JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 9/ No. 3/ 2016

# Determine the Optimal Orbit for an Earth Observation satellite Considering the power requirements and controlling thermal load applied to satellite

**A. Saghari[1], H. Veysi[2] and A.R. Kosari[3*]**

1, 2 and 3. Faculty of New Science and Technologies, Tehran University

[*]Postal Code:1439957131, Tehran, IRAN

**kosari_a@ut.ac.ir**

*Orbital parameters are raised as one of the main inputs of electrical power subsystem and thermal control subsystem of a satellite. Some variables such as eclipse time, sun incidence angle to the panels, albedo and thermal radiation of Earth are dependent on satellite orbital features. In this paper, all of the parameters above are simulated using precise simulation methods within the satellite mission. That is, the process of optimal orbital design is performed with the aid of evolutionary optimization methods. This process is aimed at minimizing number of mission days that misses the assurance of satellite power supply in addition to minimizing thermal load exerted to satellite and also its standard deviation. At last, a pair of optimal solutions for two different configurations is compared.*

**Keyword:** Orbital design, Optimization, Earth observation satellite, Electrical power subsystem, Simulation

1. M. Sc. (Corresponding Author)
2. Assistant Professor
3. Assistant Professor (Corresponding Author)

Received: 2016.02.09, Accepted: 2017.01.25

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۹ / شمارهٔ ۳/ پاییز ۱۳۹۵
ص. ص . ۳۶- ۲۷

# طراحی بهینهٔ مدار یک ماهوارهٔ سنجش از دور با درنظر گرفتن الزامات توانی و کنترل بار حرارتی وارده به ماهواره

**اسد صاغری[۱]، هادی ویسی[۲] و امیررضا کوثری[۳*]**

**۱، ۲ و ۳- دانشکدهٔ علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران**

[*]تهران، کدپستی: ۱۴۳۹۹۵۷۱۳۱

**kosari_a@ut.ac.ir**

*پارامترهای مداری در قالب یکی از ورودی‌های اصلی طراحی زیرسیستم تأمین توان و کنترل دمای ماهواره مطرح است. مواردی مثل زمان سایه، زاویهٔ تابش خورشید به پنل‌ها، آلبدو و تشعشات گرمایی زمین به مشخصات مداری ماهواره وابسته است. در این تحقیق با استفاده از روش‌های شبیه‌سازی دقیق، تمامی موارد یادشده در طول مأموریت شبیه‌سازی شده است و فرایند طراحی بهینهٔ مدار با هدف کمینه‌کردن تعداد روزهایی از مأموریت که تضمین تأمین توان ماهواره از دست می‌رود و همچنین، کمینه کردن بار حرارتی وارده به ماهواره و انحراف از معیار استاندارد آن با استفاده از روش‌های بهینه‌سازی فراابتکاری انجام شده است و در نهایت جواب بهینه برای دو پیکربندی متداول ماهواره مقایسه شده است.*

**واژه‌های کلیدی:** طراحی مدار، بهینه‌سازی، ماهوارهٔ سنجش از دور، زیرسیستم تأمین توان الکتریکی، کنترل دما

## علائم و اختصارات

| | |
|---|---|
| زمان سایه مداری | $\mathbf{T_e}$(Min) |
| دوره مداری | $\mathbf{P}$(Min) |
| ارتفاع | $\mathbf{H}$(Km) |
| شعاع زمین | $\mathbf{R_E}$(Km) |
| زاویه بردار خورشید با صفحه مدار | $\boldsymbol{\beta}$(Deg) |
| توان تولیدی در اولین روز مأموریت | $\mathbf{P_{BOL}}$(W) |
| توان تولیدی در آخرین روز مأموریت | $\mathbf{P_{EOL}}$(W) |
| زاویه گره صعودی | **RAoAN**(Deg) |
| زاویه آزیموت | $Az_p$(Deg) |
| زاویه فراز | $El_p$(Deg) |
| راندمان آرایه‌ها | $\mathbf{E_{array}}$(Percent) |
| افت ذاتی سلول‌های خورشیدی | $\mathbf{d_{inherent}}$(Percent) |
| شار تابشی مؤثر خورشید | $\boldsymbol{\varphi_{eff}}$(W/m$^2$) |
| عمر مأموریتی | $\mathbf{T_{mission}}$(Year) |
| ضریب افت سلول‌های خورشیدی | $\mathbf{d_{array}}$(Percent) |
| توان تولیدی ماهواره در هر لحظه | $\mathbf{P_{Generat}}$(W) |
| توان مورد نیاز ماهواره در هر لحظه | $\mathbf{P_{Require}}$(W) |
| کمترین توان مورد نیاز برای حفظ و بازیابی ماهواره | $\mathbf{P_{min\ power\ for\ life}}$(W) |
| مجموع حرارت وارده به ماهواره | $\mathbf{Q_{Total}}$(W) |

## مقدمه

در فرایند طراحی مفهومی یک ماهواره، طراحی و تحلیل مدار بخشی است که اثر والدینی[۴] روی دیگر زیرسیستم‌ها دارد. معمولاً

۱. کارشناسی ارشد
۲. استادیار
۳. استادیار (نویسنده مخاطب)

4. Parents effect

**دریافت مقاله: ۹۴/۱۱/۲۰ ، تأیید مقاله: ۹۵/۱۱/۰۶**

براساس مشخصات پرتابگر، سایت پرتاب در دسترس و موقعیت ایستگاه‌های زمینی، محدودهٔ پارامترهای مداری مشخص و در ادامه براساس نیازمندی‌های مأموریتی محاسبات دقیق مداری انجام می‌شود. شایان ذکر است که اگر محدودیتی در پرتابگر، سایت پرتاب و ایستگاه زمینی نباشد، معیار اصلی طراحی مدار الزامات و مطلوبیت‌های مأموریتی است. مواردی مثل زمان ملاقات مجدد و عرض ناحیهٔ جاروب بار محموله، عمر مأموریتی، کمینه شدن سوخت مورد نیاز برای حفظ مدار و مانور وضعیت از جمله الزامات و مطلوبیت‌های مأموریتی به شمار می‌روند [۱].

در این تحقیق براساس نتایج حاصل از کد جامع طراحی پلتفرم ماهوارهٔ سنجش از دور، برای یک محدودهٔ عملکردی مشخص از پوشش زمین، قدرت تفکیک‌پذیری، زمان ملاقات مجدد و دقت نشانه‌روی، کران بالا و پایین جرم، حجم و توان مورد نیاز ماهواره محاسبه شده است. فرضیات اساسی این تحقیق عبارت است از:

۱. حجم تجهیزات داخلی ماهواره با تغییرات پارامترهای مداری تغییر نمی‌کند.
۲. توان مورد نیاز زیرسیستم‌های ماهواره با تغییر ارتفاع به طور غیر خطی تغییر می‌کند.
۳. چیدمان آرایه‌های خورشیدی به صورت بدنه‌ای است.
۴. مدار مأموریتی خاصیت خورشیدآهنگی دارد.

هدف طراحی مداری است که علاوه بر تضمین کردن پشتیبانی انرژی الکتریکی مورد نیاز ماهواره، کمترین بار حرارتی تحمیلی بر ماهواره را نیز همراه داشته باشد. از آنجاکه به طور اساسی این دو هدف با هم در تضاد است (برای داشتن بیشینهٔ توان تولیدی، در معرض تابش مستقیم قرار گرفتن مدار به طور دائم مطلوبخواهد بود که این حالت بار حرارتی شدید برای ماهواره دربر خواهد داشت)، بنابراین، یک مسئلهٔ بهینه‌سازی چندهدفه و چند موضوعی پیش رو خواهد بود که با توجه به پیچیدگی مسئله و ناهموار بودن فضای طراحی نیازمند استفاده از روش‌های فرابتکاری[5] برای جستجوی نقطهٔ بهینه است.

## تأمین انرژی الکتریکی ماهواره

وظیفهٔ زیرسیستم تأمین انرژی الکتریکی ماهواره فراهم کردن انرژی مورد نیاز زیرسیستم‌های ماهواره در روز و شب مداری است. منبع اصلی تولید انرژی در ماهواره‌های سنجش از دور مستقر در مدار کم ارتفاع زمین[6] مبدل‌های فتوولتائیک است. این مبدل‌ها که شامل انواع سلول‌های خورشیدی می‌شود باید بتواند توان مورد نیاز زیرسیستم‌ها در روز مداری را تولید و همچنین، باتری‌های مورد نیاز برای فعالیت ماهواره در شب مداری را شارژ کند [۱].

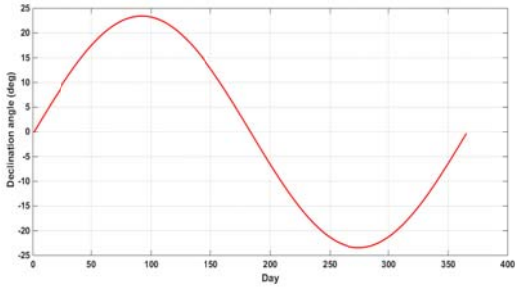
### زمان سایهٔ مداری

مدت زمان در سایه بودن مدار را می‌توان مهم‌ترین پارامتر مداری در تعیین الزامات دیگر زیرسیستم‌ها و حتی سرنوشت کل مأموریت دانست.مشخصات اساسی زیرسیستم‌هایی مثل زیرسیستم تأمین توان الکتریکی، زیرسیستم کنترل دما و عمر عملیاتی اجزای آنها به‌شدت توسط مقدار در سایه بودن مدار محدود می‌شود.

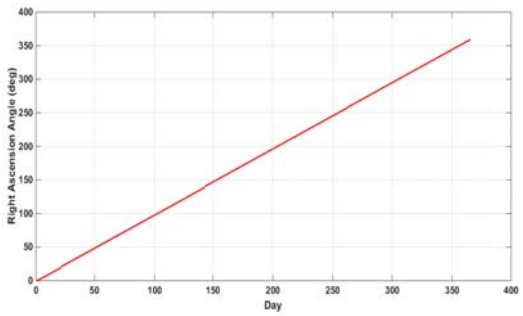
از این‌رو، رسیدن به یک تخمین نزدیک به واقعیت از این پارامتر می‌تواند به یک جهت‌گیری دقیق‌تر در راستای یک طراحی حساب‌شده منجر شود. به علاوه، داشتن یک تخمین مناسب از تغییر سالیانه در زمان روز و شب مداری برای تصمیم‌گیری بهینه در فرایند طراحی بسیار حیاتی است [۱].

برای فراتر رفتن از یک تخمین سطحی متداول، مجموعه‌ای از روابط مثلثاتی و تبدیل مختصات نجومی پیش رو خواهد بود، علاوه بر ارتفاع مداری، شیب مداری، زاویهٔ گرهٔ صعودی، انحراف صفحهٔ استوای زمین نسبت به صفحهٔ استوای خورشید و موقعیت زاویه‌ای زمین نسبت به خورشید بر محاسبهٔ مدت زمان در سایه بودن موثر است [۱].

در شکل (۱) نرخ تغییرات زاویهٔ انحراف صفحهٔ استوای زمین نسبت به صفحهٔ استوای خورشید و در شکل (۲) نرخ تغییرات موقعیت زاویه‌ای زمین حول خورشید از راستای اعتدال بهاری در طول یک سال نشان داده شده است.




**شکل ۱**- تغییرات زاویهٔ انحراف صفحهٔ استوای زمین نسبت به صفحهٔ استوای خورشید




**شکل ۲**- تغییرات موقعیت زاویه‌ای زمین حول خورشید در طول یک سال

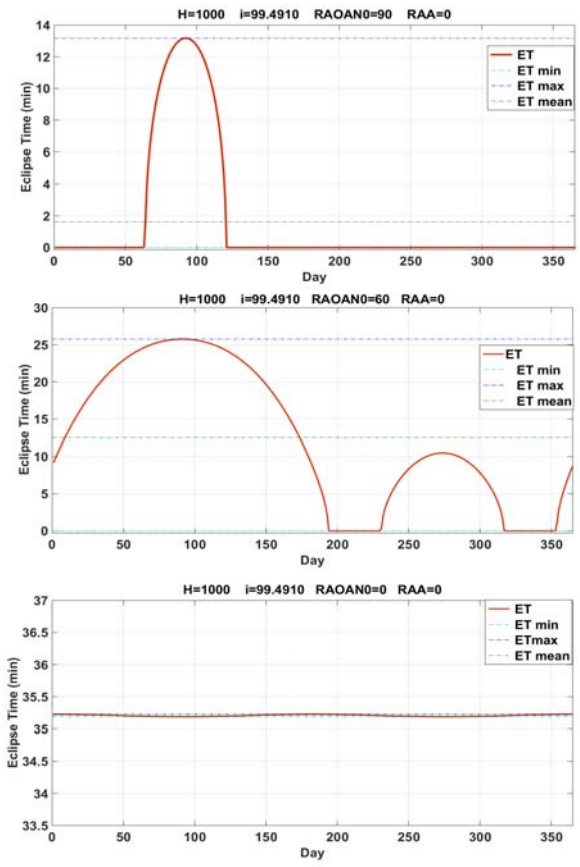
5. Metaheuristic
6. LEO

زمان سایهٔ مدار از رابطهٔ (۱) محاسبه می‌شود [۲]:

$$\begin{cases} T_e = \left(\frac{P}{180}\right) cos^{-1}\left[\frac{(H^2+2R_EH)^{1/2}}{(R_E+H)\cos\beta}\right] & if\ |\beta| < |\beta^*| \\ T_e = 0 & if\ |\beta| \geq |\beta^*| \end{cases} \quad (۱)$$

در رابطهٔ (۱)، β زاویهٔ صفحهٔ مدار با بردار خورشید است. همچنین، $\beta^*$ زاویهٔ بتای مدار در جایی است که سایه شروع می‌شود [۲].

در شکل (۳) نتایج حاصل از شبیه‌سازی زمان سایه در طول یک سال برای مدارهای خورشید آهنگ با ارتفاع و شیب ثابت، اما زمان محلی متفاوت نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل (۳) مشهود است، با تغییر زمان محلی مدار، پروفیل زمان سایه بسیار متفاوت خواهد بود.

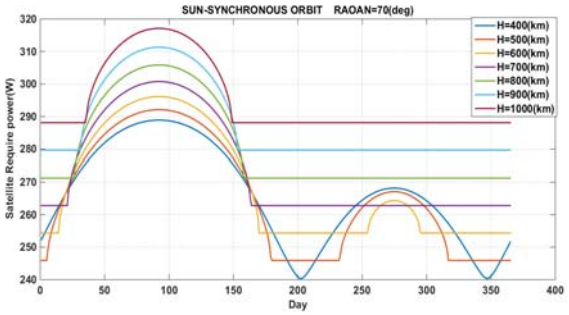



**شکل ۳**- زمان سایه برای مدارهایی با ارتفاع و شیب یکسان و زمان محلی متفاوت در طول یک سال

## توان تولیدی مورد نیاز ماهواره

یکی از تعاریف تئوری توان تولیدی مورد نیاز ماهواره عبارتست از: میزان توانی که درستی عملکرد مأموریت ماهواره را در تمام عمر مأموریتی خود تضمین کند. البته در شرایط عملیاتی برای کنترل شرایط پیش‌بینی‌نشده یا دنبال کردن هدفی خاص، سناریوهایی پیشنهاد می‌شود که این تعریف را تغییر خواهد داد. توانی که سلول‌های خورشیدی باید تولید کند از رابطهٔ (۲) محاسبه می‌شود [۳]:

با تغییر ارتفاع مداری، توان مورد نیاز زیرسیستم‌ها در روز و شب مداری و همچنین، زمان سایهٔ مداری تغییر خواهد کرد. در شکل (۳) نتایج شبیه‌سازی توان مورد نیاز ماهواره برای یک مأموریت مشخص برحسب ارتفاع نشان داده شده است.




**شکل ۴**- مقدار توان مورد نیاز ماهواره در طول سال در ارتفاع‌های مختلف

## زاویهٔ تابش خورشید به آرایه‌های خورشیدی

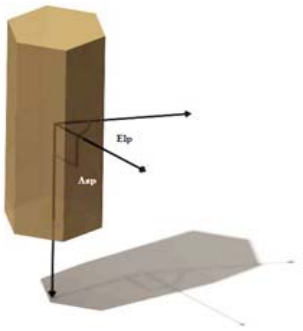
دانستن زاویهٔ تابش خورشید که بین بردار عمود هر سطح ماهواره و بردار تابش خورشید اندازه‌گیری می‌شود، در محاسبات مربوط به زیرسیستم‌های توان، سازه و حرارت اهمیت زیادی دارد. آرایه‌های خورشیدی روی ماهواره اغلب برای تولید حداکثر توان سازماندهی می‌شود. پارامتری که با کسینوس زاویهٔ برخورد خورشید در ارتباط است. مقدار این زاویه برای تحلیل پیکربندی اصلی ماهواره و تعیین نحوهٔ قرارگیری آرایه‌های خورشیدی (آرایهٔ بازشونده[۷] یا ثابت روی بدنه[۸]، خورشید چرخان[۹]) و هندسهٔ بهینهٔ ماهواره کلیدی است. این پارامتر همچنین،بر تعیین و تحلیل بارهای حرارتی ماهواره مؤثر است. زاویهٔ تابش خورشید را می‌توان از کسینوس جهت بردار عمود سطح و بردار خورشید استخراج نمود.محاسبهٔ بردار عمود سطح تابعی از هندسهٔ ماهواره است [۴].

با انتخاب مناسب زوایای آزیموت و فراز سطح ، بردار عمود سطح بیانگر ریاضی کل سازهٔ ماهواره خواهد بود. سطح‌های مختلف ماهواره توسط آزیموت و فراز در یک سیستم مختصات ثابت بدنی تعریف می‌شود. با فرض اینکه ماهواره‌های سنجش از دور معمولاً روبه زمین نشانه‌روی می‌شود، تمامی پیکربندی‌ها زاویهٔ آزیموت یکسان خواهد داشت (۹۰ درجه از ندیر) ولی زاویهٔ فراز به ازای هر سطح تغییر خواهد کرد. در شکل (۵) مدل کلی یک ماهواره سنجش از دور با فرض نشانه‌روی مستقیم[۱۰] نمایش داده شده است [۵].

محاسبهٔ زاویهٔ مؤثر تابش خورشید به انتقال بردار عمود سطح

7. Deployable arrays
8. Body-mounted
9. Sun tracking array
10. Nadir to nadir

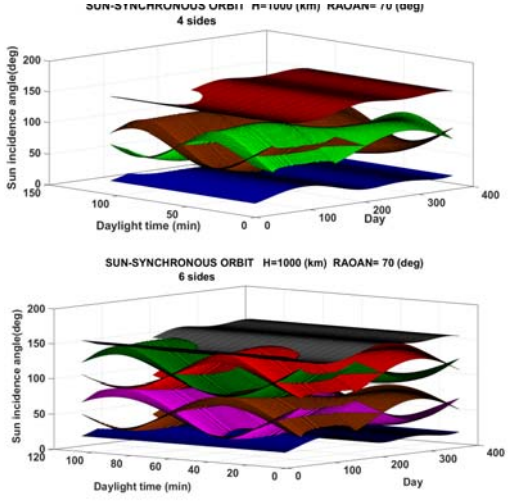
ماهواره از چارچوب ثابت بدنی به مرکز زمینی نیاز دارد. ایـن انتقـال نیازمند فرض وضعیت ماهواره در یک مدار است. با توجه به نوع مأموریـت ماهواره، می‌توان فرض کرد که یک محور به طور دائم در جهـت نـدیر و محور دیگر به سوی قطب مدار است. همچنین، فرض می‌شود ماهواره به یکی از روش‌های گرادیان جاذبه، سه‌محوره یا چرخشی پایدارسازی شـده است. این فرض یک تخمین مناسب برای مأموریت‌های سـنجش از دور زمین است، زیرا یک محور همواره در جهت ندیر قرار دارد. ایـن موضـوع دید دائمی زمین را سبب می‌شود. در این حالت می‌توان تغییـر مختصـات هر یک از سطح‌ها در یک مدار را به‌راحتی در چارچوب مختصات اینرسـی مدار با چرخش زاویه‌ای حول یک محور تشریح کرد.




**شکل ۵**- مدل کلی ماهوارهٔ سنجش از دور

در شکل (۶) نتایج شبیه‌سازی زاویهٔ تابش خورشید با هریک از پنل‌ها برای یک ماهوارهٔ چهاروجهی و شش‌وجهی در طول یک سال نشان داده شده است.

تغییرات زاویهٔ تاش خورشید نشان داده‌شده در شکل (۶) پایهٔ تعیین توان تولیدی توسط آرایه‌های خورشیدی در طول مأموریت است. محاسبهٔ جزئیات مقدار توان تولیدی توسط هر آرایه، می‌تواند برای بهینه‌سازی توان کل تولیدی به کار رود.




**شکل ۶**- تغییرات زاویهٔ تابش خورشید با هر یک از وجه‌های جانبی ماهواره در حالت شش و چهار وجهی

## محاسبهٔ توان قابل تولید ماهواره

مقدار تولید انرژی در شروع مأموریت$P_{BOL}$ به زاویهٔ تابش خورشید به آرایه‌ها بستگی دارد.

مقدار انرژی تولیدی با کسینوس زاویهٔ تابش خورشید و بردار نرمال صفحه متناسب است. با استفاده از رابطهٔ (۳) می‌توان مقدار $P_{BOL}$ را محاسبه کرد [۳، ۶-۷].

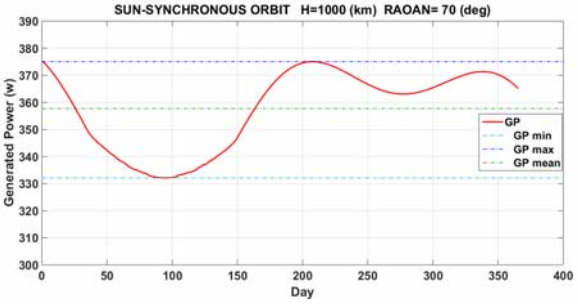
$$P_{BOL} = \varphi_{eff} . E_{array} . d_{inherent} \quad (۳)$$

که $\mathbf{E_{array}}$ راندمان آرایه و تابعی از جنس آناست. $\mathbf{d_{array}}$ افت ناشی از نصب آرایه‌ها، اثرات تغییر دما و سایه‌های احتمالی دیگر اجزای ماهواره است. مقدار این پارامتر را ۰/۷۷ در نظر گرفته می‌شود [۳، ۶-۷].

در رابطهٔ (۳) $P_{EOL}$ توان قابل تولید در زمان پایان مأموریت است. به علت افت انرژی تولیدی توسط آرایه‌ها در طول مأموریت و قید انجام موفقیت‌آمیز مأموریت تا آخرین روز آن، ملاک طراحی توان قابل تولید در زمان پایان مأموریت است که می‌توان این توان را از رابطهٔ (۴) محاسبه کرد [۳، ۶-۷]:

$$P_{EOL} = P_{BOL}(1 - d_{\text{inherent}})^{T_{mission}} \quad (۴)$$

$\mathbf{T_{mission}}$ عمر مأموریت برحسب سال و$\mathbf{d_{inherent}}$ ضریب افتذاتی تولید انرژی آرایه‌هاست که تابعی از جنس آرایه است. در شکل (۷) نتایج شبیه‌سازی توان قابل تولید یک ماهوارهٔ شش‌وجهی با آرایه‌های متصل به بدنه در طول یک سال نشان داده شده است.




**شکل ۷**- میانگین توان تولیدی روزانهٔ ماهواره در طول یک سال

## کنترل دمای ماهواره

در فـضا انرژی ناشی از تابش الکترومغناطیسی واردشده به ماهواره به گرما تبدیل مـی‌شود.به همین دلیل، این موضوع مهم‌ترین مسئله در چالش حرارتی ماهواره خواهد بود.زیرسیستم کنترل دما در ماهواره وظیفهٔ کنترل تغییرات دمای قطعات مختلف و زیرسیستم‌های ماهواره را در محدوده‌های مجاز دمایی بر عهده دارد،زیرا ماهواره در محیطی حرکت می‌کند که شارهای حرارتی روی مرزهای خارجی و همچنین، هریک از زیرسیستم‌های آن،

تغییراتی خارج از محدودهٔ عملکردی هریک از زیرسیستم‌ها دارد.با شروع حرکت مـاهواره در مدار، هریک از زیرسیستم‌ها تحت تاثیر بارهای حرارتـی داخلی و خارجی ماهواره قرار می‌گیرد که این امر سبب بروز تغییرات دمایی زیرسیستم‌ها هنگام حرکت ماهواره در مدار خواهد شد.زیرسیستم کنترل دما با کنترل دمای زیرسیستم‌های مختلف، آنها را در محدودهٔ دمایی مجاز خود نگاه می‌دارد [۱].

## منابع گرمایشی ماهواره

منابع گرمایشی یک ماهواره در مدار کم‌ارتفاع زمین شامل ۴ مورد زیر است [۲، ۸-۱۰]:

۱. شار تابشی خورشید

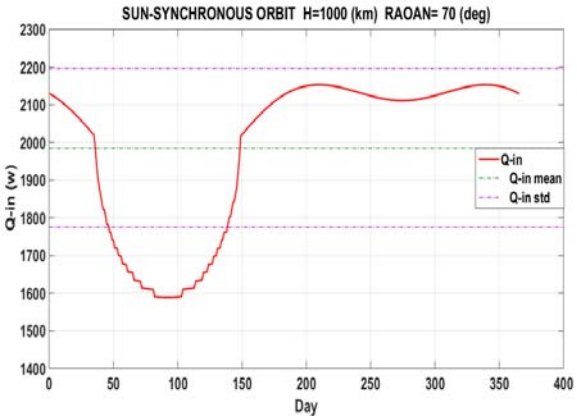
۲. آلبدو زمین

۳. امواج حرارتی زمین

۴. اتلاف‌های الکتریکی ماهواره

## شار تابشی خورشید

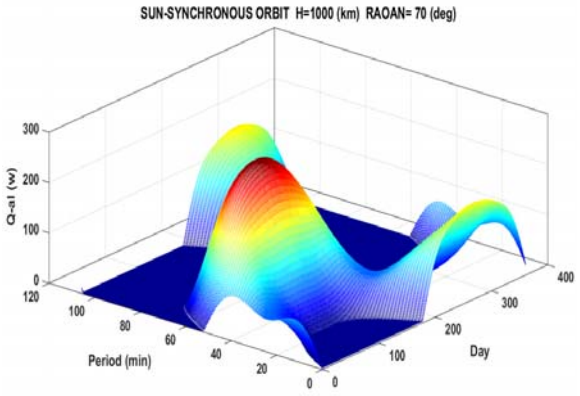
این عامل معمولاً سهم عمده‌ای در گرمایش ماهواره بر عهده دارد. شار تابشی خورشید در روزهای مختلف سال متفاوت است که علت آن، بیضی بودن مدار زمین به دور خورشید است. مقدار شار تابشی خورشید از ۱۳۲۲ وات بر متر مربع در اول تابستان تا ۱۴۱۴ وات بر متر مربع در اول زمستان متغیر است [۸]. شارحرارتی ورودی به ماهواره از سمت خورشید تابعی از زاویهٔ تابش خورشید با ماهواره است. در شکل (۸) نتایج حاصل از شبیه‌سازی شار حرارتی ورودی به یک ماهوارهٔ شش‌وجهی نمایش داده شده است که وجوه جانبی آن با آرایه‌های خورشیدی پوشیده شده و همان‌طور که مشهود است در روزهایی از مأموریت که بخشی از مدار در سایه قرار دارد، حرارت وارده به ماهواره به‌شدت کاهش می‌یابد.




**شکل ۸**- حرارت وارده به ماهواره ناشی از تابش مستقیم خورشید به بدنهٔ ماهواره

## آلبدو زمین

در حقیقت، آلبدو زمین، بازتابش تشعشات خورشید در برخورد با زمین است، بسته به جنس و زاویهٔ برخورد در محل انعکاس روی زمین، این تشعشات بازتابش یافته شار تابشی متفاوتی دارد. با تحلیل آماری داده‌های ماهوارهٔ ERBE می‌توان یک رابطهٔ تقریبی بین مقدار ضریب تابشی آلبدو و عرض جغرافیایی زمین استخراج کرد. در شکل (۹) نتایج حاصل از شبیه‌سازی شار آلبدو وارده به یک ماهوارهٔ شش‌وجهی در طول یک سال نشان داده شده است.

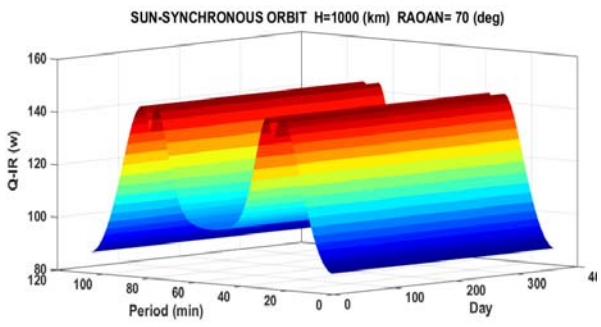



**شکل ۹**- حرارت ناشی از آلبدو وارده به ماهواره در دورهٔ مداری در طول یک سال

## امواج حرارتی زمین

زمین جسمی با ضریب صدور ۱ فرض می‌شود که دمای سطح آن در نقاط مختلف متفاوت است و از این‌رو، شار تابشی آن متفاوت خواهد بود. شار تابشی زمین به عوامل متنوعی مثل دمای هوا، پوشش ابرها، رطوبت اتمسفر و ... بستگی دارد که با تحلیل آماری داده‌های ماهوارهٔ ERBE می‌توان یک رابطهٔ تقریبی بین مقدار شار تابشی ناشی از تشعشات فروسرخ زمین و عرض جغرافیایی زمین استخراج کرد.

در شکل (۱۰) حرارت وارده به ماهواره ناشی از شار تابشی زمین در دورهٔ مداری ماهواره برای مدت یک سال نشان داده شده است.



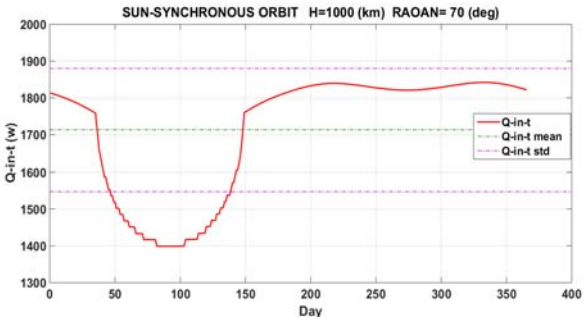

**شکل ۱۰**- حرارت وارده به ماهواره ناشی از شار تابشی زمین

### اتلافات الکتریکی ماهواره

یکی دیگر از عوامل گرمایش ماهواره اتلافات ناشی از عبور جریان الکتریکی از مدارهای الکتریکی ماهواره است. همواره بخشی از توان الکتریکی یک سیستم الکتریکی به علت وجود مقاومت‌ها تبدیل به گرما می‌شود و سطح دمای سیستم را افزایش می‌دهد. مقدار این حرارت به سطح ولتاژ و جریان کاری ماهواره و راندمان قطعاتوابسته است.

### مجموع حرارت وارده به ماهواره

با شبیه‌سازی تمام موارد یادشده می‌توان به معیاری برای حرارت وارده به ماهواره در طول مأموریت و تغییرات آن دست یافت. درشکل (۱۱) نتایج شبیه‌سازی حرارت وارده به ماهواره از مجموع عوامل مطرح‌شده برای یک ماهوارهٔ شش‌وجهی در مدار مشخص نشان داده شده است. با توجه به اینکه فرض شدهاست که آرایه‌های خورشیدی به بدنهٔ ماهواره متصل باشد، بخشی از شار حرارتی ورودی به انرژی الکتریکی تبدیل و از شار ورودی کاسته می‌شود.

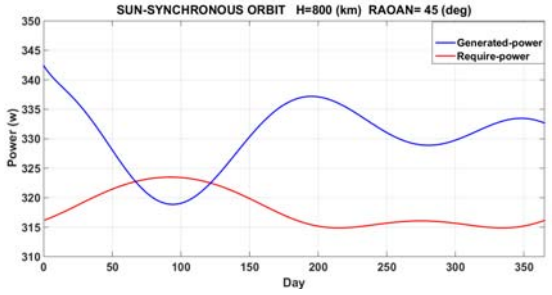



**شکل ۱۱**– مجموع حرارت ورودی به ماهواره

## طراحی بهینه

با پیشرفت فرایندهای طراحی، مسائلی مثل هزینه و قابلیت اطمینان در فرایند طراحی وارد شده است. در حقیقت، طراحان برای رسیدن به طرحی شکست‌ناپذیر و ارزان حریص‌تر شده‌اند، اما با وجود این هیچ‌گاه نمی‌توان همهٔ پیشامدهایی را پیش‌بینی کرد که یک سیستم در آینده با آن مواجه می‌شود. از این‌رو، همیشه به مصالحهٔ بین مطلوبیت‌ها و قیود نیاز خواهد بود. این امر به‌خصوص در حوزهٔ طراحی سیستم‌های فضایی بسیار بحرانی است که این سیستم‌ها پرهزینه و با قابلیت دسترسی کم هستند.

در فرایند طراحی ماهواره مبتنی برشبیه‌سازی دینامیک، موارد بسیاری هست که ماهواره در یک بخش بسیار کوچکی از دوران مأموریتی خود قادر به انجام تمام سناریوی مأموریت خود نیست، مثلاً در طراحی زیرسیستم تأمین انرژی ماهواره مطلوبیت از لحاظ هزینه، وزن، فناوری و قابلیت‌اطمینان استفاده از چیدمان بدنه‌ای آرایه‌های خورشیدی است. اما محتمل است در روزهایی از مأموریت، توان کافی برای تمام زیرسیستم‌های ماهواره تولید نشود. در شکل (۱۲) یکی از این موارد نشان داده شده است.




**شکل ۱۲**– توان قابل تولید و توان مورد نیاز یک ماهوارهٔ نوعی

با توجه به شکل (۱۲) در ۵۰ روز از سال، توان تولیدی کمتر از توان مورد نیاز ماهواره است که بیشینهٔ این کمبود حدود ۵ وات است.در حالی که در بقیهٔ روزهای مأموریت، توان تولیدی حدود ۲۰ وات از توان مورد نیاز بیشتر است.

در تحلیل‌های استاتیک در صورت بروز چنین شرایطی، گزینهٔ پیش رو، تغییر آرایه‌های خورشیدی یا تغییر چیدمان آن است که هردو هزینه‌بر یا احتمالاً غیر قابل دسترس خواهد بود.

اما در این تحقیق بر پایهٔ شبیه‌سازی برای کل دوران مأموریت ماهواره، این ایدهٔ جدید پیشنهاد شده است که برای ماهواره یک حد کمینهٔ توان با هدف تضمین برای حیات ماهواره در نظر گرفته شود (شامل فعال بودن سیستم‌های ارتباطی و کنترلی مود نرمال و...). این حد کمینه یک قید برای فضای طراحی شمرده می‌شود که نباید از این مرز گذشت. هدف طراحی، کمینه‌شدن تعداد روزهایی از مأموریت است که توان قابل تولید درصدی کمتر از توان مورد نیاز است و این درصد بستگی به نوع مأموریت، مدار مأموریتی و توان مورد نیاز ماهواره دارد.

در مورد کنترل دمای ماهواره نیز، با دانستن این حقیقت که گرادیان‌های شدید دمایی عملکرد زیرسیستم کنترل دما را پیچیده می‌کند و از طرفی، معمولاً طراحی و کاربرد گرم‌کننده‌ها ساده‌تر از خنک‌کننده‌ها و رادیاتورهاست (به‌خصوص در ماهواره‌های کوچک با محدودیت‌های ابعادی)، تابع هدف این طور تعریف می‌شود که مقدار شار حرارتی وارده به ماهواره کمینه باشد و در عین حال انحراف از معیار شار حرارتی ورودی در طول مأموریت نیز کمینه است. درحقیقت، با داشتن نرخ تغییرات ملایم در شار حرارتی، سناریوی ساده‌تری برای کنترل حرارت پیش رو خواهد بود و از طرفی، افت عملکرد عمر قطعات ناشی از گرادیان‌های حرارتی نیز کمینه خواهد شد.

## بیان ریاضی مسئلهٔ بهینه‌سازی

بیان ریاضی مسئلهٔ بهینه‌سازی به صورت زیر است:

$$\boldsymbol{Min\big(F(X)\big) = Min([f_1(X), f_2(X), f_3(X)])} \quad (۵)$$

$$\boldsymbol{f_1(X) = Number\ of\ day\ that: \Big(\big(P_{Generat}(X) - P_{Require}(X)\big) \le -\%a\ \big(P_{Require}(X)\big)\Big)} \quad (۶)$$

$$\boldsymbol{f_2(X) = Q_{Total}(X)} \quad (۷)$$

$$\boldsymbol{f_3(X) = Std\big(Q_{Total}(X)\big)} \quad (۸)$$

$$\boldsymbol{g(X) \le 0}$$
$$\boldsymbol{g(X) = P_{min\ power\ for\ life}(X) - P_{Generat}(X)} \quad (۹)$$

$$\boldsymbol{X = [x_1, x_2]}$$
$$\boldsymbol{400 \le x_1 = H \le 1000} \quad (۱۰)$$
$$\boldsymbol{0 \le x_2 = RAoAN \le 360}$$

که $P_{Generat}$ توان قابل تولید ماهواره و $P_{Require}$ توان مورد نیاز ماهواره است. $a$ درصدی از توان مورد نیاز است که به ازای مأموریت‌های مختلف تغییر می‌کند. $P_{min\ power\ for\ life}$ کمترین توان مورد نیاز ماهواره برای کنترل خود و حفظ ارتباط با ایستگاه زمینی است. $Q_{Total}$ کل حرارت ورودی به ماهواره ناشی از چهار منبع یادشده است.

همان‌طور که مشخص است این مسئله یک مسئلهٔ بهینه‌سازی مقید، معین و غیرخطی با متغیرهای پیوسته بر پایه شبیه‌سازی است. از این‌رو، استفاده از روش‌های فراابتکاری برای جستجوی بهینهٔ سراسری با احتمال موفقیت زیاد در دستور کار قرار گرفته است. در این تحقیق از روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات استفاده شده است.

الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات، که به نام الگوریتم پرندگان نیز مشهور است، یک خانواده از روش‌های هوش جمعی و یکی از الگوریتم‌های موفق در زمینهٔ بهینه‌سازی پیوسته و گسسته است. این روش بهینه‌سازی اولین بار در سال ۱۹۹۵ و با الهام از رفتار جمعی پرندگان و ماهی‌ها و به‌کارگیری مفاهیم الگوریتم‌های تکاملی معرفی شد. الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات مشابه با الگوریتم‌های تکاملی یک الگوریتم جمعیتی است که در آن تعدادی ذره که راه‌حل‌های کاندیدای یک تابع یا یک مسئله است، یک ازدحام (جمعیت) را تشکیل می‌دهد. این ذرات در فضای مسئله حرکت خواهد کرد و براساس تجربیات فردی خود و تجربیات جمعی سعی می‌کند تا راه‌حل بهینه در فضای جستجو را بیابد. ابعاد و غیرخطی بودن مسئله تأثیر زیادی بر این روش ندارد و نتایج خوبی در محیط‌های استاتیک، نویزی و محیط‌های به طور پیوسته در حال تغییر حاصل خواهد شد. این ویژگی‌ها علاوه بر سادگی پیاده‌سازی، نداشتن الزام بر پیوستگی تابع هدف و توانایی وفق دادن به محیط پویا سبب شده است که این الگوریتم در حوزه‌های بسیار مختلفی به کار برده شود [۱۱].

در جدول (۱) خروجی دو روش شبیه‌سازی تبرید و ازدحام ذرات برای تابع هدف کلی فهرست شده است.

**جدول ۱**- مقایسهٔ مقادیر به دست‌آمده از دو روش شبیه‌سازی تبرید و ازدحام ذرات

| | روش شبیه‌سازی تبرید | روش ازدحام ذرات |
|---|---|---|
| کمترین مقدار به دست‌آمده برای تابع هدف (بی بعد شده) | ۳۰/۳۷۱۹ | ۲۴/۷۹۹۳ |

با توجه به جدول (۱) مقادیر به‌دست‌آمده از روش ازدحام ذرات به کمینهٔ سراسری نزدیک‌تر است. همچین، این روش به مقداردهی اولیه وابسته نیست، در حالی که در روش شبیه‌سازی تبرید به مقداردهی اولیه برای متغیرهای طراحی نیاز است و از آنجایی که روش شبیه‌سازی تبرید از یک الگوریتم محلی برای جستجوی بهینهٔ سراسری استفاده می‌کند، خروجی الگوریتم به نقطهٔ اولیه وابسته است. از این‌رو، روش بهینه‌سازی ازدحام ذرات برای حل این مسئلهٔ بهینه‌سازی انتخاب می‌شود.

## نتایج طراحی بهینه

در این بخش نتایج طراحی بهینه برای یک مأموریت سنجش از دور با ویژگی‌های جدول (۲) به ازای حالت‌های مختلف تک‌هدفه و چندهدفه برای دو پیکربندی متداول شش و چهاروجهی ارائه شده است.

**جدول ۲**- مشخصات مأموریتی ماهواره

| نوع پیکربندی | چهاروجهی | شش‌وجهی |
|---|---|---|
| مأموریت | سنجش از دور | سنجش از دور |
| عمر مأموریتی | یک سال | یک سال |
| توان مورد نیاز زیرسیستم‌ها در روز مداری | $P_D$ =۰/۰۶۷۵(H) +۱۶۳ | $P_D$ =۰/۰۶۷۵(H) +۱۶۳ |
| توان مورد نیاز زیرسیستم‌ها در شب مداری | $P_E$ =۷۰(w) | $P_E$ =۷۰(w) |
| حجم داخلی مورد نیاز تقریبی | ۱/۲۱۹۷ | ۱/۲۶۲۷ |
| مساحت جانبی | ۵/۲۲۶۹ | ۴/۸۶ |
| مساحت صفحات بالایی و پایینی | ۰/۸۷۱۲ | ۰/۹۳۵۳ |
| مساحت کل | ۶/۰۹۸ | ۵/۷۹۵۳ |

در پیکربندی چهاروجهی حجم داخلی مورد نیاز حدود ۳٪ کمتر از حالت شش‌وجهی است، در حالی که مساحت جانبی آن

حدود ۷٪ بیشتر از حالت شش‌وجهی و مساحت صفحات بالایی و پایینی آن حدود ۷٪ کمتر از حالت شش‌وجهی و در مجموع مساحت کل حدود ۵٪ بیشتر از حالت شش‌وجهی است که این به معنی داشتن مساحت بیشتری از سلول‌های خورشیدی و سطوح گیرندهٔ شارهای حرارتی است.

در جدول (۳) نتایج طراحی بهینه برایدو پیکربندی مختلف ماهواره به ازای توابع هدف گوناگون فهرست شده است و با نگاهی کلی به آن این حقیقت آشکار می‌شود که پیکربندی شش‌وجهی با سطح آرایهٔ خورشیدی کمتری می‌تواند نیازمندی‌های مأموریتی را برآورده سازد. از طرفی، بیشتر تفاوت ساختارهای چهار و شش‌وجهی در رابطه با کمینهٔ بار حرارتی ورودی به ماهواره است.در مورد کمینهٔ بار حرارتی اعمالی، با توجه به مدار بهینه، کمینگی ساختار چهاروجهی نسبت به ساختار شش وجهی را می‌توان ناشی از کوچک‌تر بودن سطوح بالایی و پایینی ماهواره در ساختار چهاروجهی دانست.

در مدارهای خورشیدآهنگ با زاویهٔ گرهٔ صعودی صفر در تمام دوران مأموریتی ماهواره، بخشی از مدار ماهواره همواره در سایه قرار می‌گیرد و مدت زمان سایه نیز تغییرات زیادی ندارد. از این‌رو، این میانگین بار حرارتی وارده به ماهوارهو انحراف معیار آن در طول سالبرای این نوع مدارها کمینه است.

بیشینهٔ توان تولیدی در هردو ساختار تقریباً یکسان است که با توجه به سطح بیشتر قابل نصب برای آرایه‌های خورشیدی در ساختار چهاروجهی می‌توان نتیجه گرفت که ساختار شش‌وجهی از لحاظ تأمین انرژی بهینه‌تراست و به سطح آرایهٔ خورشیدی کمتری نیاز دارد.

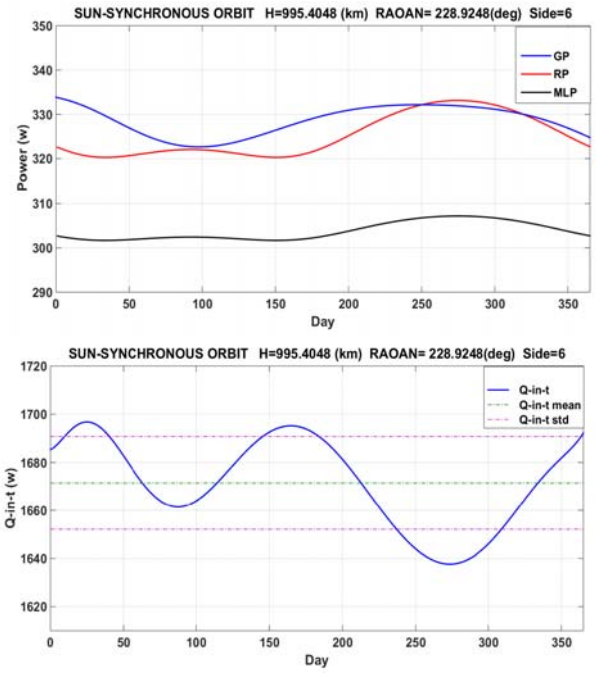
**جدول ۳**- نتایج طراحی بهینه برای دو پیکربندی مختلف ماهواره

| پیکربندی / پارامتر | چهاروجهی | شش‌وجهی |
|---|---|---|
| بهترین مقدار تابع هدف اصلی و مقادیر متغیرها متناظر آن | ۴۲/۵۱۲۸<br>H=۴۲۷/۱۷۴۱(km)<br>RAoAN=۲۱/۹۱۸(deg)<br>Inclination=۹۷/۱۵۸۱ (deg) | ۲۴/۷۹۹۳<br>H=۹۹۵/۴۰۴۸ (km)<br>RAoAN= ۲۲۸/۹۲(deg)<br>Inclination=۹۹/۴۹۶۳ (deg) |
| بیشترینمیانگین توان تولیدی در طول سال با تضمینتوان مورد نیاز ومقادیر متغیرها متناظر آن | (۳۸۰/۳۵w)<br>H=(۴۰۰km)<br>RAoAN=۵۵ (deg)<br>Inclination=۹۷/۰۵۸ (deg) | (۳۸۰/۵۹w)<br>H=(۴۰۰km)<br>RAoAN=۹۰ (deg)<br>Inclination=۹۷/۰۵۸ (deg) |
| کمترین مقدار بار حرارتی وارده به ماهواره و مقادیر | ۱۲۷۸/۲(w)<br>H=۹۶۹/۵۰(km)<br>RAoAN=۰ (deg) | ۱۳۹۸.۲ (w)<br>H=۹۶۹/۵۰۷۵ (km)<br>RAoAN=۰(deg) |

| پیکربندی / پارامتر | چهاروجهی | شش‌وجهی |
|---|---|---|
| متغیرها متناظر آن | Inclination=۹۹/۳۷ (deg) | Inclination=۹۹.۳۷(deg) |
| کمترین انحراف معیار استانداردبار حرارتی اعمالی به ماهواره در طول سال ومقادیر متغیرها متناظر آن | ۱/۳۶۷۵<br>H=۹۷۱/۳۲ (km)<br>RAoAN=۰(deg)<br>Inclination=۹۹/۳۸ (deg) | ۱/۴۹۰۸<br>H=۹۷۱/۳۲۰۹ (km)<br>RAoAN=۰(deg)<br>Inclination= ۳۸۷/۹۹(deg) |

در مدارهای خورشیدآهنگ با زاویهٔ گرهٔ صعودی ۹۰ یا ۲۷۰ درج، با تغییر فصول بخشی از مدار ماهواره در سایه قرار می‌گیرد و در اکثر روزهای سال مدار ماهواره در سایه قرار نخواهد گرفت. با افزایش ارتفاع مداری در مدارهای خورشیدآهنگ مقدار زمان سایه و تعداد روزهایی کاهش می‌یابد که مدار در سایه قرار خواهد گرفت. از طرفی، باتوجه به جدول (۲) با افزایش ارتفاع توان مورد نیاز ماهواره نیز تا حدی افزایش می‌یابد. از این‌رو، برای رسیدن به بیشترین توان قابل تولید با رعایت قید توان مورد نیازباید مصالحه‌ای بین این دو برقرار شود.

در شکل (۱۳) مقادیر به ازای مدار بهینه برای ساختار شش‌وجهی نشان داده شده است.

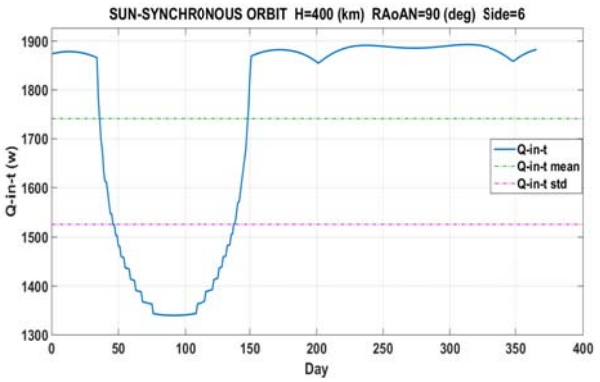



**شکل ۱۳**- مقادیر توان و حرارت به ازای مدار بهینه برای ساختار شش‌وجهی در طول سال

همان‌طورکه در شکل (۱۳) مشهود است، در تمام مدت یک سال مأموریت توان حیاتی ماهواره با حاشیهٔ متوسط ۲۵ وات تضمین

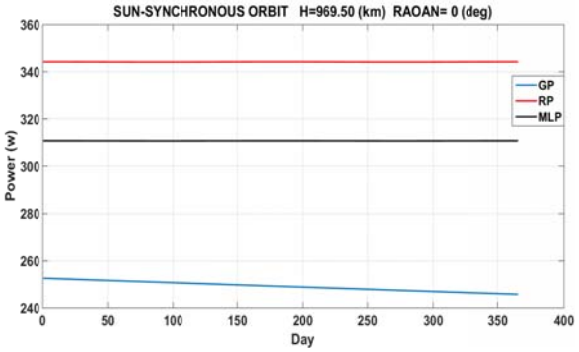
می‌شود. همچنین، در هیچ‌یک از روزهای مأموریتی اختلاف توان مورد نیازو توان تولیدی بیش از ۱ درصد توان مورد نیاز نخواهد بود (در بحرانی‌ترین حالت توان تولیدی ۱/۲ وات کمتر از توان مورد نیاز مأموریت است). این حاشیهٔ یک درصدی منفی به این علت لحاظ شده است که بتوان فضای طراحی را گسترش داد و مدارهای مطلوب از منظر کنترل حرارت را حفظ کرد.

با توجه به شکل، میانگین بار حرارتی ورودی به ماهواره حدود ۱۶۷۲ وات است که انحراف معیار آن ۱۹ واحد است. این در حالی است که طراحی بهینهٔ مدار با تک هدف توان تولیدی بیشینه، همان‌طور که در شکل (۱۴) مشهود است به طور میانگین ۱۷۴۱ وات بار حرارتی با انحراف معیار ۲۱۵ واحد به ماهواره اعمال می‌کند.



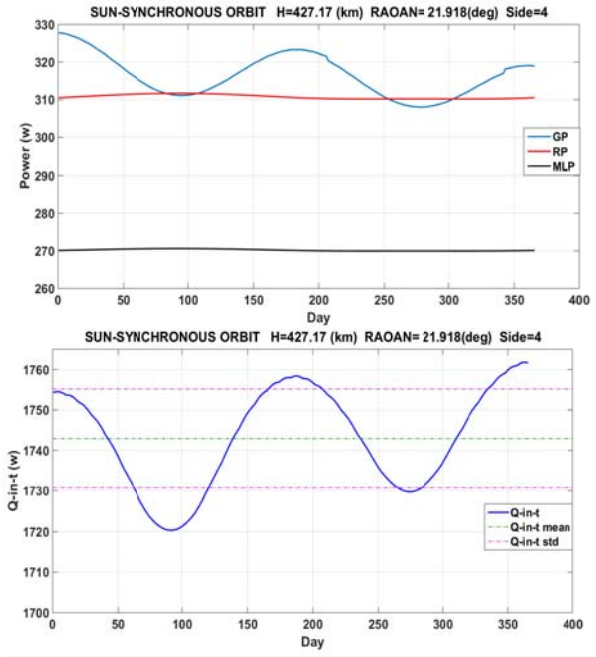

**شکل ۱۴**– بار حرارتی اعمالی به ماهواره در مدار بهینه‌شده بر پایهٔ بیشینهٔ توان تولیدی

از طرفی، اگر تنها معیار طراحی بهینه کمینه کردن بار حرارتی بود، همان‌طور که در شکل (۱۵) دیده می‌شود، هیچ تضمینی برای تأمین توان ماهواره وجود نداردو توان مورد نیاز حدود ۹۵ وات بیشتر از توان تولیدی است.




**شکل ۱۵**– مقادیر توان تولیدی و مورد نیاز در مدار بهینه‌شده براساس کمینه کردن بار حرارتی

در شکل (۱۶) مقادیر توان و حرارتبرای مدار بهینه برای ساختار چهاروجهی نمایش داده شده است. با توجه به شکل در تمام مدت یک سال مأموریت توان حیاتی ماهواره با حاشیهٔ متوسط ۴۵ وات تضمین می‌شود و همچنین، در هیچ‌یک از روزهای مأموریتی اختلاف توان مورد نیاز و توان تولیدی بیش از ۱ درصد توان مورد نیاز نمی‌شود (در بحرانی‌ترین حالت توان تولیدی ۲ وات کمتر از توان مورد نیاز مأموریت است).حرارت وارده به ماهواره به طور متوسط در طول سال حدود ۱۷۴۲ وات است که انحراف معیار آن بیش از ۱۲/۵ وات نیست.




**شکل ۱۶**– مقادیر توان و حرارت به ازای مدار بهینه برای ساختار چهاروجهی در طول سال

## جمع‌بندی

دو مفهوم تولید توان بیشینه و کاهش بار حرارتی اعمالی به ماهواره با یکدیگر تعارض دارد، اما می‌توان با استفاده از روش‌های بهینه-سازی چندهدفی و چندموضوعی و با در نظر گرفتن قیود منعطف عقلانی به نقطه‌ای بهینه رسید که هردو الزام تأمین توان و کنترل بار حرارتی ماهواره را ارضاء شود.

با توجه به مأموریت ماهواره در فاز عملیاتی، می‌توان با تعریف سناریوهایی که در آن برای روزهای محدودی از عمر مأموریتی ماهواره،بخشی از زیرسیستم‌های غیرحیاتی استندبای شود یا قراردادن یک باتری ظرفیت بالای کوچک برای پشتیبانی مأموریت در روزهایی که توان تولیدی کافی نیست، از تحمیل تغییراتی مثل تغییر چیدمان آرایه‌های خورشیدی یا جانمایی رادیاتورها و خنک‌کننده‌ها در ماهواره جلوگیری کرد. به کار بستن چنین ایده‌هایی منطقی به نظر می‌رسد به‌خصوص در شرایطی که صنایع فضایی به سمت تولید و به کار

بستن ماهواره‌های کوچک و کم‌هزینه با قابلیت اطمینان بالا رفته است.

درخصوص پیکربندی ماهواره می‌توان این‌طور نتیجه گرفت که برای انتخاب پیکربندی ماهواره علاوه بر معیارهایی مثل جانمایی داخلی، جرم و الزامات فرکانسی و استحکامی، باید معیارهای مربوط به الزامات توانی و حرارتی ماهواره را نیز مد نظر قرار داد.توان تولیدی ماهواره و شار حرارتی وارده در پیکربندی چهاروجهی نسبت به پیکربندی شش‌وجهی، حساسیت بیشتری به تغییر وضعیت ماهواره دارد و در حالتی که کنترل وضعیت ماهواره آسیب دیده یا مانور خاصی مد نظر است، این موضوع سبب پیچیدگی بیشتر فرایند کنترل ماهواره خواهد شد. در نهایت، با درنظر گرفتن توان تولیدی ماهواره و حرارت وارده به آن، در ساختار شش‌وجهی توان قابل تولید بیش از ساختار چهاروجهی و بار حرارتی وارده کمتر از ساختار چهاروجهی است. این شرایط بهینه برای هردو ساختار در حالتی رخ می‌دهد که مدار بهینه برای هریک از ساختارهای چهار و شش‌وجهی بسیار متفاوت از هم باشد.

## مراجع

[1]Saghari, A, "Satellite Conceptual Design Algorithmsunder Uncertainty," (Thesis M.Sc.) K. N. Toosi University of Technology, 2012, pp.17-87 (in Persian).

[2]Gilmore, D.G., *Spacecraft Thermal Control Handbook Volume I*, 2nd ed., David G. Gilmore, Ed. Virginia, U.S.A, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002, pp. 22-47.

[3]Wertzand, J.R. and Everett,D.F., *Space Mission Engineering: The New SMAD*, Microcosm Press, Hawthorne, CA, 2011, pp. 641-663.

[4]Taylor, E.R., *Evaluation of Multidisciplinary Design Optimization Techniques as Applied to the Spacecraft Design Process*, U.S.A, University of Colorado Department of Aerospace Engineering Sciences, 1999, pp.18-29.

[5]Saghari, S., Mirshams, M. and Jafarsalehi, A., "Comprehensive Algorithm and Code for Conceptual Design of an Earth Observation Satellite," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 7, No. 2, Summer 2014, (In Persia).

[6]Brown, C.B., *Elements of Spacecraft Design*, J. S. Przemlenleckl, Ed. Colorado, U.S.A, AIAA, 2002, pp. 315-369.

[7]Fortescue, P., *Spacecraft Systems Engineering*, 4th ed., Graham Swinerd,John Stark Peter Fortescue, Ed. UK, John Wiley & Sons, Ltd, 2011:351-355

[8]Anderson, B.J, *Guidelins for the Selection of Near-Earth Thermal Environment Parameters for Spacecraft Design*, NASA, 2001

[9]Rickman, S.L., *A Simplified, Closed-Form Method for Screening Spacecraft Orbital Heating Variations*, NASA-Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, Texas, 2002.

[10]Jacques, L., *Thermal Design of the Oufti-1nanosatellite*, (Thesis M.Sc.), University of Liège, 2009:1-37

[11]Nejati, M., *Particle Swarm Optimization (PSO)*, Research, Isfahan University of Technology, May 2015.