

بهینه‌سازی چندهدفی زیرسامانه تامین توان ماهواره بر مبنای جرم و توان تولیدی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۷/۰۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۳/۰۳

حسن ناصح^۱، فردین جمالی املشی^۲، علی محمودی^۳، ندا محمدی بادیزی^۲، محمدرضا بختیاری^۲

۱- استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، hnaseh@ari.ac.ir

۲- کارشناسی‌ارشد، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

۳- استادیار، گروه مهندسی هوافضا، واحد علوم و تحقیقات، دانشگاه آزاد اسلامی، تهران، ایران

چکیده

هدف از این مقاله، بهینه‌سازی زیرسامانه تامین توان ماهواره بر مبنای جرم و توان تولیدی می‌باشد. برای این منظور، تحلیل مدار ماهواره، برای تعیین زمان قرارگیری در سایه در نرم‌افزار STK^۱ صورت پذیرفته است و طراحی زیرسامانه تامین توان^۲ ماهواره براساس روابط تحلیلی موجود انجام و پارامترهای اصلی طراحی برای دستیابی به کمینه وزن این زیرسامانه بهینه‌سازی شده است. بدین منظور، ابتدا براساس ماهواره هدف (موجود)، ماهواره آرستد^۳، مدهای عملیاتی مداری و ماموریتی این ماهواره تدوین شده است و همچنین اطلاعات آماری زیرسامانه تامین توان آن نیز مشخص و استخراج شده است، سپس، طراحی زیر سامانه تامین توان بر مبنای روابط پارامتریک و تحلیل آماری و همچنین براساس شبیه‌سازی و تحلیل مداری ماهواره صورت پذیرفته است. در پایان به منظور مدل‌سازی مساله طراحی، تابع هدف طراحی و بهینه‌سازی، وزن زیرسامانه تامین توان در نظر گرفته شده است و پارامترهای اصلی طراحی تاثیرگذار بر تابع هدف، ظرفیت، عمق دشارژ، راندمان و چگالی باتری و مساحت آرایه‌های خورشیدی بوده است. شایان ذکر است، جنس خود باتری نیز بر تابع هدف بسیار موثر است، ولی با توجه به نوع باتری ماهواره مدنظر (نیکل کادمیم)، جنس باتری متغیر در نظر گرفته نشده است. در نهایت این مساله، با استفاده از الگوریتم ژنتیک، بهینه‌سازی انجام شده است. نتایج بدست آمده، نسبت به مقادیر زیرسامانه تامین توان ماهواره موجود، دقت روش و پیاده‌سازی را نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: زیرسامانه تامین توان، ماهواره، طراحی آماری، بهینه‌سازی چند هدفی، باتری

Multi-objective optimization of satellite power supply subsystem based on mass and power production

Hassan Naseh¹, Fardin Jamali Amlashi², Ali Mahmoodi³, Neda Mohammadi Badizi², Mohammad Reza Bakhtiari²

1- Assistant Professor, Ministry of Science, Research & Technology, Aerospace Research Institute, Iran, hnaseh@ari.ac.ir

2- M.Sc. graduate, Faculty Technical Engineering, Islamic Azad University of Science and Research Branch, Tehran, Iran.

3- Assistant Professor, Faculty Technical Engineering, Islamic Azad University of Science and Research Branch, Tehran, Iran.

Abstract

The purpose of this article is to optimize the power supply subsystem of the satellite based on mass and power production. For this purpose, the satellite orbit is to determine the time of placement in the shadow in Satellite Tool kit (STK) software, and the design of the satellite energy supply subsystem of existing analytical equations are done, and these main design parameters have been optimized to achieve the minimum weight of system. Then, the beginning of the target satellite, the Orsted satellite, the orbital and mission operational modes of this satellite has been compiled and the statistical information of its power supply subsystem has also been determined. Then, the design of the power supply sub-system is based on the parametric analysis and processing of statistical information and also based on the simulation and orbital analysis of the satellite. Finally, in order to model the design problem, the objective functions of design and optimization, the weight of the power supply subsystem has been considered, and the main design parameters affecting the objective function are capacity, depth of discharge, efficiency and density of the battery and the area of the arrays. It is worth mentioning that the type of battery itself is also very effective on the objective function, but considering the type of satellite battery considered (nickel-cadmium), the variable battery type is not considered. Finally, this problem has been optimized using genetic algorithm. The obtained results show the accuracy of the method and implementation compared to the values of the existing satellite power supply subsystem.

Keywords: Power Supply Sub-system, Satellite, Statistical Design, Multi-objective Optimization, Battery.

۲۳۱

سال ۱۳ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



۱. مقدمه

زیر سامانه تأمین توان ماهواره، به فرآیندهایی گفته می‌شود که وظیفه تأمین توان الکتریکی قابل استفاده برای تجهیزات، زیر سامانه‌ها و در واقع کل سامانه ماهواره را بر عهده دارند. بنابراین، هدف اصلی زیر سامانه تأمین توان الکتریکی ماهواره، تولید^۴، ذخیره‌سازی^۵ و توزیع توان به تمام زیر سامانه‌ها (بر حسب نیاز آن‌ها) در کلیه مراحل و فازهای عملیاتی است. تأمین توان ماهواره بایستی هم در زمان تابش (روز)^۶ و هم در زمان تاریکی (شب)^۷ انجام گیرد.

اکثر اجزاء و پارامترهایی که در هر مأموریت فضایی شرکت دارند، برای بقاء و کارآیی مطلوب و انجام بهینه^۷ وظایف بسیار مهم هستند و همگی آنها وابسته به زیر سامانه تأمین توان هستند.

هر سامانه تأمین توان، بسته به نوع مأموریت، مدت مأموریت، پیچیدگی تجهیزات استفاده شده، نوع و مشخصات مصرف توان هر یک از زیرسامانه‌ها، دارای طراحی و ساختار خاصی است. هر چقدر سامانه‌های فضایی، بزرگ‌تر شود، به تناسب هزینه‌ها بالا می‌رود و نیاز به طراحی زیر سامانه تأمین توان با قابلیت بهینه‌تر زیاد می‌شود. زیرا در اینگونه پروژه‌ها وزن در جایگاه بسیار مهمی قرار دارد.

با توجه به هدف و وظیفه زیرسامانه تأمین توان، می‌توان گفت، زیرسامانه تأمین توان به عنوان یکی از اصلی‌ترین زیرسامانه‌های ماهواره محسوب می‌شود که در موفقیت و شکست مأموریت ماهواره نقش بسزایی دارد. لذا به منظور بیان اهمیت موضوع، ماهواره به عنوان یک سامانه پیچیده هست که طی تحقیق انجام شده بر ۴۲۸ ماهواره مخابراتی پرتاب شده از سال ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۷، نرخ تعداد خرابی‌های ایجاد شده در

ماهواره‌ها که باعث شکست مأموریت شده است به ۸۵ خرابی در سال می‌رسد [۱]. طبق همین آمار، هزینه هر ماهواره GEO به طور میانگین ۳۰۰ میلیون دلار بوده است. لذا هزینه انجام پروژه‌های ماهواره‌ای GEO از سال ۲۰۰۰ تا ۲۰۱۷ در جهان حدوداً ۱۲۸۰۰۰ میلیون دلار بوده است. در صورتی که از دست رفتن مأموریت ماهواره‌های مخابراتی در این زمان سبب هدر رفت ۲۵۵۰۰ میلیون دلار در مدت ۱۷ سال در این نوع ماهواره شده است. این هزینه‌ی بسیار بالا سبب توجه بیشتر به امر کاهش مشکلات و خرابی‌های شده است. شرکت معصوم در سال ۱۳۸۱، زیرسامانه تأمین توان الکتریکی ماهواره‌ها را بررسی و به مدل‌سازی نرم‌افزاری بخش تنظیم توان، زیرسامانه تأمین توان ماهواره پرداخته‌اند [۲]. طاهربانه و همکارش در سال ۲۰۱۱، روشی برای تخمین توان تولیدی آرایه‌های خورشیدی ماهواره در انتهای مأموریت ارائه نمودند [۳]. ذبیحیان در سال ۱۳۹۱، مطالعات طراحی زیرسامانه تأمین توان به صورت آماری و پارامتری صورت پذیرفته است [۴].

فرد در سال ۱۹۸۸ به بررسی زیرسامانه تأمین توان ماهواره پرداخته و بارهای وارده به این زیرسامانه را توسط نرم افزار مدل‌سازی نموده‌اند [۵]. زهران در سال ۲۰۰۶ به مدل‌سازی زیر سامانه تأمین توان ماهواره‌های مدار LEO توسط نرم افزار متلب پرداختند [۶]. هنا در سال ۲۰۱۱ میلادی بر مبنای روش‌های ورتز، روشی برای طراحی مهندسی زیر سامانه تأمین توان ماهواره‌ها ارائه نمودند [۷-۸].

در مرجع [۹]، آناری و همکاران یک بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه، طراحی و پیاده‌سازی نمودند. که از دستگاه شبیه‌ساز آرایه‌های

خورشیدی، بار الکتریکی برنامه‌پذیر، رایانه شبیه‌ساز، باتری‌ها و بردهای شارژر و توزیع در این حلقه استفاده شده است. حالت آرام‌سازی ماهواره به دلیل تغییرات سریع و غیرقابل پیش‌بینی زاویه خورشید با صفحات خورشیدی و عدم امکان آزمایش واقعی آن بر روی زمین از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. این بستر سخت‌افزار در حلقه قابلیت استفاده برای راستی‌آزمایی و آزمون طراحی زیرسامانه توان الکتریکی برای هر نوع ماهواره را دارد.

در مرجع [۱۰]، میرشمس و همکاران، به ارائه‌ی روش تکمیلی برای طراحی زیرسامانه تأمین توان ماهواره پرداخته شده است. در کتاب‌های منتشر شده، مراجع [۱۱-۱۴]، مبانی حوزه مهندسی سامانه، طراحی و آنالیز ماموریت، المان‌های ماموریت فضایی و همچنین تاثیر مدار بر میزان جذب انرژی خورشید تبیین شده است.

در مرجع [۱۵]، رانیا حسن و همکاران با استفاده روش الگوریتم ژنتیک یک ماهواره مخابراتی را بهینه‌سازی چند هدفی نموده است و در مرجع [۱۶]، هایدیر و همکاران، انواع فناوری-های سامانه تأمین توان فضاپیماها ارائه نمودند. در مرجع [۱۷]، ناصح روش‌های بهینه‌سازی در چارچوب‌های بهینه‌سازی چندموضوعی مقایسه نموده است.

فلورنوی در مرجع [۱۸]، از نظر مدل‌سازی شرایط محیط فضا و شرایط بحرانی برای زیرسامانه باتری، می‌توان یکی از کامل‌ترین منابع این حوزه تا سال ۲۰۱۲ دانست. بنابراین استفاده-ی پارامترهای طراحی نظیر عمق دشارژ باتری و راندمان باتری در شرایط فضا با دقت خوبی امکان‌پذیر است. وانگ و همکاران در مرجع [۱۹] مسائل برنامه‌ریزی فاصله ماهواره و ایستگاه زمینی

(زمان رویت‌پذیری ماهواره‌ها و آنتن‌های ایستگاه زمینی با در نظر گرفتن محدودیت‌های عوارض زمین) برای سامانه ماهواره‌های ناوربی کشور چین، فرمول‌بندی شده است. در مرجع از روش‌های بهینه‌سازی تکاملی برای مساله مذکور استفاده شده است. سانگ و همکاران در مرجع [۲۰]، بهینه‌سازی نسل مدارهای بهینه ممکن با نگاه RGT⁸ ارائه شده است. در این بهینه‌سازی، متغیرهای طراحی، تغییرات ارتفاع مداری، زاویه تیلت (زاویه سمتی نسبت به صفحه ندیر) و توابع هدف (زمان ملاقات مجدد، قدرت تفکیک مکانی لحظه ای و قدرت تفکیک مکانی در نقطه ندیر) هستند. تانگ پاتاناگل در مرجع [۲۱]، بهینه‌سازی چندهدفی برای تصویربرداری ماهواره برای نواحی مشخص از سطح زمین با دو روش الگوریتم ژنتیک برمبنای کلید تصادفی (BRKGA)⁹ و جستجوی محلی چندهدفی برمبنای نشانگر (IBMOLS)¹⁰ صورت پذیرفته است.

از بررسی پژوهش‌های مراجع [۱-۲۱]، می‌توان حوزه‌های پژوهشی مرتبط با پژوهش حاضر را در سه شاخه دسته‌بندی نمود:

- ۱- توسعه‌ی روش‌های بهینه‌سازی، ۲- توسعه‌ی روش‌های طراحی زیرسامانه تأمین توان ماهواره،
- ۳- فرمولاسیون بهینه‌سازی زیرسامانه تأمین توان ماهواره با تعریف متغیرهای طراحی و توابع هدف مشخص. بنابراین، در تمامی این مراجع، از منطری و یا بخشی از این زیرسامانه بیشتر مورد توجه قرار گرفته است. در این تحقیق، با بررسی روش‌های موجود برای طراحی زیرسامانه تأمین توان و بهره‌گیری از روش‌های بکارگیری شده در این مراجع، به بهینه‌سازی دو هدفی زیرسامانه تأمین توان ماهواره با نگاه به مدهای عملیاتی و زمان قرار گیری در سایه پرداخته شده است. به





عبارت دیگر، در این تحقیق سعی بر یکپارچه‌سازی روش‌های قبلی برای دستیابی به روندنمای قابل استفاده در یک ماموریت عملیاتی شده است.

لذا در ادامه، در بخش دوم، مدهای عملیاتی ماهواره ارائه می‌شود. در بخش سوم، روندنمای پیشنهادی بهینه‌سازی سامانه تامین توان معرفی می‌شود. در بخش چهارم، پیاده‌سازی و ارزیابی روش پیشنهادی برای زیرسامانه تامین توان ماهواره نمونه موجود و نهایتاً جمع‌بندی و نتیجه‌گیری تدوین شده است.

۲. مدهای عملیاتی ماهواره

ماهواره‌ها براساس شرایط مداری و نوع محموله و همچنین مانورهای ماموریتی از پیش تعیین شده، دارای مدهای عملیاتی متفاوتی هستند. هر ماهواره به طور اختصار دارای مدهایی هست که در ذیل، برخی از آنها تشریح می‌شود [۴].

مد اضطرار

مدی که در آن کارکردهای ماهواره، با توجه به اتفاقی که رخ داده، کاهش پیدا کرده است و ماهواره فقط فعالیت‌های مانیتورینگ مربوط به زیرسامانه‌ها را انجام می‌دهد و زیرسامانه‌ها در وضعیت‌های ایمنی با کاهش توان کار می‌کنند.

مد تامین توان

در برخی ماهواره‌ها که تامین توان نمی‌تواند در حالت عادی به طور کامل انجام شود، ماهواره برای تامین توان خود مانورهایی برای سمت‌گیری آرایه‌ها به سمت خورشید انجام می‌دهد و توان بیشتری ذخیره می‌شود تا ماهواره در مد

ماموریتی توان ذخیره شده را استفاده کند.

مد خروج مداری

با توجه به قوانین و استانداردهای فضایی جهت عدم تولید زباله فضایی، نیاز است، پس از اتمام عمر ماهواره، ماهواره از مدار خارج شود و با توجه به مداری که قرار دارد یا به سمت جو هدایت و از بین می‌رود و یا در نقاط لاگرانژی قرار گیرد.

مد عملیاتی ماهواره یا محموله

مدی که در آن ماهواره ماموریت خود را انجام می‌دهد، معمولاً در این مد ماهواره بیشترین توان مصرفی خود را تجربه می‌کند، این توان هم از آرایه‌ها و هم از باتری‌ها تامین می‌شود و پس از آن ماهواره باتری خود را شارژ می‌کند و در صورت نیاز به مد تامین توان می‌رود.

۳. روندنمای پیشنهادی بهینه‌سازی سامانه تامین توان

در شکل ۱، روندنمای پیشنهادی بهینه‌سازی سامانه تامین توان، ارائه گردید. این روندنما دارای سه گام اصلی است: گام اول، محاسبه جرم زیرسامانه تامین توان براساس ماموریت؛ گام دوم، طراحی سامانه تامین توان و گام سوم، بهینه‌سازی. ورودی‌های این روندنما نیز پارامترهای اصلی طراحی زیرسامانه تامین توان، الزامات طراحی براساس شرایط ماموریتی و قیود طراحی زیرسامانه تامین توان هستند.

در این مساله طراحی، متغیرهای طراحی عبارتند از: عمق دشارژ و چگالی انرژی باتری و توابع هدف وزن باتری و توان تولیدی هستند.

۴. مبانی محاسبات مداری مربوط به زمان سایه

برای محاسبه زمان سایه، علاوه بر ارتفاع مداری، شیب مداری، زاویه گره صعودی، انحراف صفحه استوای زمین نسبت به صفحه استوای خورشید و موقعیت زاویه‌ای زمین نسبت به خورشید در محاسبه مدت زمان در سایه بودن موثر هستند (رابطه (۱)) [۲۲].

در رابطه فوق β زاویه صفحه مدار با بردار خورشید است. همچنین β^* زاویه بتای مدار در جایی است که سایه شروع می‌شود (رابطه (۲)) [۲۲].

$$\begin{cases} T_e = \left(\frac{1}{180}\right) \cos^{-1} \left[\frac{(H^2 + 2R_E H)^{1/2}}{(R_E + H) \cos \beta} \right] P \\ T_e = 0 \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \beta &= \sin^{-1}(\cos \delta \sin i \sin(\Omega \\ &- \alpha) + \sin \delta \cos i); \quad -90 \\ &\leq \beta \leq 90 \\ &\beta^* \end{aligned} \quad (2)$$

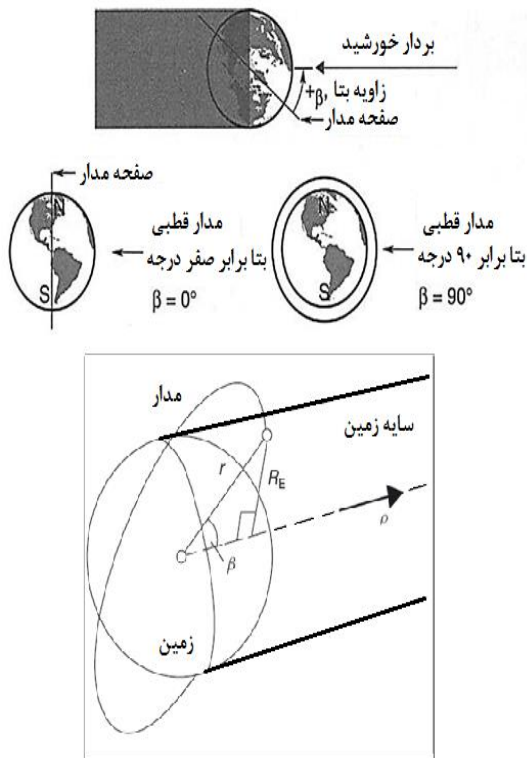
$$= \sin^{-1} \left[\frac{R_E}{(R_E + H)} \right]; \quad 0 \leq \beta^* \leq 90$$

با انجام شبیه‌سازی برای ۳۶۵ روز سال می‌توان به یک تخمین مناسب از زمان در سایه بودن مدار و روزهای بحرانی سال رسید.

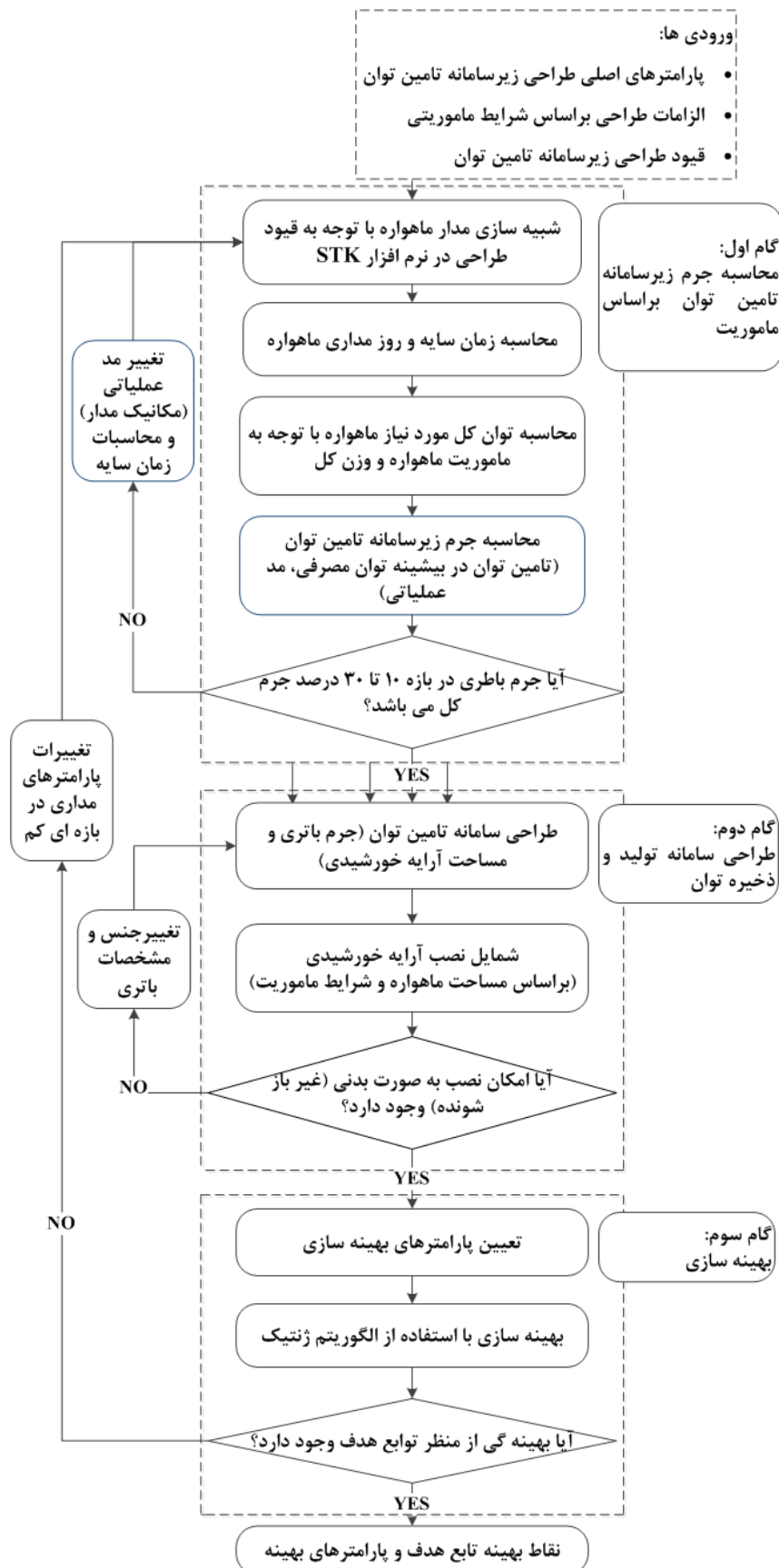
۵. ارزیابی و پیاده‌سازی روندنما

چنانچه در شکل ۱ ارائه گردید، روندنمای پیشنهادی بهینه‌سازی سامانه تامین توان دارای سه گام اصلی هست، که در ادامه هر یک از سه گام پیاده‌سازی می‌شوند.

قبل از پرداختن به تشریح گام‌ها، ابتدا ماهواره و ماموریت آن مشخص می‌شود.



شکل ۱. هندسه تابش خورشید و تشکیل سایه بر روی زمین [۲۳]



شکل ۱. روندنمای پیشنهادی به منظور بهینه‌سازی سامانه تامین توان

۵-۱. ورودی‌های روندنمای پیشنهادی

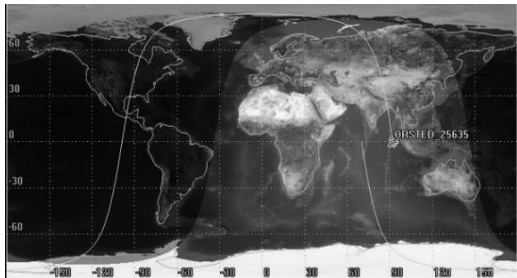
به منظور صحت‌گذاری و تبیین شرایط و الزامات طراحی، یک ماهواره آرستد با مشخصات جدول ۱، به عنوان ماهواره مبنا قرار می‌گیرد.

جدول ۱. مشخصات ماهواره

ردیف	پارامتر	مقدار	واحد
۱	جرم کل ماهواره	۶۰٫۷	کیلوگرم
۲	نوع مدار	دایروی (خورشیدآهنگ)	--
۳	ارتفاع مداری	۸۶۵-۶۴۶	کیلومتر
۴	شیب مداری	۹۹-۹۷	درجه
۵	پریود مداری	۱۰۰-۹۹	دقیقه
۶	نحوه قرارگیری آرایه خورشیدی	بدنی	--
۷	عمر ماهواره	۵	سال
۸	جنس باتری	نیکل-کادمیم	--
۹	جرم خشک ماهواره	۵۰	کیلوگرم
۱۰	ظرفیت باتری	۶	آمپر ساعت
۱۱	ماموریت ماهواره	علوم زمین	--
۱۲	جنس آرایه	گالیوم آرسناید	--
۱۳	جرم زیرسامانه تامین توان	۸٫۵	کیلوگرم
۱۴	چگالی انرژی باتری	۳۰-۲۵	وات ساعت بر کیلوگرم
۱۵	ابعاد ماهواره	۳۴۰×۷۲۰×۴۵۰	میلی متر مکعب
۱۶	توان مصرفی	۵۴	وات

به طور دقیق، برای مساحت مربعی ۱۰۰ کیلومتر در ۱۰۰ کیلومتر، آورده شده است. چنانچه مشخص است، در مجموع سطح پوشش ماهواره در این قسمت مورد مطالعه، ۱۰۰۵۱٫۲ کیلومتر مربع هست.

با توجه به مناطق هدف مد نظر در مد عملیاتی، بیشینه و کمینه مدت زمان پوشش‌دهی محاسبه و از این زمان در بهینه‌سازی جرم و توان باتری استفاده می‌شود.



شکل ۳. شبیه‌سازی مسیر پروازی ماهواره آرستد



شکل ۴. مد عملیاتی ماهواره برای سه زون مربعی، افقی و عمودی

با توجه به ورودی‌های جدول ۱، شبیه‌سازی مسیر پروازی در نرم‌افزار STK صورت می‌پذیرد. در این شبیه‌سازی مد عملیاتی ماهواره برای سه زون ^{۱۲} مربعی، ^{۱۴} افقی و عمودی ^{۱۵} به ترتیب با مساحت‌های $100km \times 100km$ ، $100km \times 50km$ و $50km \times 100km$ در تنگه هرمز مد نظر قرار گرفته‌است (شکل ۴).

در شکل ۵، برای نمونه مختصات چهار نقطه

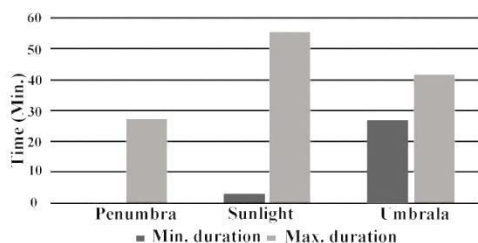
۵-۲. گام اول: محاسبه جرم زیرسامانه تامین

توان براساس ماموریت

مهمترین پارامتر تاثیرگذار بر محاسبه جرم زیرسامانه تامین توان، زمان سایه و روز مداری هست. لذا باتوجه به عمر ماهواره اُرسند طبق جدول ۱، زمان سایه، نیم سایه و روز مداری با استفاده از نرم افزار STK محاسبه شده است. نتایج شبیه سازی کمینه و بیشینه مدت زمان سایه ماهواره در جدول ۴ و نمودار شکل ۶ نمایش داده شده است. همچنین مجموع زمان سایه، نیم سایه و روز در جدول ۵ و نمودار شکل ۷ نشان داده شده است.

جدول ۴. کمینه و بیشینه مدت زمان سایه و روز مدار

ردیف	پارامتر	کمینه	بیشینه	واحد
۱	سایه ^{۱۶}	۲۳،۱۶۸	۳۵،۰۹	دقیقه
۲	نیم سایه ^{۱۷}	۰،۱۵۴	۲۳،۹۵	دقیقه
۳	روز ^{۱۸}	۱۶۱۵	۵۶،۰۸۹	دقیقه

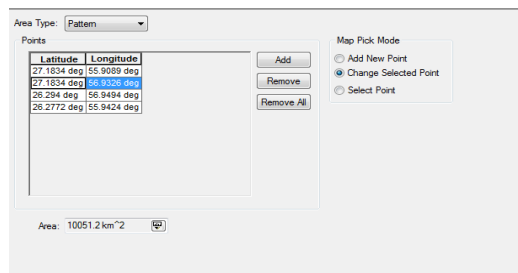


شکل ۶. نمودار میله‌ای مقایسه‌ی زمان سایه و نیم سایه

مدار

جدول ۵. مقدار کل زمان سایه، نیم سایه و روز

ردیف	پارامتر	کل زمان در عمر مداری	واحد	~ درصد کل عمر ماهواره (%)
۱	سایه	۱۰۰۵۲۰۸۰۸۸۹	دقیقه	۳۸
۲	نیم سایه	۱۰۲۳۳۶۱۸	دقیقه	۰،۴
۳	روز	۱۶۱۳۸۹۷،۴۹۳	دقیقه	۶۲



شکل ۵. نمونه مختصات دهی زون مربعی ۱۰۰ کیلومتر در ۱۰۰ کیلومتر

بودجه توان مصرفی زیرسامانه‌های ماهواره به صورت جدول ۲، فرض می‌شود. بنابراین، با فرض صرفه نظر مودهای پایدارسازی (دتامبلینگ) بعد از تزریق و همچنین فرض عدم نیاز مود اصلاح مداری (سامانه پیشرانث)، در این ماهواره، با این فرضیات، سیکلوگرام تامین توان برای یک دوره تناوب ماهواره به شرح جدول ۳، هست.

جدول ۲. بودجه توان مصرفی زیرسامانه‌های ماهواره

ردیف	زیرسامانه	~ درصد مصرف توان (%)	~ وات
۱	محموله اپتیکی	۳۰	۱۹،۵
۲	تعیین و کنترل وضعیت	۱۵	۱۰
۳	مخابرات و تلمتری	۳۰	۱۹،۵
۴	کامپیوتر مرکزی زیرسامانه تامین توان	۱۵	۱۰
۵	(با در نظر گرفتن افت‌های کابل‌ز)	۱۰	۶،۵
جمع کل توان		۱۰۰	۶۵،۵

جدول ۳. سیکلوگرام مصرف توان ماهواره

ردیف	نام مود	زیرسامانه	~ بازه زمانی (دقیقه)	~ وات
۱	مود عملیات (تصویربرداری)	محموله اپتیکی + تعیین و کنترل وضعیت + مخابرات مرکزی + کامپیوتر مرکزی	۱۲	۶۵،۵
۲	مود تامین توان	زیرسامانه تامین توان (شارژ باتری‌ها)	۱۰،۲	۶،۵

نیکل متال هیبرید هستند. با استفاده از رابطه (۳) و (۴)، ظرفیت باتری محاسبه می‌شود [۲۲].

چگالی انرژی باتری / ظرفیت
باتری = جرم باتری مورد نیاز (۳)

پارامترها در رابطه (۴) عبارتند از:

C_r : ظرفیت باتری؛

P_e : توان مورد نیاز در حالت سایه؛

T_e : مدت زمان سایه؛

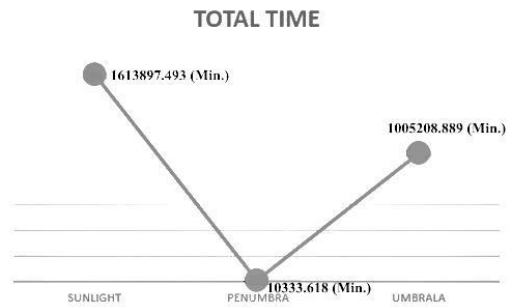
η : راندمان باتری؛

N : تعداد باتری؛

DOD : عمق دشارژ باتری^۹؛

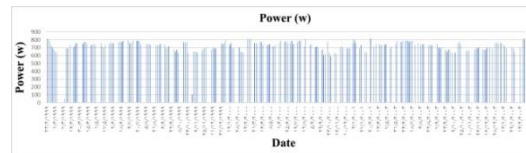
$$C_r = \frac{P_e T_e}{DOD \times N \times \eta} \quad W-hr \quad (4)$$

در شکل ۹ عمق دشارژ باتری برای دو نوع باتری مختلف (عمر باتری‌های نیکل-کادمیم و نیکل-هیدروژن)، نشان داده شده است. براساس این نمودار، باتری انتخابی در این مقاله، نیکل-کادمیم هست. در جدول ۶، چگالی انرژی باتری‌های کاربری آورده شده است. با داشتن ظرفیت مورد نیاز برای باتری و مقدار چگالی انرژی باتری (جدول ۶)، مقدار جرم باتری مورد نیاز از رابطه (۴) بدست می‌آید [۲۲].



شکل ۷. نمودار مجموع زمان روز و شب ماهواره

با توجه به اینکه میزان تولید انرژی در زمان سایه، نیم سایه و روز متفاوت است، با استفاده از نرم افزار STK ، این مقوله شبیه‌سازی و گراف انرژی آرایه‌های خورشیدی نسبت به طول عمر ماهواره به صورت شکل ۸ شبیه‌سازی شده است.



شکل ۸. گراف توان آرایه‌های خورشیدی

توان آرایه خورشیدی، به کمک رابطه (۵) قابل محاسبه می‌باشد:

$$P_{sa} = \frac{\left(\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d} \right)}{T_d} \quad (5)$$

پارامترها در رابطه‌ی (۵)، به شرح ذیل می‌باشد:

P_{sa} : توان تولیدی آرایه‌ی خورشیدی؛

P_d : توان مورد نیاز در طول روز مدار؛

T_e : مدت زمان سایه؛

T_d : مدت زمان روز؛

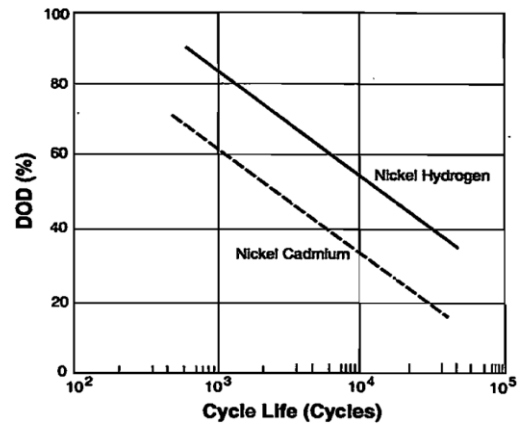
X_e : راندمان آرایه خورشیدی در سایه؛

۳-۵. گام دوم: طراحی سامانه تامین توان

با مشخص شدن، زمان سایه، نیم‌سایه و روز مدار و همچنین میزان تولید توان آرایه‌های خورشیدی در طول عمر مدار ماهواره، در ادامه به مبانی محاسبه جرم و راندمان باتری پرداخته می‌شود. اغلب باتری‌هایی که در ماموریت‌های فضایی عمر بالا (بیش از ۵۰۰۰ سیکل)، مورد استفاده قرار می‌گیرند، بدلیل خواص و کارایی، باتری‌های نیکل-کادمیم و نیکل-هیدروژن و لیتیوم یون و

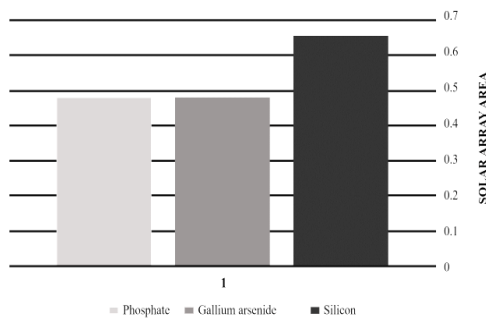


X_d : راندمان آرایه خورشیدی در روز؛



شکل ۹. عمق دشارژ باتری نیکل-هیدروژن و نیکل-کادمیم [۱۶]

تأمین توان در اجرای مأموریت در نظر گرفته شود. بر همین اساس، در جدول ۸ مساحت آرایه خورشیدی مورد نیاز محاسبه شده است و در شکل ۱۰، مقایسه مساحت آرایه‌های خورشیدی آورده شده است. همانطور که قابل پیش‌بینی بود، علیرغم هزینه‌های پایین‌تر آرایه‌های خورشیدی با جنس سیلیکون، بدلیل راندمان پایین‌تر، به مساحت بیشتری برای تولید توان مشخص (۶۵،۵ وات) نیاز دارد. این در حالیست که مساحت مورد در آرایه‌هایی با جنس گالیم آرسناید (۰،۴۷۶۶ مترمربع) و فسفات (۰،۴۷۵۴ مترمربع)، تقریباً برابر هست.



شکل ۱۰. مقایسه مساحت آرایه‌های خورشیدی

جدول ۷. بیشینه و کمینه زمان تصویربرداری در مد عملیاتی منطقه هدف

ردیف	زون هدف (منطقه هدف بر حسب کیلومتر مربع)	مجموع زمان (دقیقه)	بیشینه مدت		کمینه مدت	
			زمان در یک دور (دقیقه)	زمان در یک دور (دقیقه)	زمان در یک دور (دقیقه)	زمان در یک دور (دقیقه)
۱	مربع (۱۰۰-۱۰۰)	۵۸،۱۶۷	۰،۳۲	۰،۰۱۹	۳۷۱،۱۶:۲ ۵	۵۹،۲۶:۳۹
۲	افقی (۵۰-۱۰۰)	۳۳،۷۴۷	۰،۱۸۳	۰،۰۵۸	۳۷۱،۱۶:۳ ۲	۵۹،۲۶:۳۸
۳	عمودی (۱۰۰-۵۰)	۳۵،۰۳۳	۰،۳۲۳	۰،۰۳۶	۶۸۳،۰۶:۳ ۱	۱۳۲،۱۹:۰۰ ۲

جدول ۶. چگالی انرژی باتری [۱۶]

ردیف	پارامتر	چگالی انرژی	واحد
۱	نیکل - هیدروژن	۴۰-۲۵	وات ساعت بر کیلوگرم
۲	نیکل - کادمیم	۳۰-۲۵	وات ساعت بر کیلوگرم

بنابراین به راحتی براساس جنس آرایه خورشیدی می‌توان مساحت آرایه برای تولید توان مورد نیاز مدهای عملیاتی محاسبه نمود، ولی قبل از آن لازم است، زمان‌های مورد نیاز برای تولید توان تعیین شود. در جدول ۷، بیشینه و کمینه زمان تصویربرداری در مد عملیاتی براساس منطقه هدف (با در نظر گرفتن عرض و طول منطقه هدف در جهت افقی و عمودی) از شبیه‌سازی نرم‌افزار مشخص شده است. چنانچه در این جدول ملاحظه می‌شود، هرچقدر، مساحت منطقه هدف بیشتر باشد، زمان مود عملیاتی بیشتر و توان مورد نیاز بیشتر خواهد شد. بنابراین، در صورتیکه کمینه فاصله دو رد متوالی از مدت زمان شارژ باتری‌ها کمتر باشد، لازم است، یک مود

جدول ۸. مساحت آرایه خورشیدی مورد نیاز

ردیف	جنس آرایه خورشیدی	توان مورد نیاز (وات)	مساحت آرایه (مترمربع)
۱	سیلیکونی	۶۵،۵	۰،۶۴۵۳
۲	گالیم آرسناید	۶۵،۵	۰،۴۷۶۶
۳	فسفات	۶۵،۵	۰،۴۷۵۴

۸)، نقاط بهینه مورد قبول، ردیف‌های خاکستری رنگ (ردیف‌های ۲، ۱۱، ۲۰ و ۲۸) جدول ۱۲ هستند.

در مورد نقاط بهینه قابل قبول، این نکته حائز اهمیت است، که براساس معیار حداکثر توان مورد نیاز ماموریت (۶۵،۵ وات)، فقط چهار نقطه از ۲۸ نقطه بهینه جبهه پرتو، مورد تایید است و بقیه نقاط علیرغم بهینه‌گی، از شرایط عملیاتی دور هستند. به عبارت دیگر، این نقاط را می‌توان به عنوان نقاط مبنای طراحی می‌توان در نظر گرفت.

۴-۵. گام سوم: بهینه‌سازی

در این گام، ابتدا لازم است، روش بهینه‌سازی، مقادیر پارامترهای ورودی مساله، بازه‌های متغیرهای مساله و مقادیر پارامترهای مربوط به بهینه‌سازی مشخص شوند و در نهایت، خروجی بهینه‌سازی و توابع هدف مشخص شوند.

در این مقاله، برای بهینه‌سازی، از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک چندهدفه^{۲۰} موجود در نرم‌افزار متلب بهره گرفته شده است. برای این منظور مقادیر مربوط به پارامترهای بهینه‌سازی در جدول ۹ ارائه شده است.

فرضیات و پارامترهای ورودی مساله نیز در جدول ۱۰ آورده شده است. نمودار تغییرات جرم باتری نسبت به چگالی انرژی باتری و عمق دشارژ در شکل ۱۱ نشان داده شده است. در این شکل، با افزایش چگالی انرژی باتری و عمق دشارژ باتری، وزن باتری کاهش می‌یابد. تابع بهینه‌سازی باتری نیز در جدول ۱۱ آورده شده است.

تابع انتخاب و تولید نسل، در شکل ۱۳ آورده شده است. در نهایت با اجرای فرآیند بهینه‌سازی، جبهه پرتو در شکل ۱۳ ترسیم شده است. نقاط این جبهه پرتو نیز در جدول ۱۲ لیست شده است. نکته قابل تامل در شکل ۱۳ و جدول ۱۲ را می‌توان اینگونه بیان نمود، اولاً، کلیه نقاط مربوط به ۲۸ ردیف جدول ۱۲، مقادیر مربوط به ۲۸ نقطه جبهه پرتو هست و ثانیاً، با توجه به ماموریت و جنس آرایه‌های خورشیدی (جدول

جدول ۹. مقادیر پارامترهای مربوط به بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک چندهدفه

ردیف	مقدار	متغیر / مود
۱	۵۰	تعداد کروموزومها (اندازه جمعیت)
۲	۲۵۰	تعداد نسل (معیار توقف)
۳	استاندارد	انتخاب
۴	ضعیف‌ترین	جایگذاری
۵	۰/۰۱	احتمال جهش
۶	دو نقطه استاندارد	ترکیب و جفت‌شدگی

جدول ۱۰. مقادیر پارامترهای ورودی مساله

ردیف	پارامترهای ورودی مساله	مقدار	واحد
۱	چگالی باتری	۲۵-۳۰	وات بر کیلوگرم
۲	تعداد سیکل شارژ و دشارژ ماهواره	۱۴۰۰۰	—
۳	توان مورد نیاز در سایه	۵۴	وات
۴	بیشینه زمان در سایه	۰،۵۸۴	ساعت
۵	عمق دشارژ	۲۰-۳۰	%
۶	راندمان شارژ آرایه‌ها	۰،۱۳۹	—



6.0	-	2.093	29.993	0.2506
7.0	62.802	1.897	29.985	0.2767
8.0	-	1.769	29.973	0.2968
9.0	53.040	1.749	29.995	0.2999
10.0	-	1.845	29.977	0.2845
11.0	55.329	2.159	29.911	0.2437
12.0	-	1.928	29.989	0.2722
13.0	64.587	2.486	29.966	0.2113
14.0	-	2.597	29.997	0.2020
15.0	77.925	1.864	29.982	0.2817
16.0	-	2.557	29.995	0.2052
17.0	55.890	1.833	29.953	0.2866
18.0	-	2.515	29.994	0.2087
19.0	76.722	1.801	29.976	0.2915
20.0	-	2.221	29.974	0.2364
21.0	66.595	1.982	29.968	0.2649
22.0	-	2.417	29.962	0.2173
23.0	59.416	2.613	29.914	0.2014
24.0	-	2.373	29.967	0.2213
25.0	72.447	2.135	29.972	0.2460
26.0	-	2.400	29.923	0.2191
27.0	78.174	2.062	29.947	0.2548
28.0	-	2.314	29.987	0.2268
28.0	61.779	2.314	29.987	0.2268
28.0	69.410	2.314	29.987	0.2268

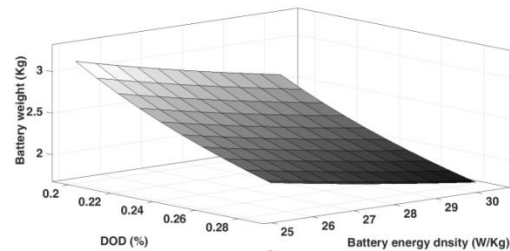
۶. جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

درصد قابل توجه از وزن ماهواره‌ها (حدود ۳۰٪ وزن) را زیرسامانه باتری ماهواره تشکیل می‌دهد. بنابراین در این مقاله، روش بهینه‌سازی زیرسامانه تامین توان بر مبنای جرم و توان تولیدی، ارائه شد. این روش در قالب یک روندنما (شکل ۱) پیشنهاد و پیاده‌سازی شد. به منظور اجرای روش، ماهواره موجود اُستد به عنوان ماهواره مبنا مورد استفاده قرار گرفت.

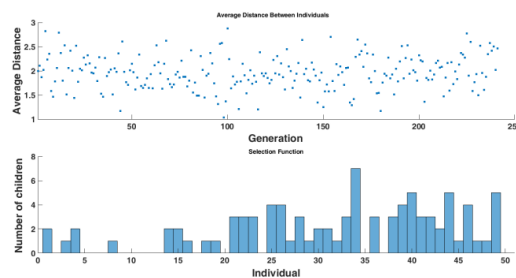
در نرم‌افزار اِس‌تی‌کی شبیه‌سازی مداری ماهواره صورت پذیرفت. خروجی این شبیه‌سازی، زمان‌های سایه، نیم‌سایه و همچنین زمان روز

جدول ۱۱. تابع ریاضی بهینه‌سازی باتری

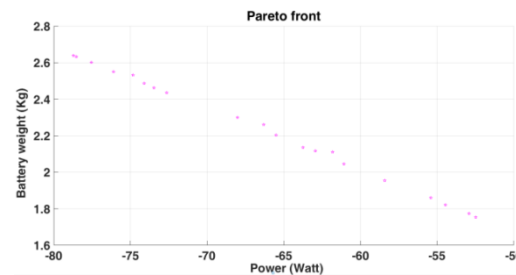
تابع ریاضی بهینه‌سازی باتری	
function	f=gabatn(x)
N	=15;
Pe	=54;
Te	=0.584;
n	=0.139;
D	=x(1);
DOD	=x(2);
Cr	=(Pe*Te)/(N*n*DOD);
W	=Cr/D;
f(1)	=-Cr;
f(2)	=W;
end	



شکل ۱۱. جرم باتری بر اساس عمق دشارژ و چگالی باتری



شکل ۱۲. تابع انتخاب و تولید نسل



شکل ۱۳. جرم باتری بر اساس عمق دشارژ و چگالی باتری

جدول ۱۲. مقادیر پارامترهای ورودی مساله

Row	Power (Watt)	Weight (Kg)	Battery energy density (W/Kg)	DOD (%)
1.0	-	2.623	29.996	0.2000
2.0	78.686	2.265	29.910	0.2323
3.0	-	1.959	29.902	0.2686
4.0	67.772	2.287	29.954	0.2297
5.0	-	2.333	29.974	0.2250
5.0	58.597	2.333	29.974	0.2250
5.0	68.528	2.333	29.974	0.2250
5.0	69.952	2.333	29.974	0.2250



Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering 233, no. 6, 2019.

- [2] M. A. Sherkat Masoom, Satellite's Power Supply Consideration, Iran University of Science and Technology, 1381. (in Persian فارسی)
- [3] Mohsen Taherbaneh, H. Ghafoofard, Evaluation end-of-life power generation of a satellite solar array, 2011.
- [4] E. Zabihian, Space System's Electrical Power supply Modelling for Laboratory, M.Sc. Thesis, K. N. Toosi University of Technology, Aerospace Faculty, 1391.
- [5] Bo. Cho, Fered, Modeling and Analysis of spacecraft power system, 1988.
- [6] M. Zahran, In Orbit Performance of LEO Satellite Electrical Power Subsystem - SW Package for Modelling and Simulation Based on MatLab.7 GUI, 2006.
- [7] Hanaa T. El-madany a,n, Faten H. Fahmy, Spacecraft power system controller based on neural network, 2011.
- [8] Wertz J. R., and Larson W. J., (editors), Reducing Space Mission Cost,, Microcosm Inc., El Segundo California, 1996.
- [9] Hosseini Onari H., Maani E., Bohlouri V., Seyedzamani S., HIL Experimental Analyses of Satellite Electrical Power Subsystem (EPS) in De-tumbling Mode, Vol. 10, No. 4, pp. 19-28, 1396.
- [10] M. Mirshams, A. Saghari, E. Zabihian, Complementary Method the Conceptual Design of Spacecraft Electrical Power Subsystem, Vol. 8, No. 3, pp. 55-63, 1394.
- [11] Fortescue, P., Spacecraft Systems Engineering, 4th Edition., Graham Swinerd, John Stark Peter Fortescue, Editor, UK, John Wiley & Sons, 2011.
- [12] Larson, W. J. and Wertz, J. R., Space Mission Analysis and Design, 3rd Edition. Microcosm Press, 1999.
- [13] Brown Ch. D., Elements of Spacecraft Design, J. S. Przemlenlechl, Editor, Colorado, U.S.A., AIAA, 2002.
- [14] Capderou, M., Satellites Orbits and Missions, France, Springer, 2005.
- [15] Rania A. Hassan, William A. Crossley Multi-Objective Optimization of communication Satellites with Two-

مداری بود که در محاسبات جرم باتری و سطح آرایه خورشیدی مورد استفاده قرار گرفت. در محاسبات جرم باتری و مساحت آرایه خورشیدی، ضمن استفاده از روابط پارامتریک از تحلیل آماری برای پارامترهایی همانند چگالی انرژی باتری و راندمان آرایه‌های خورشیدی برای جنس‌های مختلف بهره گرفته شد.

با توجه به اینکه بیشترین توان مصرفی ماهواره، در مد عملیاتی ماهواره هست، در این مقاله، سه منطقه هدف، ۱- مربعی (۱۰۰ در ۱۰۰ کیلومترمربع)، ۲- مستطیل افقی (۱۰۰ در ۵۰ کیلومتر مربع) و ۳- مستطیل عمودی (۵۰ در ۱۰۰ کیلومترمربع)، که دارای زمان ملاقات مداری مجدد و زمان تصویربرداری متفاوت هستند، مد نظر قرار گرفته‌اند.

در بخش بهینه‌سازی چند هدفی، از MOGA متلب استفاده شده است. پارامترهای تنظیم در جدول ۹، آورده شده است. متغیرهای طراحی موثر توابع هدف (وزن و توان تولیدی) در این بهینه‌سازی، چگالی انرژی باتری و عمق دشارژ هستند. با اجرای فرآیند بهینه‌سازی، ۲۸ نقطه بهینه برای کمینه وزن و بیشینه توان تولیدی در شکل ۱۲ آورده شده‌اند، مقادیر مربوط به نقاط مندرج شکل ۱۲، در جدول ۱۲ لیست شده است. با توجه به مقادیر این جدول، ردیف‌های ۲، ۱۱، ۲۰ و ۲۵ به عنوان ردیف‌های بهینه انتخاب و پیشنهاد می‌شوند.

۷. مآخذ

- [1] M. Mirshams, E. Zabihian. "FADSat: A System Engineering Tool for the Conceptual Design of Geostationary Earth Orbit Satellites Platform." Proceedings of the Institution of



۷. زمان یا مدت تاریکی (شب ماهواره‌ای) برای هر ماهواره عبارتست از، کسر زمانی از یک دوره چرخشی که ماهواره در سایه زمین قرار داشته و تحت تابش اشعه خورشیدی نیست.

8. Optimum
9. RGT: Repeat Ground Track
10. BRKGA: Based Random Key Genetic Algorithm
11. IBMOLS: Indicator –Based Multi-Objective Local Search
12. Zone
13. Square
14. Horizontal
15. Vertical
16. Umbrala
17. Penumbra
18. Sunlight
19. Depth of Dischrge
20. MOGA: Multi-Objective Genetic Algorithm

- Branch Tournament Genetic Algorithm, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 40, No. 2, 2003.
- [16] A. k. Hyder, R. L. Wiley, G. Halpert, D. J. Flood, S. Sabripour, Spacecraft Power Technologies, Second edition, Imperial College Press, 2003.
- [17] Naseh H., Comparing the launch vehicle multidisciplinary design optimization frameworks, Journal of Aerospace Knowledge and Technology, Maleke Ashtar University, Vol. 5, No. 3, 1395 (in Persian فارسی).
- [18] Flournoy M., Solar Power Satellites, by springer 2012.
- [19] Zhaohui Wang, Zhongshan Zhang, Yingwu Chen, Multi-objective Optimization of Satellite-ground time synchronization Scheduling Problem, IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), Wellington, New Zealand, 2019.
- DOI: 10.1109/CEC.2019.8790100.
- [20] Zhiming Song, Xiaoyu Chen, Maocai Wang, Multi-objective Optimization of Agile Satellite Orbit Design, Advances in Space Research, Vol. 62, No. 11, 2018.
- DOI: 10.1016/j.asr.2018.08.037
- [21] Panwadee Tangpattanakul, Multi-objective Optimization of Earth Observing Satellite Missions, Thesis in Toulotouse University, 26th September, 2013.
- [22] Charles D. Brown, Elements of Spacecraft Design, AIAA Education Series, 2002.
- [23] David G. Gilmore, Spacecraft Thermal Control Handbook, Second Edition, The Aerospace Press and American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2002.

۸. پی‌نوشت

1. STK: Satellite Tool Kit
2. PSS: Power Supply Sub-system
3. Orsted
4. Production
5. Store

۶. زمان یا مدت تابش (روز ماهواره‌ای) به کسر زمانی از یک دوره چرخش ماهواره به دور زمین گفته می‌شود که ماهواره تحت تابش مستقیم اشعه خورشیدی است.

