

Energy Optimization in Detumbling Mode of Cubesat Based on Genetic Algorithm

Alireza Ahangarani Farahani^{1*}, Saeid Ghasemi Estahbanati², Reza Esmaelzadeh Aval³, Hamed Arefkhani¹

¹ Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

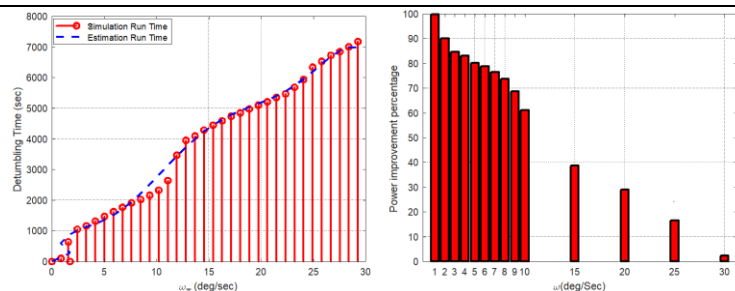
² M.Sc. Student, Faculty of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

³ Associate Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- Designing the optimal function of detumbling mode components in the satellite
- Function extraction based on genetic optimization algorithm
- Comparison between the proposed method and common methods.

GRAPHICAL ABSTRACT



ARTICLE INFO

Article history:

Article Type: Research paper

Received: 24 August 2024

Received in revised form: 27 September 2024

Accepted: 17 October 2024

Available online: 1 October 2024

*Correspondence:

a.ahangarani@mut.ac.ir

How to cite this article:

A. A. Farahani, S. G. Estahbanati, R. E. Aval, H. Arefkhani. Energy optimization in detumbling mode of cubesat based on genetic algorithm. Journal of Aerospace Mechanics. 2025; 20(4):13-22.

Keywords:

Microsatellite

Optimizing electrical power

Genetic algorithm

Detumbling mode

Satellite status control

ABSTRACT

One of the major challenges in cubic satellites with dimensions of three units and smaller is the optimization of electrical energy consumption. Implementing a suitable scenario for these satellites can be very important considering the limitations of energy production and storage. This issue can be achieved by optimizing the execution time of the main modes for the mission. In this paper, the goal is to minimize the execution time of the anti-disturbance mode, which has the most important role in energy consumption due to its long time. If the time is reduced, the elements will be on for less time and energy will be reduced. This goal will be implemented in three steps: In the first step, the anti-disturbance mode will be implemented for different angular velocity conditions and its data will be collected. In the second step, using the collected data bank and using the genetic optimization algorithm tool, the best function will be fitted to the data bank. Finally, in the third step, this function will be implemented and the results will be reviewed and analyzed; Therefore, using the genetic algorithm optimization tool, a function for the duration of the anti-jamming operational mode is presented. By estimating the duration of the anti-jamming mode according to the satellite angular velocity, a suitable estimate of the total duration of the satellite mission scenario is available and with the aim of minimizing energy, the mission can be executed at the appropriate time (executing the anti-jamming mode and then the pointing mode). The simulation results show that in addition to reducing the duration of the anti-jamming mode, the reduction in power consumption is very high at low speeds and more than 95 percent and at high speeds it is about 30 percent. As a result, the validation of the method described is confirmed based on the simulations performed.

This is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Non-Commercial (CC BY-NC) license.

Publisher: Imam Hossein University

© Authors





بهینه‌سازی انرژی در مود ضد آشفتگی ماهواره‌های مکعبی مبتنی بر الگوریتم ژنتیک

علیرضا آهنگرانی^۱، سعید قاسمی اصطهباناتی^۲، رضا اسماعیل‌زاده اول^۳، حامد عارف‌خانی^۱

^۱ استادیار، گروه فضایی، مجتمع دانشگاهی هوافضا دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۲ کارشناسی ارشد، گروه فضایی، مجتمع دانشگاهی هوافضا دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

^۳ دانشیار، گروه فضایی، مجتمع دانشگاهی هوافضا دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

برجسته‌ها

- طراحی تابع بهینه اجرای مود ضد آشفتگی در ماهواره
- استخراج تابع بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک
- مقایسه بین روش پیشنهادی و روش‌های متداول

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۳/۰۶/۰۳

بازنگری: ۱۴۰۳/۰۷/۰۶

پذیرش: ۱۴۰۳/۰۷/۲۶

ارائه برخط: ۱۴۰۳/۰۷/۲۶

*نویسنده مسئول:

a.ahangarani@mut.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

میکروماهواره

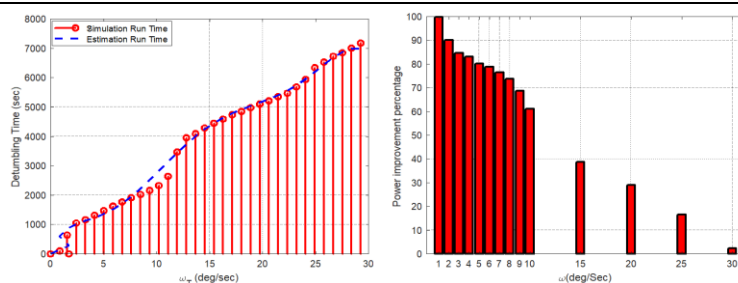
بهینه‌سازی توان الکتریکی

الگوریتم ژنتیک

مود ضد آشفتگی

کنترل وضعیت ماهواره

چکیده گرافیکی



چکیده

یکی از چالش‌های بزرگ در ماهواره‌های مکعبی با ابعاد سه واحد و کوچک‌تر بهینه‌سازی مصرف انرژی الکتریکی است. پیاده‌سازی سناریوی مناسب برای این ماهواره‌ها با توجه به محدودیت تولید و ذخیره انرژی می‌تواند بسیار حائز اهمیت باشد. این مسئله با بهینه کردن زمان اجرای مدهای اصلی برای انجام مأموریت دست‌یافتنی است. در این مقاله هدف حداقل کردن مدت‌زمان اجرای مود ضد آشفتگی که به علت زمان طولانی آن مهم‌ترین نقش را در مصرف انرژی دارد- است. اگر مدت‌زمان کاهش یابد در نتیجه امان‌ها زمان کمتری روشن بوده و کاهش انرژی انجام خواهد شد. این هدف در سه گام اجرا خواهد شد: در گام اول به ازای شرایط سرعت زاویه‌ای متفاوت مود ضد آشفتگی اجرا و داده‌های آن جمع‌آوری خواهد شد. در گام دوم با استفاده از بانک داده‌های جمع‌آوری شده و با ابزار الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک، بهترین تابع بر بانک داده‌ها برازش خواهد شد. در نهایت در گام سوم این تابع اجرا شده و نتایج بررسی و تحلیل خواهد شد؛ بنابراین، با استفاده از ابزار بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک تابعی برای مدت‌زمان اجرای مود عملیاتی ضد آشفتگی ارائه می‌شود. با تخمین مدت‌زمان اجرای مود ضد آشفتگی با توجه به سرعت زاویه‌ای ماهواره، تخمین مناسبی از کل مدت‌زمان اجرای سناریوی مأموریت ماهواره در دسترس بوده و باهدف کمینه شدن انرژی می‌توان در زمان مناسب اقدام به اجرای مأموریت کرد (اجرای مود ضد آشفتگی و سپس مود نشانه‌روی). نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که علاوه بر کاهش زمان اجرای مود ضد آشفتگی، در سرعت‌های پایین کاهش مصرف توان بسیار بالا و بیش از ۹۵ درصد است و در سرعت‌های بالا حدود ۳۰ درصد است. در نتیجه صحت‌گذاری روش بیان‌شده بر اساس شبیه‌سازی‌های انجام‌شده تأیید شده است.



۱- مقدمه

زیرسیستم توان الکتریکی یکی از اجزای بسیار مهم در هر ماهواره است که تمامی طراحی‌های سناریو و موفقیت آن وابسته به آن است [۱]. از آنجاکه تنها واحد تولید توان الکتریکی در ماهواره‌ها پنل‌های خورشیدی متصل به بدنه است [۲]، در ماهواره‌های کوچک و میکروماهواره‌های مکعبی کمتر از ۳ واحد (3U) یکی از چالش‌های اصلی، سطح بسیار کوچک برای پنل‌های خورشیدی و در نتیجه تولید توان الکتریکی پایین است [۳]. از طرفی با توجه به تولید و ذخیره توان در ماهواره‌های کوچک، موفقیت آن وابسته به واحد توان الکتریکی است [۴ و ۵]؛ بنابراین، دو راهکار اصلی برای مدیریت توان الکتریکی در این ماهواره‌ها در نظر گرفته شده است. راهکار اول و بسیار پرکاربرد، کاهش سطح مأموریت این ماهواره‌هاست. با استفاده از کاهش تعداد المان‌ها و سطح مأموریت، می‌توان ماهواره‌های ساده‌تر با کارایی کمتر را برای پرتاب آماده کرد [۶]. این رویکرد در ماهواره‌های تحقیقاتی کاربرد وسیعی دارد.

راهکار دوم مدیریت سناریوی ماهواره به گونه‌ای است که ماهواره تمام فعالیت‌های خود را بتواند با بالانس توانی موردنظر انجام دهد. این رویکرد برای ماهواره‌های کاربردی با هزینه تولید کم بسیار مورد توجه است [۷]. مشکل اصلی این روش‌ها این است که در تمامی شرایط زمان اجرای مودها ثابت است. برخی روش‌هایی مانند بهبود عملکرد و بهینه‌سازی کد نویسی را نیز ارائه داده‌اند. در مقاله مرجع [۸]، یک فرمول برنامه‌نویسی عدد صحیح ریاضی پیشنهاد شده است که برای به حداکثر رساندن تعداد وظایفی که باید توسط یک ماهواره اجرا شود، محدود به مقدار توان موجود در هر لحظه در طول مسیر مدار، طراحی شده است.

علاوه بر این، روش زمان‌بندی برخط یکی از روش‌های بهینه‌سازی توان الکتریکی است. در روش برون خط به دلیل عدم وجود مکانیسم سلسله مراتبی، پیاده‌سازی بهینه بسیار پیچیده است. برای حل این مشکلات، در مرجع [۹]، یک روش زمان‌بندی سلسله مراتبی برای مسئله زمان‌بندی بلادرنک پیشنهاد شده است. این روش فرآیند زمان‌بندی به سه مرحله تقسیم می‌شود: پیش تخصیص، زمان‌بندی تقریبی

و زمان‌بندی دقیق. یک الگوریتم زمان‌بندی سلسله مراتبی بر اساس الگوریتم کلونی مورچه‌ها پیشنهاد شده است. در مرجع [۱۰]، الگوریتمی ارائه شده است که بر اساس آن، سناریو و عملکرد ماهواره با توجه به منحنی‌های شارژ و دشارژ سیستم توان الکتریکی تعیین می‌شود. این رویکرد منجر به بهبود وضعیت توان در شرایط بحرانی می‌شود و در زمان‌های کاهش سطح توان از خاموش شدن کل سیستم جلوگیری می‌کند. همچنین ایجاد ساختارهای برنامه‌نویسی پویا یکی از ابزارهای قوی در کاهش مصرف انرژی الکتریکی در پردازشگرها و در نتیجه سناریوی عملکردی ماهواره محسوب می‌شود [۱۱]. در مرجع [۱۲] با استفاده از روش بهینه‌سازی چند موضوعی، زیرسیستم تأمین توان الکتریکی بر اساس جرم و توان تولیدی بهینه شده است. در این مقاله با توجه به مأموریت ماهواره کمینه جرم برای زیرسیستم استخراج می‌شود. همان‌طور که در مراجع بررسی شده مشخص است در سال‌های اخیر، یکی از ابزارهای متداول برای غلبه بر چالش مدیریت توان در ماهواره‌های کوچک استفاده از روش‌ها و رویکردهای نرم‌افزاری است [۱۳ و ۱۴]. در این مقاله با رویکرد نرم‌افزاری به مدیریت و بهینه‌سازی سناریوی مصرف توان در مود عملیاتی ضدآشفتگی که به علت طولانی بودن زمان آن نقش زیادی در مصرف توان دارد پرداخته شده است. در این رویکرد با توجه به سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره مدت زمان اجرای مود ضدآشفتگی به صورت برخط بر اساس تابعی بهینه و از پیش تعیین شده مشخص می‌شود. برای این منظور، ابتدا ماهواره را برای شرایط اولیه متفاوت شبیه‌سازی کرده و داده‌های آن ذخیره می‌شود. در ادامه با استفاده از بانک داده‌های در دسترس، تابعی برازش می‌شود. ضرایب این تابع با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک با هدف حداقل کردن خطای خروجی استخراج می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی برای شرایط اولیه متفاوت در مود ضدآشفتگی کاهش مصرف انرژی را در انجام مأموریت ماهواره نشان می‌دهد. در این مقاله در بخش دوم، معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره ارائه می‌شود. در بخش سوم تابع زمانی بهینه برای اجرای مود ضدآشفتگی با استفاده از الگوریتم ژنتیک استخراج خواهد شد. در ادامه در بخش چهارم نتایج شبیه‌سازی و در انتها نتیجه‌گیری ارائه خواهد شد.

از روابط فوق $[\omega_B^I]^B$ حاصل می‌شود و از این مقادیر در معادلات سینماتیکی استفاده خواهد شد. تغییرات زوایای اویلر نسبت به دستگاه مرجع سنجیده می‌شود تا ارسال فرمان‌های کنترلی ملموس‌تر باشد. در نتیجه می‌توان $[\omega_B^I]^B$ که از حل معادلات دینامیکی حاصل شده است را به صورت زیر بیان کرد:

$$[\omega_B^I]^B = [\omega_B^R]^B + [\omega_R^I]^B \quad (۸)$$

$[\omega_B^R]^B$ سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مرجع و $[\omega_R^I]^B$ سرعت زاویه‌ای دستگاه مرجع نسبت به دستگاه اینرسی است. برای ترتیب $(۱ \rightarrow ۲ \rightarrow ۳)$ زوایای اویلر، ماتریس تبدیل نرخ زوایای اویلر به مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای به صورت زیر است [۱۹]:

$$[\omega_B^R]^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (۹)$$

با حل رابطه (۹) برای نرخ زوایای اویلر، معادلات سینماتیک ماهواره برای زوایای اویلر با ترتیب $(۱ \rightarrow ۲ \rightarrow ۳)$ به صورت زیر نوشته می‌شوند:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \omega_0 \begin{bmatrix} \sin \psi / \cos \theta \\ \cos \psi \\ \tan \theta \sin \psi \end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

از آنجاکه برای استخراج زمان مود ضدآشفتگی، نیاز به اجرای معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره است، بنابراین، از این معادلات برای شبیه‌سازی مود ضدآشفتگی استفاده می‌شود.

۳- مدیریت زمان اجرای مود ضدآشفتگی

در ماهواره‌های مکعبی 3U که پنل‌های بازشونده ندارند مدیریت توان برای اجرای مأموریت ماهواره بسیار پراهمیت است. در این ماهواره‌ها به علت کمبود توان تولیدی زیرسامانه ADCS فقط در هنگام انجام مأموریت روشن است و در سایر

۲- مدل‌سازی معادلات حرکت ماهواره

معادلات دینامیکی ارائه شده برای ماهواره به صورت زیر قابل توصیف است [۱۵]:

$$[T]^B = [D^I h_B^I]^B = [D^B h_B^I + \omega_B^I \times h_B^I]^B \quad (۱)$$

در این معادلات h_B^I اندازه حرکت زاویه‌ای، ω_B^I سرعت زاویه‌ای و D^I تغییرات پارامتر موردنظر نسبت به زمان در دستگاه اینرسی را بیان می‌کنند. همچنین $[]^B$ بیانگر مقدار پارامتر موردنظر در دستگاه بدنی است [۱۶]. با کمی ساده‌سازی می‌توان رابطه (۱) به صورت زیر بازنویسی کرد [۱۷]:

$$T = \dot{h}_I = \dot{h}_B + \omega \times h_B \quad (۲)$$

$$h_B = [I]\omega \quad (۳)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (۴)$$

$$\omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (۵)$$

$$T = T_c + T_d \quad (۶)$$

در روابط (۱) تا (۶)، پارامترهای T_c و T_d به ترتیب بیانگر گشتاور کنترلی و گشتاور اغتشاشی وارد شده به ماهواره است. این معادله بیان می‌کند گشتاور حول هر یک از محورها مجموع گشتاور حاصل از عملگرها (گشتاور کنترلی) و گشتاور ناشی از اغتشاشات محیطی است. بنابراین، طرف دوم رابطه (۶) برابر است با [۱۸]:

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + I_{yx}\omega_x\omega_z \\ &\quad - I_{yy}\omega_y\omega_z + I_{yz}\omega_z^2 \\ &\quad - I_{zx}\omega_x\omega_y - I_{zy}\omega_y^2 \\ &\quad + I_{zz}\omega_z\omega_y \\ T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yx}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z + I_{xx}\omega_x\omega_z \\ &\quad - I_{xy}\omega_y\omega_z - I_{xz}\omega_z^2 \\ &\quad + I_{zx}\omega_x^2 + I_{zy}\omega_y\omega_x \\ &\quad - I_{zz}\omega_z\omega_x \\ T_z &= I_{zz}\dot{\omega}_z - I_{zx}\dot{\omega}_x - I_{zy}\dot{\omega}_y - I_{xx}\omega_x\omega_y \\ &\quad + I_{xy}\omega_y^2 + I_{xz}\omega_z\omega_y \\ &\quad - I_{yx}\omega_x^2 + I_{yy}\omega_y\omega_x \\ &\quad - I_{yz}\omega_z\omega_x \end{aligned} \quad (۷)$$

دخالت کاربر مصرف انرژی کمینه می‌شود و اجرای مأموریت در زمان مناسب تضمین می‌شود.

در این بخش با توجه به سرعت زاویه‌ای ماهواره که در نتیجه رها بودن آن است، زمان اجرای مأموریت، تصمیم‌گیری برای آغاز مود ضدآشفستگی انجام می‌گیرد. با استفاده از مدل دینامیکی ماهواره و به ازای داده‌های ورودی اولیه، زمان رسیدن به انتهای ضدآشفستگی با شرط زیر استخراج و ذخیره می‌شود. لازم به ذکر است قانون کنترل ضدآشفستگی مطابق مرجع [۲۰] پیاده‌سازی شده است.

$$\omega_T = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \leq 1 \quad (۱۲)$$

در این مقاله برای شبیه‌سازی و استخراج نتایج اولیه، ماهواره و مدار با مشخصات جدول ۱ در نظر گرفته شده است. بر اساس این داده‌ها ماهواره در نظر گرفته شده یک ماهواره مکعبی 3U است. در جدول ۲ نتایج برخی از این شبیه‌سازی‌ها مشاهده می‌شود.

جدول (۱): مشخصات ماهواره و مدار.

ممان اینرسی	$\begin{bmatrix} 0.037 & 0 & 0 \\ 0 & 0.036 & 0 \\ 0 & 0 & 0.006 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2$
ابعاد ماهواره	[10 10 34] cm
دوقطبی پسماند	[0 0 0.001] A.m ²
مشخصات مداری	orbit height = 617 km inclination = 97.8°
حداکثر ممان دوقطبی عملگرها	0.06 A.m ²
چگالی اتمسفر	$1.68 \times 10^{-14} \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

جدول (۲): آزمون‌های مود ضدآشفستگی برای داده‌برداری.

ردیف	اندازه بردار سرعت زاویه‌ای (deg/s)	زمان سپری شده در شبیه‌سازی (s)
۱	۱	۲
۲	۳	۱۰۴۹
۳	۶	۱۴۷۰
۴	۸/۵	۱۹۱۴
۵	۱۱	۲۳۲۶
۶	۱۳/۷	۳۹۵۳

مواقع ماهواره رها است. لذا برای شروع مأموریت ماهواره بایستی ابتدا سرعت زاویه‌ای انباشته شده ماهواره را کاهش داد تا امکان اجرای مود نشانه‌روی وجود داشته باشد. از آنجایی که نشانه‌روی به سمت نقطه هدف بایستی در یک زمان مشخص اتفاق بیفتد زمان انتهایی مود ضدآشفستگی بسیار حائز اهمیت است. سه سناریوی ممکن برای اجرای مأموریت وجود دارد که عبارت‌اند از:

- (۱) همیشه مود ضدآشفستگی بدون در نظر گرفتن سرعت زاویه‌ای ماهواره در حداکثر زمان آن اجرا شود. از معایب این سناریو این است که در صورتی که سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره بیش از مقدار در نظر گرفته شده باشد مأموریت از دست می‌رود و اگر سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره کمتر از مقدار در نظر گرفته شده باشد از لحاظ مصرف انرژی بهینه نیست. در حال حاضر یکی از روش‌های مرسوم در ماهواره‌های دانشجویی دیدگاه مذکور است.
- (۲) در سناریوی دوم، می‌توان با توجه به جدول زمانی که در ایستگاه زمینی وجود دارد و با توجه به بررسی شرایط ماهواره، زمان اجرای مود ضدآشفستگی را برای انجام هر مأموریت تنظیم کرد. اما از آنجاکه همیشه قبل از اجرای مأموریت ماهواره در دید ایستگاه زمینی نیست نمی‌توان تخمین مناسبی از سرعت زاویه‌ای ماهواره داشت، بنابراین، عدم بهینگی در مصرف انرژی در این سناریو هم مشهود است. همچنین کاربر بایستی برای اجرای هر مأموریت زمان اجرای مود ضدآشفستگی را تنظیم کند که از لحاظ اجرایی سخت است.

- (۳) در این سناریو فرآیند تصمیم‌گیری شروع مود ضدآشفستگی با توجه به زمان انجام مأموریت (نشانه‌روی به نقطه هدف) به صورت خودکار بر عهده ماهواره است. در این روش، با استفاده از نتایج از قبل تعیین شده، تابعی برای مدت زمان اجرای مود ضدآشفستگی بر اساس سرعت زاویه‌ای ماهواره وجود دارد و با توجه به زمان انتهایی نشانه‌روی به نقطه هدف، در زمان مناسب نسبت به اجرای مود ضدآشفستگی اقدام می‌کند. در این سناریو بدون

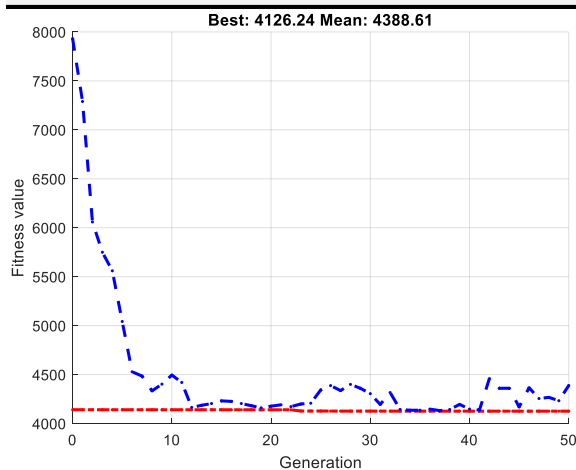
پیش‌بینی بر مبنای رگرسیون هستند [۲۲]. بنابراین، تابع هدف بهینه‌سازی در نظر گرفته‌شده در رابطه (۱۴) قابل‌مشاهده است:

$$F_{obj} = \int |T_{detactu}(\omega_T) - T_{detsim}(\omega_T)|^2 \quad (14)$$

از طرفی پارامترهای در نظر گرفته برای الگوریتم ژنتیک در جدول ۳ آورده شده است. با استفاده از این داده‌ها نتیجه همگرایی الگوریتم ژنتیک در شکل ۲ مشاهده می‌شود.

جدول (۳): پارامترهای تنظیمی الگوریتم ژنتیک

تعداد	تعداد	احتمال	نوع	روش
جمعیت	نسل	جهش	ترکیب ژنتیکی	انتخاب
۵۰	۵۰	۴۰٪	دو نقطه‌ای	Roulette



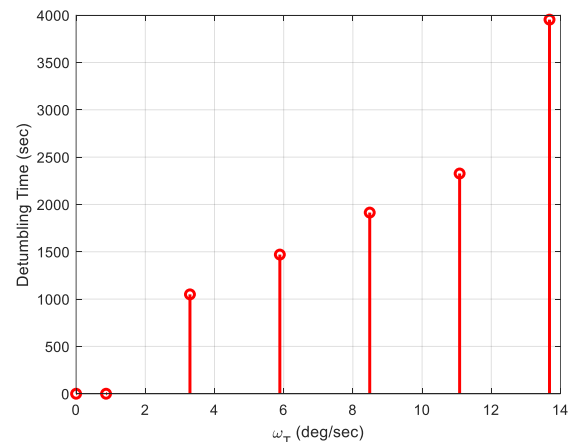
شکل (۲): نمودار همگرایی تابع هدف با استفاده از الگوریتم ژنتیک.

در نتیجه با ضرایب استخراج‌شده از الگوریتم ژنتیک، تابع رابطه (۱۵) به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$T_{det}(\omega_T) = -0.0005934\omega_T^6 + 0.05535\omega_T^5 - 1.943\omega_T^4 + 31.51\omega_T^3 - 232.3\omega_T^2 + 899.8\omega_T^1 - 347.4 \quad (15)$$

با استفاده از داده‌های به دست آمده، خطای برازش بر اساس اختلاف مقدار واقعی و مقدار تابع ۳/۳۹ درصد است. با استفاده از این ضرایب، در شکل ۳ نمودار داده واقعی و داده تابع برازش شده مشاهده می‌شود.

همان‌طور که در جدول ۲ مشاهده می‌شود، شبیه‌سازی‌ها برای مقادیر سرعت زاویه‌ای اولیه کمتر از ۱۵ درجه بر ثانیه انجام شده است. در شکل ۱ نیز می‌توان نمودار زمان اجرای مود ضدآشفتگی به سرعت زاویه‌ای اولیه در ماهواره را در چند نقطه مشاهده کرد.



شکل (۱): نمودار زمان اجرای مود ضدآشفتگی به سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره.

در ادامه با استفاده از بانک داده‌های استخراج‌شده که برابر با زمان اجرای مود ضدآشفتگی به ازای ورودی سرعت زاویه‌ای اولیه متفاوت است، می‌توان تابعی بر آن برازش کرد که حداقل خطا را داشته باشد. در اینجا با توجه به نوع داده‌های استخراج‌شده و برای پوشش کلی می‌توان تابع درجه پنج زیر برای آن در نظر گرفته‌شده است و کارایی این تابع برای داده‌های ۱۵ تا ۳۰ درجه بر ثانیه نیز سنجیده می‌شود.

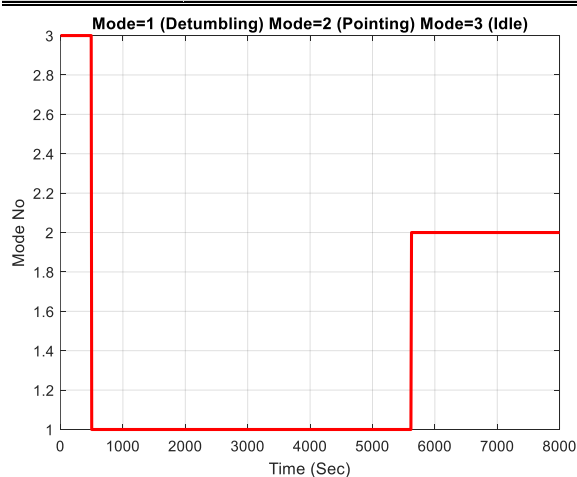
$$T_{det}(\omega_T) = p_0\omega_T^6 + p_1\omega_T^5 + p_2\omega_T^4 + p_3\omega_T^3 + p_4\omega_T^2 + p_5\omega_T^1 + p_6 \quad (13)$$

چندین روش برای استخراج ضرایب تابع بالا قابل‌استفاده است. در این مقاله با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک این ضرایب استخراج می‌شود. الگوریتم‌های ژنتیک تکنیک جستجو در علم رایانه برای یافتن راه‌حل تقریبی برای بهینه‌سازی مدل، ریاضی و مسائل جستجو است [۲۱]. این الگوریتم نوع خاصی از الگوریتم‌های تکاملی است که از تکنیک‌های زیست‌شناسی فرگشتی مانند وراثت، جهش زیست‌شناسی و اصول انتخابی داروین برای یافتن فرمول بهینه جهت پیش‌بینی یا تطبیق الگو استفاده می‌شود. الگوریتم‌های ژنتیک اغلب گزینه خوبی برای تکنیک‌های

با توجه به ورودی سرعت زاویه‌ای اولیه، ماهواره با رویکرد بیان‌شده باید برحسب زمان محاسبه‌شده انجام عملیات ضدآشفتگی را شروع نماید. به‌طور مثال، فرض شود که ماهواره در ساعت ۱۲ ظهر می‌خواهد مأموریت عکس‌برداری انجام دهد، اگر زمان اجرای مود نشانه‌روی را ۸ دقیقه در نظر بگیریم با رویکرد جدید بایستی ماهواره تشخیص دهد که در چه زمانی از حالت رها به حالت مود ضدآشفتگی رفته و سپس مود نشانه‌روی را اجرا نماید. در شکل ۴ نمودار تغییر مود ماهواره مشاهده می‌شود.

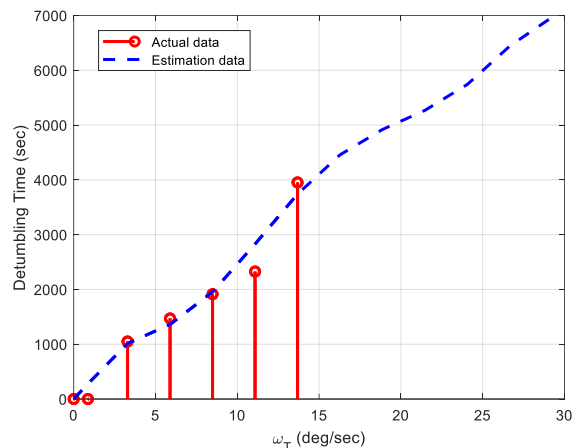
جدول (۴): توان مصرفی اجزای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت.

نام ماژول	توان مصرفی (w)	تعداد	توان مصرفی کل (w)
ژیروسکوپ	۱/۵	۲	۳
حسگر مغناطیسی	۰/۵۲۵	۲	۱/۰۵
GPS	۱/۳۲	۱	۱/۳۲
عملگر مغناطیسی	۱/۲	۱	۱/۲
چرخ واکنشی	۰/۶۵	۴	۲/۶
حسگر خورشید	۰/۰۷۵۹	۵	۰/۳۷۹۵



شکل (۴): نمودار تغییر مود ماهواره.

همان‌طور که نمودار بالا نشان می‌دهد بعد از گذشت ۵۰۰ ثانیه از مود رها، ماهواره وارد مود ضدآشفتگی شده است و تا زمان ۵۶۲۵ ثانیه در این مود باقیمانده است و سپس وارد مود



شکل (۳): نمودار داده واقعی و تابع در نظر گرفته‌شده از الگوریتم ژنتیک.

حال با استفاده از این تابع می‌توان با اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره فاصله زمانی موردنیاز برای اجرای مود ضدآشفتگی را به‌صورت برخط محاسبه کرده و زمان مناسب اجرای مأموریت را برنامه‌ریزی کرد. لذا در مصرف انرژی صرفه‌جویی خواهد شد. در بخش بعدی نتایج شبیه‌سازی ارائه خواهد شد.

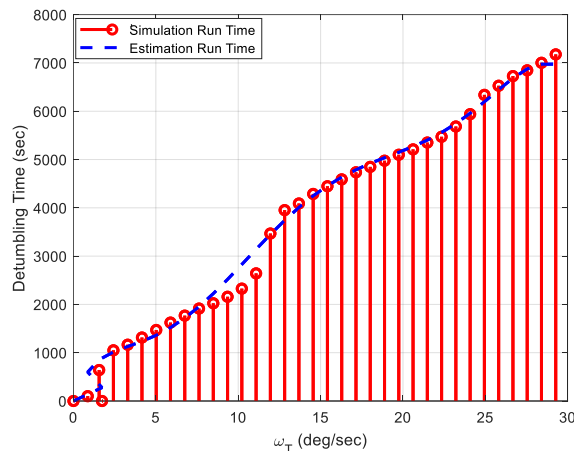
۴- نتایج شبیه‌سازی

در این بخش نتایج شبیه‌سازی و تحلیل سناریوی ماهواره از زمان رها بودن تا زمان نشانه‌روی با دو نگرش اجرای زمان ثابت مود ضدآشفتگی بدون توجه به سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره و روش جدید تخمین مدت‌زمان اجرای مود ضدآشفتگی ارائه می‌شود. در ادامه برای یک ماهواره نمونه، مصرف انرژی در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت مطابق جدول ۴ در نظر گرفته شده است.

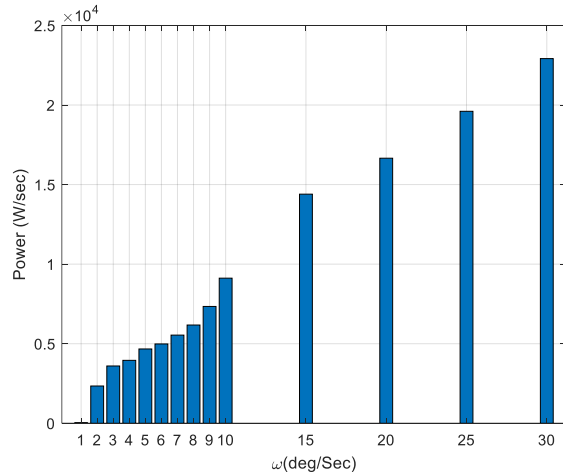
البته قابل‌ذکر است که در مود ضدآشفتگی که در اینجا شبیه‌سازی می‌شود، چرخ‌های واکنشی و حسگرهای خورشیدی مورد استفاده قرار نخواهد گرفت و مصارف آن‌ها در محاسبات وجود ندارد. همچنین از افزونگی حسگر مغناطیسی و ژيروسکوپ استفاده نشده است. برای بررسی کارایی روش پیشنهادی، فرض می‌شود ماهواره در شرایط سرعت زاویه‌ای اولیه زیر رها شده است:

$$\omega = [10 \quad 11 \quad 14] \text{ deg/s} \quad (۱۶)$$

مناسبتی است. همان‌طور که بیان شد در سناریوی اول، انجام مود ضدآشفتگی بر اساس حداکثر زمان است و در ادامه آن انجام مانور کنترل وضعیت است. اگر بر این اساس ماهواره طراحی شود، میزان مصرف توان 23471 (W/s) است درحالی‌که این مصرف توان بهینه نیست. درحالی‌که چون روش پیشنهادی زمان اجرا برحسب سرعت زاویه‌ای اولیه در نظر گرفته می‌شود، بنابراین، توان مصرفی کاهش پیدا می‌کند. در شکل ۷ نمودار مصرف انرژی در مود ضدآشفتگی برای چندین سرعت زاویه‌ای اولیه ارائه شده است.



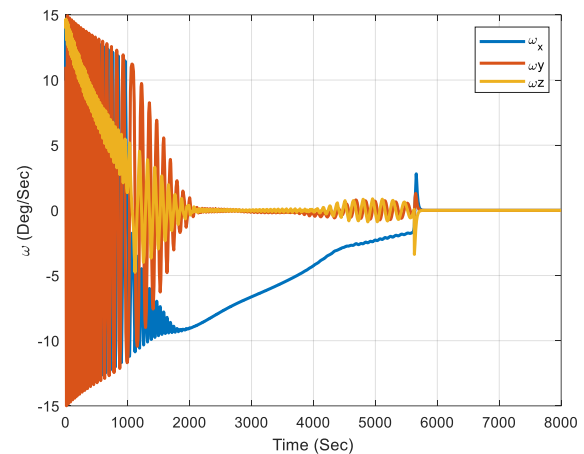
شکل (۷): نمودار زمان اجرای مود ضد آشفتگی برحسب سرعت زاویه‌ای اولیه در شبیه‌سازی و تخمین.



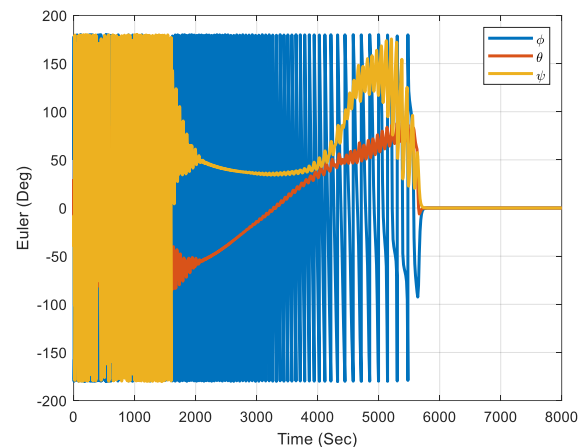
شکل (۸): نمودار توان مصرف شده مود ضدآشفتگی به ازای سرعت زاویه‌ای اولیه.

همان‌طور که در شکل ۸ مشاهده می‌شود میزان توان مصرفی از روش فعلی در سرعت‌های پایین تا کاهش بیش از ۵۰ درصد را نشان می‌دهد. در ادامه در شکل ۹ میزان درصد بهبود توان

نشانه‌روی شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود مود ضد آشفتگی حدود ۵۱۲۵ ثانیه طول کشیده است که با رابطه (۱۴) که چندجمله‌ای تخمین زمان مود ضدآشفتگی است مطابقت دارد. در ادامه به ترتیب در شکل‌های ۵ و ۶ نمودارهای سرعت زاویه‌ای و زاویه ماهواره را در طول اجرا نشان می‌دهد.



شکل (۵): نمودار سرعت زاویه‌ای ماهواره



شکل (۶): نمودار زوایای اولیه ماهواره.

همان‌طور که نمودار شکل ۵ نشان می‌دهد، ماهواره در طول زمان تخمین زده شده، به خوبی توانسته مود ضد آشفتگی را اجرا نماید و در شکل ۶ مشاهده می‌شود که مود نشانه‌روی نیز انجام شده است. در ادامه در شکل ۷ نمودار زمان طی شده در مود ضدآشفتگی به ازای سرعت زاویه‌ای اولیه‌های متفاوت بر اساس تخمین و همچنین شبیه‌سازی مشاهده می‌شود.

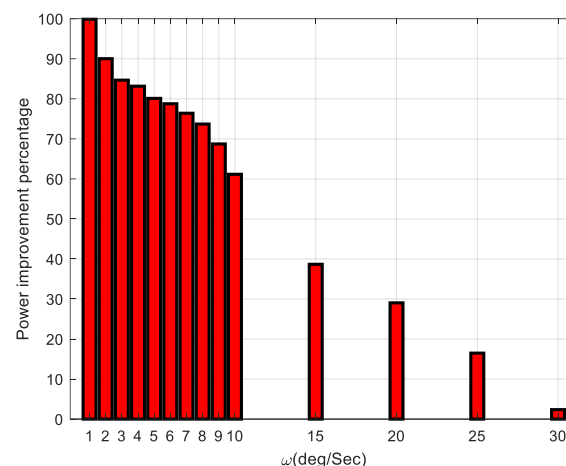
نمودار فوق نشان می‌دهد که تخمین زده شده با الگوریتم ژنتیک توانسته نتایج شبیه‌سازی را دنبال کند و دارای دقت

محاسبه زمان اجرای مود ضدآشفتگی برحسب سرعت زاویه‌ای ورودی است. این رویکرد پیشنهادی کمک می‌کند که به ازای سرعت زاویه‌ای اولیه‌های ورودی متفاوت، زمان اجرای مود ضدآشفتگی تنظیم و اجرا شود. با این روش مصرف انرژی در ماهواره بهینه‌شده و به مشکل مصرف انرژی در ماهواره‌های کوچک کمک خواهد کرد. همچنین با کاهش استفاده از اجزای ماهواره، عمر آن‌ها افزایش پیدا کرده و قابلیت اطمینان ماهواره افزایش خواهد یافت.

۶- مراجع

- [1] Wang Z, Yuan Y, Fu Y, Li J, Yang R, Wang H. Design of power supply and distribution system for high power KaSAR satellite. In 2022 3rd China International SAR Symposium (CISS) 2022 (pp. 1-5). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/CISS57580.2022.9971162>.
- [2] Karahan M, İyier OC, Gündoğdu ÜM, Yildirim D, Arslan C, Kazak E. Electrical power subsystem of İMECE satellite. In 2023 10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies (RAST) 2023 (pp. 1-6). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/RAST57548.2023.10197980>.
- [3] Acero IF, Diaz J, Hurtado-Velasco R, Bautista SR, Rincón S, Hernández FL, Rodríguez-Ferreira J, Gonzalez-Llorente J. A method for validating cubesat satellite EPS through power budget analysis aligned with mission requirements. IEEE Access. 2023;11:43316-32. DOI: <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2023.3271596>.
- [4] Abushawish S, Lifiya A, Khan H, Eshaq M, Gadhafi R, Gawanmeh A, Mukhtar H, Mansoor W. A Low cost, efficient electrical power system design for cubesat. In 2023 10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies (RAST) 2023 Jun 7 (pp. 1-6). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/RAST57548.2023.10197932>.
- [5] Patton J, Abedi A. Electrical Power System design and test for maine's first cubesat (MESAT1). In 2020 IEEE MIT Undergraduate Research Technology Conference (URTC) 2020 (pp. 1-4). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/URTC51696.2020.9668897>.
- [6] Melaku SD, Kim HD. Optimization of multi-mission CubeSat constellations with a multi-

مصرفی ماهواره در مود ضدآشفتگی در روش ارائه‌شده نسبت به دیدگاه اول و روش متداول در کشور مشاهده می‌شود.



شکل (۹): نمودار بهبود توان مصرف‌شده مود ضدآشفتگی به ازای سرعت زاویه‌ای اولیه در روش ارائه‌شده نسبت به دیدگاه اول.

همان‌طور که در شکل‌های فوق مشاهده می‌شود با این روش پیشنهادی زمان عملیات ماهواره در این مود و همچنین مصرف انرژی متناسب با سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره تنظیم می‌شود. این روش پیشنهادی دو مزیت برای ماهواره ایجاد می‌کند که عبارت‌اند از:

- (۱) کاهش مصرف انرژی مخصوصاً برای ماهواره‌های کوچک که مشکل تولید انرژی دارند.
- (۲) کاهش زمان اجرای مود که موجب کاهش استفاده از اجزاء ماهواره و در نتیجه افزایش عمر و قابلیت اطمینان ماهواره است.

۵- نتیجه‌گیری و پیشنهادها

در این مقاله به طراحی و اجرای روشی بهینه در مصرف انرژی و زمان اجرای مود ضدآشفتگی یک ماهواره پرداخته شده است. در اینجا سه دیدگاه متفاوت در اجرای مود ضد آشفتگی مورد بررسی قرار گرفت. سپس روش پیشنهادی برای اجرای مأموریت بیان شد و روش پیاده‌سازی آن ارائه گردید. در این مقاله، زمان اجرای مود ضد آشفتگی برحسب سرعت زاویه‌ای اولیه تخمین زده می‌شود. در اینجا، با استفاده از بانک داده‌های استخراج‌شده از ماهواره و با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک، تابعی پیشنهاد شد که خروجی این تابع

- [15] Zipfel PH. Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics. AIAA; 2000.
- [16] Wei D, Zheng D, Yang L, Cai R. Low earth orbit satellite admission control scheme based on deep Q-learning. In 2023 3rd International Conference on Neural Networks, Information and Communication Engineering (NNICE) 2023 (pp. 89-92). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/NNICE58320.2023.10105799>.
- [17] Zhao Z, Li G, Lu D. Research on modeling method of dynamic satellite communication network based on time cumulative Graph Model. In EEI 2022; 4th International Conference on Electronic Engineering and Informatics 2022: 1-5.
- [18] Wang Y, Wang Y, Shen Y. Satellite Dynamic Channel Prediction Based on LSTM Network. In 2023 IEEE 7th Information Technology and Mechatronics Engineering Conference (ITOEC) 2023 Sep 15 (Vol. 7, pp. 150-155). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/ITOEC57671.2023.10291710>.
- [19] Regan FJ. Dynamics of atmospheric re-entry. Aiaa; 1993.
- [20] Wang H, Dai H, Yue X, Amir K. Prescribed performance based adaptive model-free control for highly flexible spacecraft detumbling rotating satellites. Advances in Space Research. 2024;74(5):2288-301. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.05.076>.
- [21] Lee D, Kim BJ. Different environmental conditions in genetic algorithm. Physica A: Statistical Mechanics and its Applications. 2022;602:127604. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.physa.2022.127604>.
- [22] Jaramillo JH, Bhadury J, Batta R. On the use of genetic algorithms to solve location problems. Computers & Operations Research. 2002;29(6):761-79. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0305-0548\(01\)00021-1](https://doi.org/10.1016/S0305-0548(01)00021-1).
- objective genetic algorithm. Remote Sensing. 2023;15(6):1572. DOI: <https://doi.org/10.3390/rs15061572>.
- [7] Poghosyan A, Golkar A. CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. Progress in Aerospace Sciences. 2017;88:59-83. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.11.002>.
- [8] Rigo CA, Seman LO, Camponogara E, Morsch Filho E, Bezerra EA. Task scheduling for optimal power management and quality-of-service assurance in CubeSats. Acta Astronautica. 2021;179:550-60. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.016>.
- [9] He L, Liu XL, Chen YW, Xing LN, Liu K. Hierarchical scheduling for real-time agile satellite task scheduling in a dynamic environment. Advances in Space Research. 2019;63(2):897-912. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.10.007>.
- [10] Slongo LK, Martínez SV, Eiterer BV, Pereira TG, Bezerra EA, Paiva KV. Energy-driven scheduling algorithm for nanosatellite energy harvesting maximization. Acta Astronautica. 2018;147:141-51. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.03.052>.
- [11] Seman LO, Rigo CA, Camponogara E, Munari P, Bezerra EA. Improving energy aware nanosatellite task scheduling by a branch-cut-and-price algorithm. Computers & Operations Research. 2023 Oct 1;158:106292. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cor.2023.106292>.
- [12] Molina FX, Baccelli E, Zandberg K, Donsez D, Alphand O. Cubedate: Securing Software Updates in Orbit for Low-Power Payloads Hosted on CubeSats. In 2023 12th IFIP/IEEE International Conference on Performance Evaluation and Modeling in Wired and Wireless Networks (PEMWN) 2023 (pp. 1-6). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.23919/PEMWN58813.2023.10304910>.
- [13] Paiva D, Lima R, Carvalho M, Mattiello-Francisco F, Madeira H. Enhanced software development process for CubeSats to cope with space radiation faults. In 2022 IEEE 27th Pacific Rim International Symposium on Dependable Computing (PRDC) 2022 (pp. 78-88). IEEE. DOI: <https://doi.org/10.1109/PRDC55274.2022.0002>.
- [14] Naseh H, Jamali Amleshi F, Mahmoodi A, Mohammadi Bdizi N, Bakhtiari MR. Multi-objective optimization of satellite power supply subsystem based on mass and power production. Aerospace Knowledge and Technology Journal. 2024;12(2):231-44.