سازی دینامیک مدار منظومه ماهواره‌ای

اولین گام پس از تعیین بیانیه مأموریتی در چهارچوب طراحی ماهواره مکعبی (مطابق با جدول ماتریس طراحی)، تحلیل و شبیه‌سازی مدارای می‌باشد. این تحلیل مبنای ورودی‌های مورد نیاز برای زیرسامانه‌ها قرار می‌گیرد. تحلیل مدارای با استفاده از نرم‌افزار اس-تی-کا<sup>۵</sup> نسخه ۱۱،۰،۱ انجام شده است. در این نرم‌افزار، ابتدا یک ماهواره با مدار دایروی در ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتری با وزن موردنظر (۱ کیلوگرم) ایجاد و سپس با استفاده از ابزار والکر<sup>۶</sup> و در نظر گرفتن زاویه انحراف ۴۰ درجه برای ماهواره و تعداد مدارها و همچنین تعداد ماهواره‌ها در هر مدار با پوشش مورد نیاز، شبیه‌سازی صورت می‌پذیرد. نتایج شبیه‌سازی و تحلیل تأثیر تعداد مدارها و تعداد ماهواره‌ها در هر مدار منجر به به داشتن ۱۵ مدار با تعداد ۶ ماهواره در هر مدار خواهد شد. در ۱۰ نقطه از ایران، مکان‌هایی در نظر گرفته شده که برای تست پوشش منظومه طراحی شده از آنها استفاده می‌شود. در این شبیه‌سازی مشاهده می‌شود که در این ۱۰ نقطه، در هر ثانیه حداقل ۳ ماهواره را در دید خود جای می‌دهد و حتی در برخی مواقع این تعداد بیشتر می‌شود که امکان تعیین ارتفاع آنها نیز فراهم

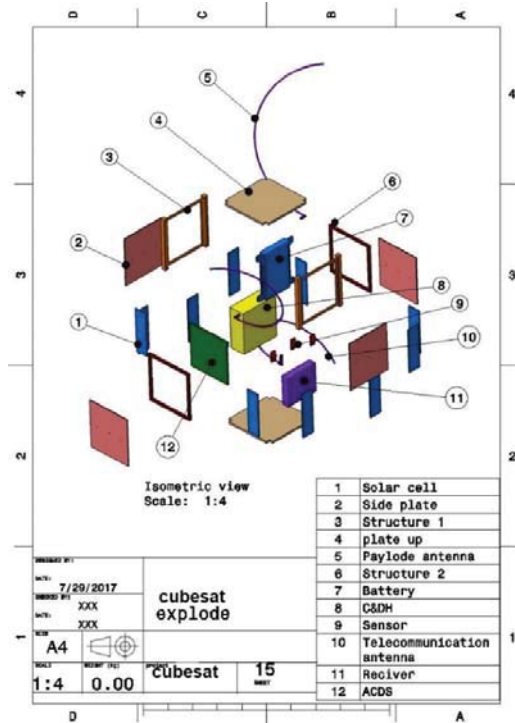
2. STK  
3. Walker

4. Catia

## (یادداشت فنی)

حسن ناصح، صفا دهقانی منشادی، مصطفی جعفرپناه، فاطمه اصدق پور، احمد قنبری مطلق

وزن و بیشینه توان دست یافته شد تا بدین طریق بتوان درصد مصرف توان را در این زیرسامانه به حداقل رساند. چراکه ارتباطات بین ماهواره‌های این منظومه با یکدیگر و با ایستگاه زمینی از اهمیت بسیار بالایی برخوردار است. طراحی بهینه در یکایک زیرسامانه‌ها این امکان را به ما می‌دهد تا سامانه تأمین توان با عمر طولانی‌تر و بازده بیشتری داشته باشد. در این مورد، به خصوص سازه ماهواره که درصد قابل توجهی از هزینه‌ها را به خود اختصاص می‌دهد. در طراحی زیر سامانه کنترل وضعیت علی‌رغم عوامل اغتشاشی داخلی و خارجی موجود، قطعاتی انتخاب شدند تا با توجه به دانش و تجربیات موجود به حداکثر پایداری و جهت‌دهی مطلوب بتوان دست یافت. از جمله نتایج تحلیل و بررسی بخش حرارتی ماهواره می‌توان به انتخاب ترکیب مواد مناسب در سازه ماهواره در دفع، جذب و تعادل گرمایی نام برد. در انتها با توجه به ویژگی‌های کلیه زیرسامانه‌ها و همچنین بررسی‌های مداری نتایج مهمی در زمینه پیکربندی ماهواره به دست آمدند تا جهت بررسی‌های دقیق‌تر در آینده مورد استفاده قرار گیرند.



شکل (۱۲): نمایی از مدل‌سازی پیکربندی و جانمایی ماهواره مکعبی در نرم افزار کتیا.

## ۸- مراجع

- [1] Sholomitsky, G.B., Prilutsky, O.F., and Rodin, V.G., "Infra-red Space Interferometer", *The 28th Int. Astro. Fed. Congress, Paper IAF-77-68*, Prague, Czechoslovakia, Czech, 1977.
- [2] Bristow, J., Folta, D., and Hartman, K., "A Formation Flying Technology Vision", *The AIAA Space Conf.*, AIAA Paper No. 2000-5194, Long Beach, CA, USA, 2000.
- [3] Battrick, B., *X-ray Evolving Universe Spectroscopy-the XEUS Mission Summary*, ESA-SP 1242, ESA, Noordwijk, Netherlands, 2000.
- [4] Fakoor, M., Ghorbani, M., and Bakhtiari, M., "New Approaches to Cover Regional Satellite System Design, Using GDOP", *Modares Mechanical Engineering J.*, Vol. 17, No. 5, pp. 193-200, 2017 (In Persian).
- [5] Chung, S.-J., Bandyopadhyay, S., Foust, R., Subramanian, G.P., and Hadaegh, F.Y., "Review of Formation Flying and Constellation Missions, Using Nanosatellites", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 3, 2016.
- [6] "CYGNSS (Cyclone Global Navigation Satellite System)", eoPortal, <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/cmissions/cygnss> [retrieved July 2015].
- [7] Cutler, J., Ridley, A., and Nicholas, A., "CubeSat Investigating Atmospheric Density Response to Extreme Driving (CADRE)", *The AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, 2011.

## ۷- نتیجه گیری

با توجه به موارد ذکر شده در بخش مقدمه، اهمیت طراحی منظومه ماهواره‌های بومی در جایی به اوج خود می‌رسد که استفاده از منظومه ماهواره‌های غیربومی با محدودیت‌ها و مشکلاتی مواجه است و لزوم خودکفا شدن در این عرصه بیش از پیش نمایان می‌شود. با توجه به مراحل طی شده در این تحقیق می‌توان نتیجه گرفت که توانایی طراحی ماهواره مکعبی جهت بررسی پوشش‌دهی و تعیین موقعیت کشور ایران وجود دارد. اگر چه این فرآیند در عمل ممکن است با پیچیدگی‌ها و مشکلاتی نیز مواجه باشد اما قابل حل هستند. با بررسی موارد مشابه طراحی در نقاط مختلف دنیا به نتایج مهم و ارزشمندی جهت تخمین درصدهای وزنی، حجمی، توانی و هزینه‌ای زیرسامانه‌های مختلف ماهواره‌های مکعبی می‌توان دست یافت که راهنمای بسیار خوبی برای ادامه مسیر فراهم می‌آورد. همچنین، بررسی ارتباط میان زیرسامانه‌ها و تأثیر تک تک آنها بر محموله مورد نظر از بسیاری از اشتباهات رایج در زمینه طراحی جلوگیری کرده و باعث می‌شود تا در مراحل پس از طراحی مانند ساخت در بسیاری از هزینه‌ها مانند هزینه‌های مربوط به نیروی کار و قطعات صرفه‌جویی شود.

در طراحی محموله مورد نظر ماهواره، با توجه به بررسی‌های صورت گرفته به نتایج مهمی در زمینه کمینه‌سازی



- [15] Doncaster, B., Shulman, J., Bradford, J., and Olds, J., *SpaceWorks' 2016 Nano/Microsatellite Market Forecast. In The AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, USA, 2016.
- [16] Zurbuchen, T.H., *Engineering and Medicine, Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box*, NAS-National Academies of Sciences, Washington DC, USA, 2016.
- [17] Swartwout, M., "The First One Hundred CubeSats: A Statistical Look", *Journal of Small Satellites*, Vol. 2, No. 2, pp. 213-233, 2013.
- [18] Villela, T., Costa, C.A., Brandão, A.M., Bueno, F.T., and Leonardi, R., "Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview", *International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 3, pp. 1-13, 2019.
- [19] Williamson, M., *Cambridge Dictionary of Space Technology*, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2001.
- [20] Larson, W.J. and Wertz, J.R., *Space Mission Analysis and Design*, MicroCosm Press, Portland, USA, 1999.
- [21] Masoum, M.A.S., Investigation of Satellite Electrical Energy System, Iran University Science and Technology, Tehran, Iran, 2002 (In Persian).
- [22] Czernik, S., *Design of Thermal Control System for Compass-1*, Diploma Thesis, University of Applied Sciences Aachen Germany, 2004.
- [8] "Drag-Free CubeSat", eoPortal, <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/drag-free-cubesat> [retrieved July 2015].
- [9] Conklin, J., Nguyen, A., Hong, S., Buchman, S., Byer, R., Cutler, G., DeBra, D., and Hultgren, E., "Small Satellite Constellations for Earth Geodesy and Aeronomy", *The AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, 2013.
- [10] Mannucci, A.J., Dickson, J., Duncan, C., and Hurst, K., "GNSS Geospace Constellation (GGC): A CubeSat Space Weather Mission Concept", *Jet Propulsion Lab.*, California Inst. of Technology, TR, Pasadena, CA, 2010.
- [11] Klesh, A., Baker, J., Castillo-Rogez, J., Halatek, L., Murphy, N., Raymond, C., Sherwood, B., Bellardo, J., Cutler, J., and Lightsey, G., "INSPIRE: Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder in Relevant Environment", *The AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, 2013.
- [12] "INSPIRE (Interplanetary NanoSpacecraft Pathfinder in a Relevant Environment)", eoPortal, <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/i/inspire> [retrieved July 2015].
- [13] Puig-Suari, J., Turner, C., and Ahlgren, W., "Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class Picosatellite", *The 2001 IEEE Aerospace Conference Proceedings*, pp. 347-353, Big Sky, MT, USA, 2001.
- [14] Twiggs, R., "Origin of CubeSat", Chapter 5, *Small Satellite: Past, Present and Future*, The Aerospace Press, El Segundo, CA, USA, 2008.