

HIL Experimental Analyses of Satellite Electrical Power Subsystem (EPS) in de-Tumbling Mode

H. Hosseinianari¹, E. Maani^{2*}, V. Bohluri³ and S. Seyedzamani⁴

1, 2, 3. Department of Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center

4. Faculty of Engineering, University of Tehran

*Postal Code:1459777511, Tehran, IRAN

e.maani@ut.ac.ir

In this study, hardware in the loop (HIL) simulation consisting of solar array simulator, programmable electric load, charger board, distribution board and attitude and position simulator is designed and developed for the mentioned purpose. Because of satellite high angular velocity in de-tumbling mode, it is not possible to perform the experimental tests for power consumption analysis. Power electric HIL can be used for modifying, redesigning, and verification of the power electric subsystem design. The power consumption of communications satellite components is simulated in a de-tumbling mode. De-tumbling mode of operation is implemented in HIL test bed and experimental results are extracted. The results consist of battery voltage, battery capacity, current, depth of discharge and voltage stability are investigated. The results of this paper can be useful in design, implementation and verification of electrical power subsystem for wide ranges of satellites from LEO to GEO.

Key words: Communication satellite, Power electric subsystem, De-tumbling mode, Hardware in loop

1.M. Sc.

2.Assistant Professor (Corresponding Author)

3.M. Sc.

4.educator

تحلیل تجربی زیرسامانه توان الکتریکی یک ماهواره مخابراتی در حالت آرامسازی در بستر سختافزار در حلقه

هادی حسینی اناری^۱، احسان معانی^{۲*}، وحید بهلوری^۳ و سهیل سیدزمانی^۴

۱، ۳ و ۴ - پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران

۲ - دانشکده فنی، دانشگاه تهران

*تهران، کدپستی: ۱۴۱۷۶۱۴۴۱۸

e.maani@ut.ac.ir

در این مطالعه یک بستر آزمون سختافزار در حلقه، طراحی و پیاده‌سازی شده است 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 این مقاله، به عنوان نمونه، این بستر برای یک ماهواره مخابراتی پیاده‌سازی شده است. میزان تغییرات ولتاژ دو سر باتری، میزان ظرفیت شارژ شده باتری، بررسی صحت برد توزیع و برد شارژر، بررسی میزان عمق دشارژ باتری و دفعات شارژ و دشارژ و بررسی ولتاژ دو سر باتری در برابر جریان‌های لحظه‌ای از موارد مورد بررسی در حالت آرامسازی می‌باشد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره مخابراتی، زیرسامانه توان الکتریکی، آرامسازی، سختافزار در حلقه

علائم و اختصارات

مقدمه

امروزه استفاده از شبیه‌سازها در طراحی و توسعه ماهواره‌های جدید به منظور پیش‌بینی عملکرد [۱]، یا کسب اطلاعات از عملکرد وضعیت‌های خاص و پرهزینه [۲] رواج پیدا کرده است. شبیه‌سازی رفتار زیرسامانه‌های ماهواره، به خصوص در مراحل طراحی اولیه و طراحی دقیق از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است [۳]. به‌طور کلی، دو رویکرد مستقل و تجمعی برای شبیه‌سازی و آزمون عملکرد زیرسامانه‌ها قابل‌تصور است. در رویکرد مستقل، هر زیرسامانه به‌صورت مجزا و براساس سناریوی دستیابی به بیشینه بازدهی یا

x	ظرفیت باتری
v	ولتاژ باتری
P _i	ضرایب رابطه
RMSE	خطای جذر میانگین مربعات

۱. کارشناسی ارشد

۲. استادیار (نویسنده مخاطب)

۳. کارشناسی ارشد

۴. مربی

حالت آرام‌سازی^۳ است. اهمیت حالت آرام‌سازی در متوقف نمودن سرعت زاویه‌ای اولیه ماهواره پس از جدایش از پرتابگر، در سه جهت می‌باشد. در این ماهواره، همانند بسیاری از ماهواره‌ها، الزامات سیستمی در حالت‌های مختلف کاری ماهواره متفاوت بوده و مصرف توان در لحظات و موقعیت‌های جدید تغییر می‌کند. از سوی دیگر، وضعیت آرایه‌های خورشیدی با توجه به حالت عملیاتی ماهواره نسبت به خورشید تغییر می‌کند. بنابراین، توان تولیدی ماهواره در حالت‌های و لحظات مختلف دچار تغییر خواهد شد. موارد مذکور پیچیدگی طراحی چنین سامانه‌ای را دوچندان می‌کند. در این مقاله تأمین و مصرف توان الکتریکی در حالت آرام‌سازی ماهواره در بستر تست سخت‌افزار در حلقه، مورد ارزیابی قرار گرفته است. همچنین، عملکرد این زیرسامانه از تلفیق شبیه‌سازی و سخت‌افزار در حلقه با رویکرد بررسی کیفیت ولتاژ مورد ارزیابی قرار گرفته است. در این مطالعه یک بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه زیرسامانه تأمین توان الکتریکی، شامل المان‌هایی چون بسته باتری، برد شارژر و برد توزیع در تعامل با شبیه‌ساز تولید توان الکتریکی آرایه‌های خورشیدی و بار مصرفی برنامه‌پذیر طراحی و پیاده‌سازی شده است. یک رایانه شبیه‌ساز برای شبیه‌سازی وضعیت و موقعیت ماهواره و دادن ورودی‌های شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی و بار برنامه‌پذیر در نظر گرفته شده است. بررسی میزان تغییرات ولتاژ دو سر باتری، میزان ظرفیت شارژ شده باتری، بررسی صحت برد توزیع و برد شارژر، بررسی میزان عمق دشارژ باتری، دفعات شارژ و دشارژ و بررسی ولتاژ دو سر باتری در برابر جریان‌های لحظه‌ای بارهای اعمالی در این مقاله مورد بررسی و تحلیل قرار گرفته است.

ساختار مقاله بدین صورت است که پس از اتمام بخش مقدمه، در بخش «بستر سخت‌افزار در حلقه» به معرفی سخت‌افزارهای به‌کار رفته در این پژوهش معرفی و بحث می‌شود. سپس، در بخش «شبیه‌سازی و پیاده‌سازی مصرف توان الکتریکی» مصرف توان هر یک از زیرسیستم‌های ماهواره در حالت آرام‌سازی ارائه و نمودارهای مربوطه رسم می‌شود. در بخش «پیاده‌سازی تولید توان الکتریکی آرایه‌ها»، نحوه راه‌اندازی سخت‌افزاری شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی و ارتباط آن با شبیه‌ساز کنترل وضعیت ماهواره شرح داده می‌شود. نهایتاً مقاله با ارائه نتایج به‌دست آمده و جمع‌بندی آن در بخش نتیجه‌گیری پایان می‌یابد.

بستر سخت‌افزار در حلقه

اجزای بستر سخت‌افزار در حلقه زیرسامانه توان الکتریکی و نحوه ارتباط آن‌ها باهم به‌صورت شماتیک برای یک ماهواره مخابراتی در

شناسایی رفتار عملکردی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. به عنوان مثال مطالعات زیادی برای بررسی تعیین و کنترل وضعیت ماهواره [۴]، تعیین مدار ماهواره [۵]، سازه ماهواره [۶]، زیرسامانه پیشرانس ماهواره [۷] و سایر زیرسامانه‌ها صورت گرفته است. در صورتی که در رویکرد تجمیعی، عملکرد زیرسامانه در ارتباط با سایر زیرسامانه‌ها و به لحاظ سیستمی مورد ارزیابی قرار می‌گیرد [۸]. از سوی دیگر در رویکرد تجمیعی، عدم قطعیت‌هایی که در تعامل المان‌ها با یکدیگر صورت می‌پذیرد، مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت. مدل‌سازی‌ها و شبیه‌سازی‌ها چه بر پایه محاسبات ساده ریاضی باشند [۹] یا اینکه بر پایه اطلاعات عملیات دیگر [۱۰]، نقشی کلیدی در مراحل طراحی ماهواره‌ها ایفا می‌کنند. با وجود این که مطابق منحنی طراحی سیستمی وی^۱، شبیه‌سازی‌ها بعد یا حین مرحله طراحی مفهومی و طراحی اولیه انجام می‌شود و آزمون سخت‌افزار در حلقه بعد یا حین مرحله طراحی دقیق انجام می‌شود [۱۱]. جایگزینی المان‌های واقعی به جای مدل‌های موجود در شبیه‌سازها به نزدیک شدن نتایج به شرایط واقعی کمک خواهد کرد تا جایی که کلیه المان‌ها تا حد ممکن در شبیه‌ساز وارد شده و یک حلقه سخت‌افزار در حلقه فراهم شود.

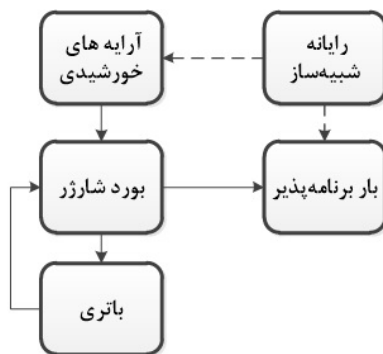
زیرسامانه تأمین توان الکتریکی ماهواره به‌طور کلی از جزء تولید انرژی (پنل‌های خورشیدی)، جزء ذخیره انرژی (برد شارژر و باتری)، جزء توزیع توان (برد توزیع) تشکیل شده است [۱۲]. زیرسامانه تأمین و توزیع توان الکتریکی نیز در مراحل طراحی از این قاعده مستثنا نبوده و نیاز به آزمون‌های سخت‌افزار در حلقه به خصوص در تعامل با سایر زیرسامانه‌ها و الزامات سیستمی دارد. به‌طور خلاصه آزمون و شبیه‌سازی ممکن است در سطح المان یک برد الکترونیکی یا کل مجموعه زیرسامانه انجام شود. شبیه‌سازی در سطح زیرسامانه در شرایط مطلوب به بهینه‌شدن معماری زیرسامانه که معمولاً از تجمیع المان‌های غیرخطی تشکیل می‌شود، می‌انجامد [۱۳]. از سوی دیگر، تحلیل‌های قابلیت اطمینان و عیب‌یابی یکی از موارد کاربرد شبیه‌سازی‌ها در سطح زیرسامانه است. معمولاً شبیه‌سازی‌ها در سطح زیرسامانه تأمین و توزیع توان الکتریکی با دو معیار شبیه‌سازی تعادل انرژی^۲ و کیفیت ولتاژ انجام می‌شود [۱۴]. در رویکرد شبیه‌سازی تعادل انرژی، میزان جریان اخذ شده از آرایه‌های خورشیدی، میزان شارژر باتری و ولتاژ پایانه مورد ارزیابی قرار می‌گیرد [۱۵]. در صورتی که در شبیه‌سازی کیفیت ولتاژ، تحلیل رفتار گذرا و رفتار پایدار ولتاژ در مواجهه با بارهای مصرفی مورد بررسی قرار می‌گیرد [۱۶].

هدف از این پژوهش، ارزیابی عملکرد زیرسامانه تأمین و توزیع توان الکتریکی یک میکروماهواره با مأموریت مخابراتی در

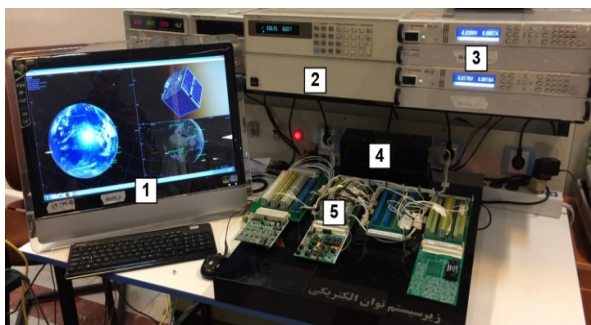
1. Vee Design Graph
2. Energy Balance

3. Detumbling

حالت آرامسازی می‌کند. اطلاعات مربوط به وضعیت صفحات خورشیدی نسبت به خورشید به صورت زمان واقعی به دستگاه شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی ارسال می‌شود. از طرفی با توجه به سناریوی تعریف شده مأموریت ماهواره، مصرف توان الکتریکی المان‌های ماهواره مدل‌سازی و به بار الکترونیکی برنامه‌پذیر منتقل می‌شود تا توان الکتریکی معادل را مصرف کند. ارتباط بین اجزای بستر آزمون در شکل (۲) به صورت شماتیک نشان داده شده است. به منظور شارژ باتری از یک برد شارژر استفاده شده است که براساس توان تولیدی شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی، باتری را شارژ می‌کند. تجهیزات استفاده شده در شکل (۳) نشان داده شده است.



شکل ۲- ارتباط تجهیزات بستر آزمون زیرسامانه توان الکتریکی

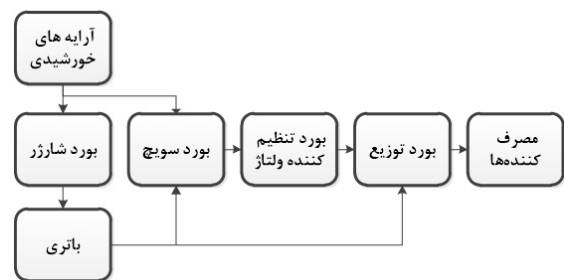


1: Simulator Computer
2: Load Simulator
3: Solar Array Simulator
4: Battery
5: Charger Board

شکل ۳- تجهیزات آزمایشگاهی استفاده شده در بستر آزمون

باتری استفاده شده از جنس لیتیوم یون و بسته باتری متشکل از ۲۴ سلول است که هر سلول باتری در حالت شارژ کامل حدود ۴/۱۵ ولت ولتاژ دارد. ۸ باتری با یکدیگر سری شده و ولتاژ شارژ کامل حدود ۳۴ ولت را ایجاد می‌نماید. همچنین به منظور افزایش ظرفیت باتری، ۳ مجموعه متشکل از ۸ باتری با یکدیگر موازی شده و نهایتاً یک بسته باتری با ظرفیت ۹۰۰۰ میلی‌آمپر ساعت را ایجاد نموده است.

شکل (۱) آورده شده است. با توجه به این شکل، زمانی که ماهواره در معرض نور خورشید باشد، توان الکتریکی مورد نیاز ماهواره و همچنین شارژ باتری از طریق توان الکتریکی تولیدی از آرایه‌های خورشیدی تأمین می‌شود. در این حالت توان الکتریکی تولیدی از آرایه‌های خورشیدی در برد دی‌سی - دی‌سی^۱ به ولتاژهای مصرفی مورد نیاز تبدیل شده و از طریق برد توزیع^۲ به قسمت‌های مصرفی ماهواره تزریق می‌شود. باتری‌ها نیز از طریق برد شارژر به صورت هم‌زمان شارژ می‌شوند. درحالتی که ماهواره در سایه قرار گیرد، برد پاور سوئیچ^۳ مسیر تغذیه برد تبدیل را از آرایه‌های خورشیدی به باتری تغییر می‌دهد.



شکل ۱- اجزای زیرسامانه توان الکتریکی برای یک ماهواره مخابراتی

به منظور ایجاد بستر مناسب برای آزمایش عملکردی زیرسامانه توان الکتریکی و کارایی باتری طراحی شده، از یک سو وضعیت ماهواره باید شبیه‌سازی شود و از طرف دیگر میزان مصرف توان الکتریکی المان‌ها به صورت دینامیکی، متناسب با موقعیت مداری و وضعیت ماهواره مدل‌سازی شود. بنابراین، وضعیت ماهواره برای نقطه مکانی مورد نظر، با ارتفاع مداری مشخص و سرعت زاویه‌ای مفروض از ابتدای حالت آرامسازی تا انتهای این حالت در نرم‌افزار متلب^۴ شبیه‌سازی و برای نمایش گرافیکی به نرم‌افزار سلس‌شیا^۵ متصل می‌شود. به منظور تولید توان الکتریکی معادل آرایه‌های خورشیدی در وضعیت‌های مختلف ماهواره از دستگاه شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی محصول شرکت اجیلنت^۶ استفاده شده است. این دستگاه با توجه به ورودی‌های دریافتی از رایانه شبیه‌ساز که وضعیت و موقعیت ماهواره در فضا را معادل‌سازی می‌کند، توان الکتریکی معادل لحظه‌ای تولید می‌کند. رایانه شبیه‌ساز با توجه به شرایط اولیه ماهواره در فضا پس از جدایش از ماهواره‌بر شروع به کنترل وضعیت آن به کمک سه عدد گشتاوردهنده مغناطیسی در

1. DC-DC Board
2. Power Distribution Board
3. Power Switch Board
4. MATLAB
5. Celestia
6. Agilent

شبیه‌سازی و پیاده‌سازی مصرف توان الکتریکی

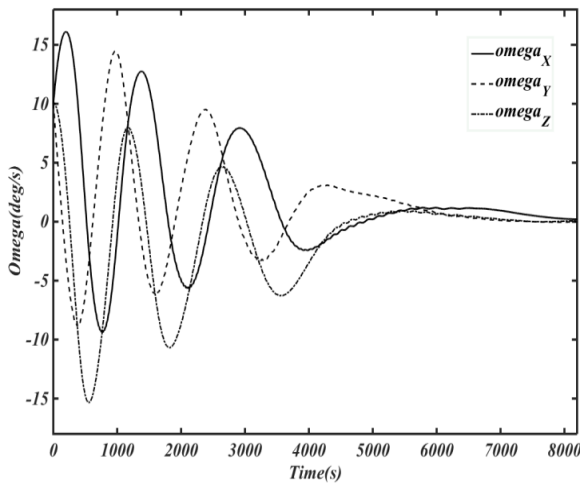
میزان توان الکتریکی مصرفی در ماهواره را می‌توان به دو دسته تقسیم کرد که عبارتند از: توان الکتریکی مصرفی ثابت و توان الکتریکی مصرفی متغیر. تعدادی از المان‌ها با تغییرات بسیار کم در طول عمر ماهواره، تقریباً مصرف توان الکتریکی ثابتی دارند. از آن جمله می‌توان برخی حسگرهای ماهواره و یا بخش رایانه پردازنده ماهواره را نام برد. مصرف توان الکتریکی دیگر المان‌ها تابع وضعیت، موقعیت و مأموریت ماهواره است. به عنوان مثال بخش فرستنده‌های مخابراتی ماهواره هنگامی روشن می‌شوند که ماهواره در منطقه دسترس به ایستگاه زمینی باشد و یا برای کنترل وضعیت ماهواره در حالت آرام‌سازی از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی استفاده می‌شود. این عملگرها تا اتمام این حالت یعنی تا زمانی که سرعت‌های زاویه‌ای ماهواره در سه جهت به کمتر از 0.2 درجه بر ثانیه برسد روشن هستند. اجزایی که توان الکتریکی مصرفی ثابت دارند به همراه میزان مصرف توان الکتریکی آن‌ها در جدول (۱) آورده شده است.

جدول ۱- میزان توان الکتریکی ثابت مصرفی المان‌ها

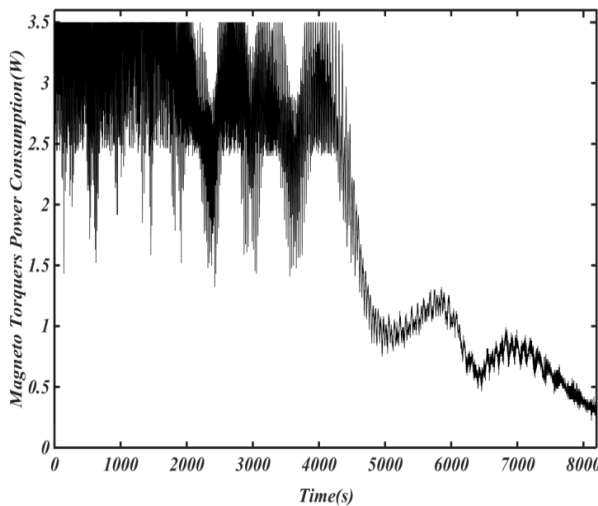
توان الکتریکی مصرفی ثابت (وات)	المان
۲/۵	رایانه روی برد
۱/۲	سنسورهای کنترل وضعیت
۰/۵	سنسورهای دما
۷/۵۷	بردهای زیرسامانه توان الکتریکی
۳/۵	گیرنده مخابراتی ماهواره

حالت آرام‌سازی از لحظه جدایش ماهواره تا لحظه‌ای که سرعت زاویه‌ای ماهواره در هر سه جهت کمتر از حدود 0.2 درجه بر ثانیه برسد، ادامه دارد. به‌منظور در نظر گرفتن شرایط سخت‌گیرانه، شرایط اولیه ماهواره در این مقاله در لحظه جدایش در هر سه جهت 10 درجه بر ثانیه در نظر گرفته شده و در نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی شده است. در این حالت، فقط از عملگر مغناطیسی (مگنتوتورکر^۱) استفاده و برای ارتفاع مداری پایین^۲ و زاویه میل مداری منطبق بر کشور ایران در مدت زمان ۸۱۹۸ ثانیه انجام شده است. نتایج این شبیه‌سازی در شکل ۴ ارائه شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، سرعت زاویه‌ای ماهواره در سه جهت پس از گذشت ۸۱۹۸ ثانیه به کمتر از 0.2 درجه بر ثانیه می‌رسد و ماهواره وارد حالت آرام شده است. با توجه به مداری که ماهواره در آن قرار

دارد، پیمودن یک دور کامل مدار حدود ۹۰ دقیقه طول می‌کشد. بنابراین، ماهواره پس از $1/5$ دور وارد حالت آرام شده است. به‌منظور بررسی میزان توان الکتریکی مصرفی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی، این گشتاوردهنده‌ها مدل‌سازی و توان الکتریکی مصرفی آن‌ها نیز در حالت آرام‌سازی شبیه‌سازی شده است. نتایج این شبیه‌سازی در شکل (۵) آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، همزمان با کاهش سرعت زاویه‌ای و آرام شدن وضعیت ماهواره، میزان مصرف توان الکتریکی عملگرهای ماهواره نیز کاهش می‌یابد.



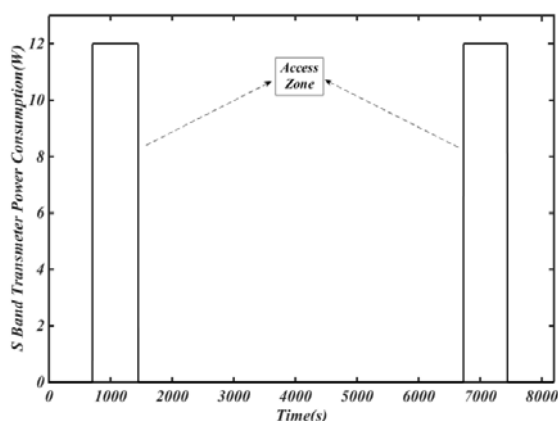
شکل ۳- تغییرات سرعت زاویه‌ای ماهواره از لحظه جدایش از ماهواره بر در طول حالت آرام‌سازی



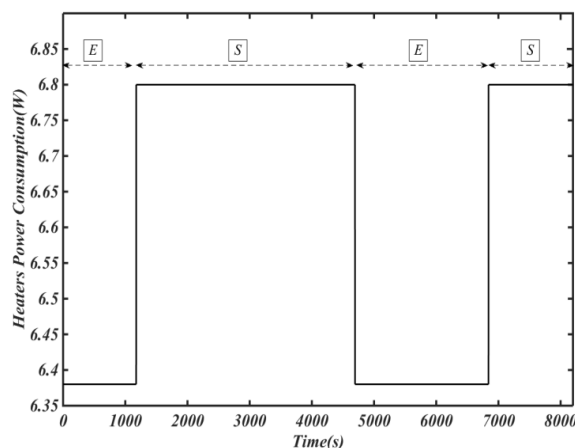
شکل ۵- توان الکتریکی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی در طول حالت آرام‌سازی به‌منظور کنترل دمای بخش‌های حساس ماهواره به‌خصوص بسته باتری، تعدادی گرم‌کن الکتریکی در قسمت‌های مختلف ماهواره تعبیه شده که با روشن شدن گرم‌کن‌ها، دما افزایش می‌یابد. مجموع میزان توان الکتریکی مصرفی این گرم‌کن‌ها در طول یک

1. Magneto-Torquer
2. Low Earth Orbit (LEO)

برنامه‌پذیر^۳ مصرف شده است. نتایج شبیه‌سازی مصرف توان الکتریکی این ماهواره در شکل (۸) در طول حالت آرام‌سازی ارائه شده است. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، نوسانات توان الکتریکی در ابتدای شبیه‌سازی بیشتر است. این مسئله به دلیل سرعت زاویه‌ای زیاد ماهواره در ابتدای مانور است. همچنین، در هنگام دسترسی ماهواره به ایستگاه زمینی، توان الکتریکی مصرفی افزایش یافته است. این نکته نیز قابل توجه است که با گذر از حالت آرام‌سازی و نزدیک شدن به حالت نشانه‌روی، مجموع توان الکتریکی مصرفی ماهواره رو به کاهش است.

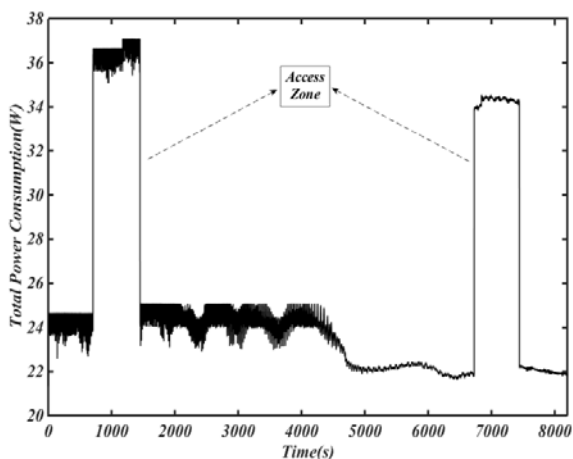


دوره سایه^۱ تقریباً عددی ثابت است. همچنین، این مقدار در طول زمان در دسترس خورشید بودن ماهواره نیز عددی ثابت است. بنابراین، میزان توان الکتریکی مصرفی گرم‌کن‌های الکتریکی زیرسامانه کنترل حرارت در طول حالت آرام‌سازی به صورت شکل (۶) خواهد بود.



شکل ۶- توان الکتریکی مصرفی گرم‌کن‌های زیرسامانه کنترل حرارت در طول حالت آرام‌سازی

شکل ۷- توان الکتریکی فرستنده مخابراتی ماهواره در طول حالت آرام‌سازی



شکل ۸- توان الکتریکی مصرفی کل ماهواره در طول حالت آرام‌سازی

به منظور شبیه‌سازی مصرف توان الکتریکی از یک دستگاه بار برنامه‌پذیر استفاده شده است. این دستگاه که در شکل (۳) با عدد ۲ نشان داده شده است، از طریق ارتباط سریال به رایانه شبیه‌ساز متصل می‌شود. برای برقراری ارتباط رایانه شبیه‌ساز با این دستگاه به حالت زمان واقعی، برنامه‌ای در نرم‌افزار لیبویو^۴ نوشته شده که رابط کاربری آن مطابق شکل

به منظور ارتباط مخابراتی ماهواره با ایستگاه زمینی، گیرنده ماهواره همواره روشن است. زمانی که ماهواره در منطقه دسترسی^۲ نسبت به ایستگاه زمینی براساس سناریوی تعریف شده، فرستنده ماهواره روشن می‌شود. میزان توان الکتریکی مصرفی گیرنده مخابراتی همان‌گونه که در جدول (۱) اشاره شد، ۳/۵ وات است. این مقدار برای فرستنده مخابراتی ماهواره حدود ۱۲ وات است. با توجه به مصرف بالای فرستنده مخابراتی، در حالت عادی این المان خاموش است و با توجه به مأموریت ماهواره و دستور ایستگاه زمینی روشن می‌شود. در این مقاله، بحرانی‌ترین سناریوی مصرف توان الکتریکی فرستنده مخابراتی در نظر گرفته شده است. به محض اینکه ماهواره در منطقه دسترسی ایران قرار گیرد، فرستنده مخابراتی روشن می‌شود و در تمامی طول مدت زمانی که در منطقه دسترس قرار دارد، روشن می‌ماند. تمامی مراحل مذکور در نرم‌افزار شبیه‌سازی و نتایج شبیه‌سازی مصرف توان الکتریکی فرستنده مخابراتی ماهواره در طول حالت آرام‌سازی در شکل (۷) نمایش داده شده است.

توان الکتریکی مصرفی مجموع المان‌های مصرفی ماهواره مدل‌سازی می‌شود. مطابق سناریوی تعریف شده در حالت آرام‌سازی، این توان الکتریکی مصرفی توسط یک بار الکترونیکی

3. Agilent Technologies-N3300A
 4. LabVIEW

1. Eclipse
 2. Access Zone

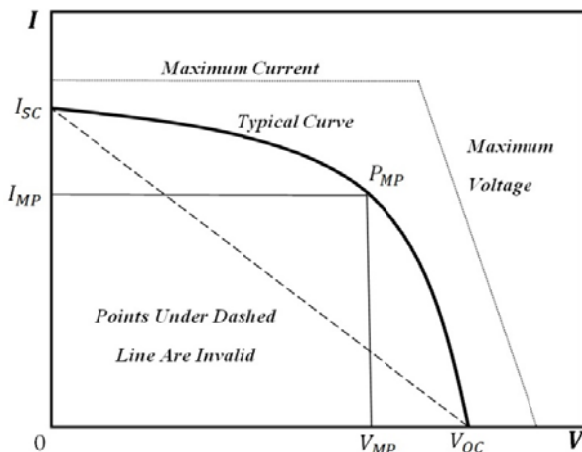
شدت توان الکتریکی تولیدی از آرایه‌های خورشیدی در فضا به سه متغیر اصلی وابسته است که عبارتند از: زاویه اشعه خورشید با آرایه‌ها، دمای سطح آرایه‌ها و مشخصه‌های ساختاری سلول‌ها. در این مقاله به منظور شبیه‌سازی توان الکتریکی تولیدی از آرایه‌های خورشیدی از دستگاه شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی استفاده شده است. این دستگاه دارای سه حالت عملکردی به صورت زیر است:

• حالت ثابت

• حالت شبیه‌ساز آرایه خورشیدی

• حالت مبتنی بر جدول

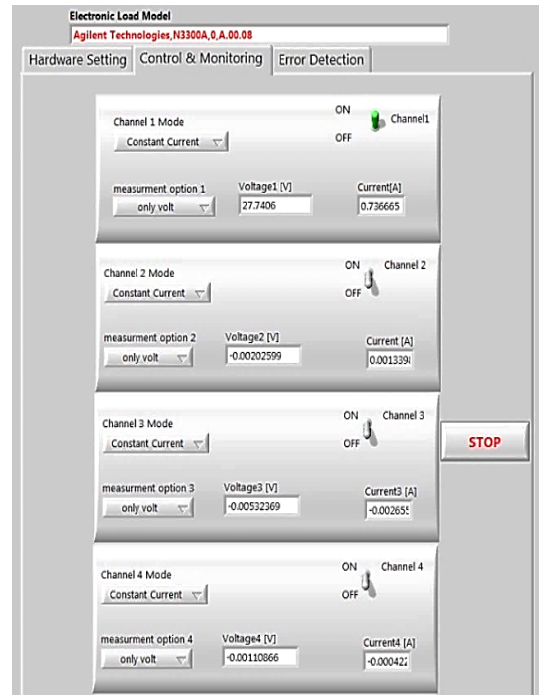
با توجه به عملکرد مورد نیاز در آزمون، دستگاه در حالت شبیه‌ساز آرایه خورشیدی تنظیم می‌شود. در این حالت خروجی دستگاه منطبق بر مدل نمایی در نظر گرفته شده برای آرایه‌های خورشیدی است [۱۷] که شامل ۴ پارامتر ولتاژ مدار باز، جریان اتصال کوتاه، جریان در نقطه بیشینه توان روی منحنی و ولتاژ در نقطه بیشینه توان روی منحنی است. در شکل (۱۱) نمونه‌ای از نمودار حالت شبیه‌ساز آرایه خورشیدی نمایش داده شده است.



شکل ۱۱- مشخصه ولتاژ-جریان آرایه خورشیدی در شبیه‌ساز [۱۸]

شبیه‌ساز آرایه خورشیدی که در شکل (۳) با عدد ۳ نشان داده شده است، از طریق کابل شبکه به رایانه شبیه‌ساز وصل می‌شود. برای برقراری ارتباط رایانه شبیه‌ساز با این دستگاه به حالت زمان واقعی، برنامه‌ای در نرم‌افزار لیبویو نوشته شده که رابط کاربری آن مطابق شکل (۱۲) است. همان‌گونه که از شکل مشخص است، دستگاه دارای دو کانال مجزا است. با توجه به اینکه مدل ماهواره دارای چهار صفحه خورشیدی یکسان در چهار وجه ماهواره است، بدین منظور برای شبیه‌سازی تمامی آرایه‌های ماهواره از دو دستگاه شبیه‌ساز آرایه خورشیدی استفاده شد. با توجه به الگوریتم کنترلی نوشته شده در حالت آرام‌سازی، در هر لحظه از زمان یک سرعت زاویه‌ای خاص و وضعیت جدید ایجاد می‌شود. این وضعیت بر توان الکتریکی تولیدی آرایه‌های خورشیدی تأثیر مستقیم دارد.

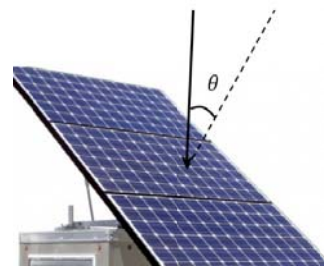
(۹) است. همان‌گونه که از شکل مشخص است، دستگاه دارای چهار کانال مجزا است. سیگنال‌های رایانه شبیه‌ساز در هر لحظه در یک فایل متنی ذخیره می‌شود. برنامه نوشته شده در لیبویو اطلاعات فایل متنی را در هر لحظه به عنوان ورودی دستگاه در نظر می‌گیرد و متناسب با آن دستور مصرف توان الکتریکی به بار الکترونیکی اعمال می‌کند.



شکل ۹- رابط کاربری نرم‌افزار لیبویو برای ارتباط با دستگاه بار الکترونیکی

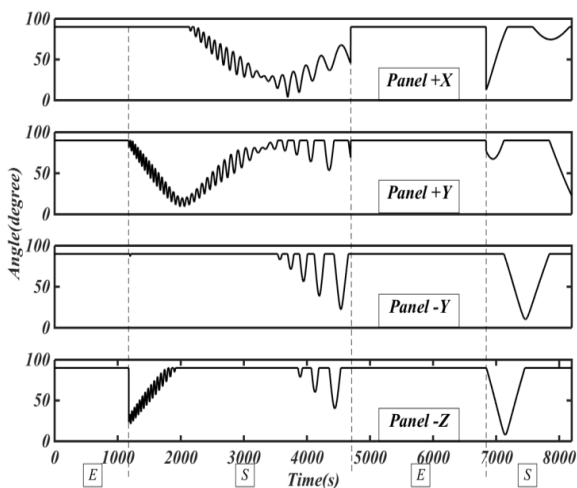
پایاده‌سازی تولید توان الکتریکی آرایه‌ها

سطح آرایه‌های خورشیدی زمانی که در مقابل خورشید قرار می‌گیرد، نسبت به اشعه خورشید، زاویه‌ای بین ۰ تا ۹۰ درجه دارد. این زاویه مطابق شکل (۱۰) تعریف می‌شود. هر اندازه این زاویه به صفر نزدیک‌تر باشد، اشعه خورشید به سطح آرایه عمودتر و باعث تولید توان الکتریکی بیشتری می‌شود. همچنین زمانی که آرایه در سایه قرار می‌گیرد، این زاویه ۹۰ درجه در نظر گرفته می‌شود.

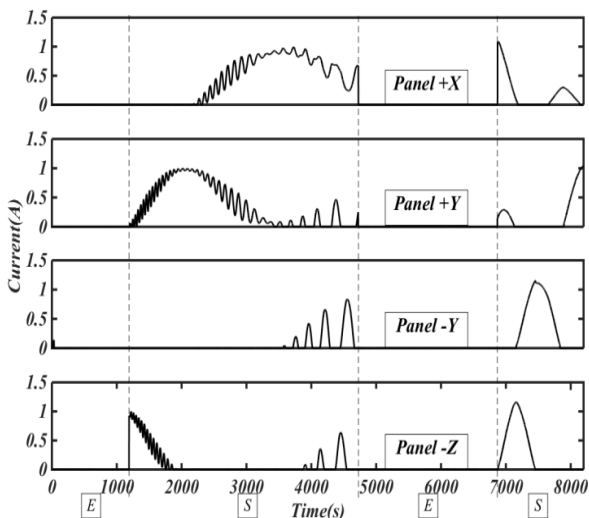


شکل ۱۰- زاویه اشعه خورشید با آرایه‌های خورشیدی

۰ تا ۹۰ درجه است و هر اندازه این زاویه به صفر نزدیکتر باشد نشان‌دهنده عمودتر بودن اشعه خورشید بر روی صفحات خورشیدی است. جریان الکتریکی تولید شده از آرایه‌های خورشیدی متناسب با زاویه تابش اشعه خورشید بر روی آرایه‌ها در طول حالت آرامسازی در شکل (۱۴) نشان داده شده است. توان الکتریکی تولیدی از آرایه‌ها در مرحله اول صرف تأمین توان الکتریکی مصرفی اجزای ماهواره می‌شود. در صورتی که توان الکتریکی مصرفی المان‌ها بیشتر از مقدار تولیدی آرایه‌ها باشد مازاد توان الکتریکی مورد نیاز از باتری تأمین می‌شود و هنگامی که توان الکتریکی مصرفی المان‌ها کمتر از مقدار تولیدی آرایه‌ها باشد، مازاد توان الکتریکی تولیدی صرف شارژ باتری می‌شود.

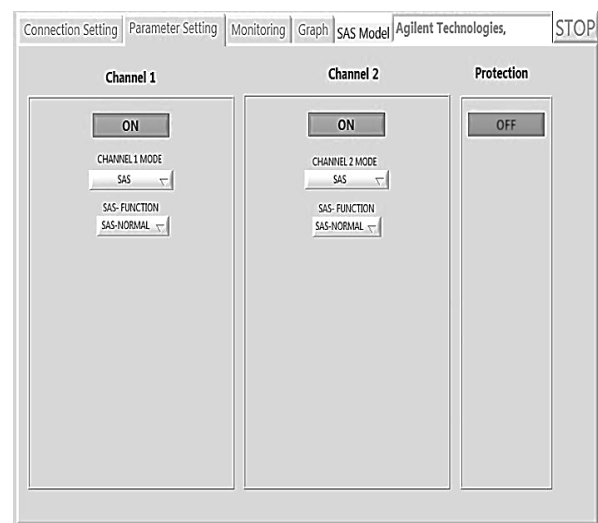


شکل ۱۲- تغییرات زاویه آرایه‌های خورشیدی با اشعه خورشید در طول حالت آرامسازی به تفکیک هر آرایه



شکل ۱۳- تغییرات زاویه آرایه‌های خورشیدی با اشعه خورشید در طول حالت آرامسازی به تفکیک هر آرایه

بنابراین، در هر لحظه از زمان مشخصه ولتاژ-جریان به‌روز شده به شبیه‌ساز آرایه خورشیدی اعمال می‌شود. متناسب با وضعیت اعمالی جدید به شبیه‌ساز آرایه، توان الکتریکی تولیدی جدید ایجاد می‌شود. همزمان با اعمال فرمان‌ها به شبیه‌ساز، داده‌ها در فایل متنی ذخیره می‌شوند. قابل ذکر است که اعمال فرمان‌ها به شبیه‌ساز از طریق برنامه نوشته شده در نرم‌افزار لیبویو انجام می‌شود. شبیه‌سازی به‌صورت زمان واقعی در نظر گرفته می‌شود و فرکانس ارسال داده‌ها یک هر تیز لحاظ شده است.

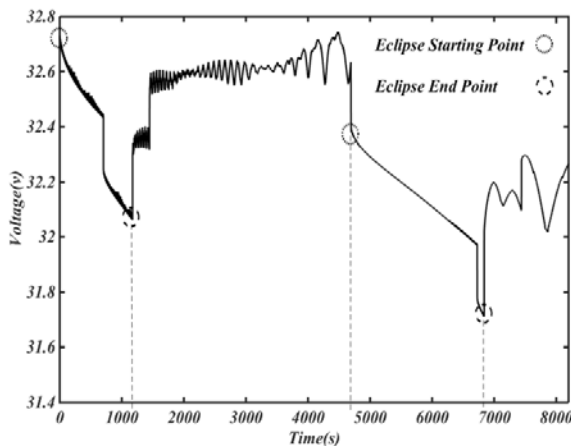


شکل ۱۴- رابط کاربری نرم‌افزار لیبویو برای ارتباط با دستگاه شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی

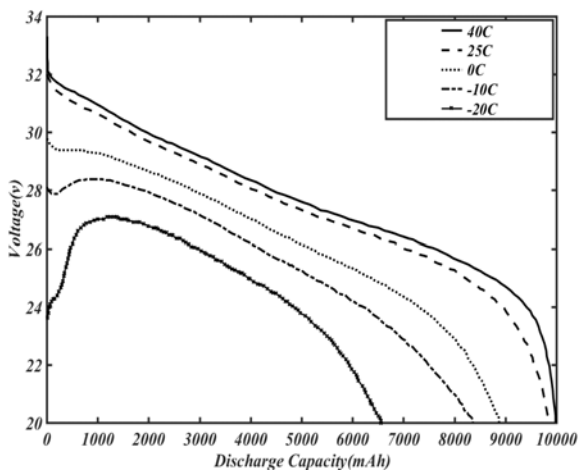
بررسی نتایج

بررسی تغییرات انرژی باتری، بررسی عملکرد زیرسامانه توان الکتریکی در حالت آرامسازی از جمله خروجی‌های مورد بررسی در این مطالعه است. تغییرات ولتاژ باتری با میزان انرژی باتری در تأمین توان الکتریکی ماهواره به هنگام شارژ شدن رابطه مستقیم دارد و میزان کارایی آرایه‌های خورشیدی به هنگام شارژ کردن باتری را نشان می‌دهد. مجموعه الگوریتم کنترل، شبیه‌ساز آرایه خورشیدی، شبیه‌ساز مصرف توان الکتریکی، باتری و برد شارژ کننده به‌طور همزمان حلقه سخت‌افزاری را تشکیل داده و شبیه‌سازی زیرسامانه توان الکتریکی انجام شده است. در این راستا، تغییرات زاویه آرایه‌ها با خورشید در طول حالت آرامسازی مطابق شکل (۱۳) است. در این شکل ناحیه‌های نشان داده شده با (E) بیانگر موقعیت سایه است که ماهواره در آن قرار می‌گیرد. همان‌طور که در شکل مشخص است در این نواحی همه زاویای آرایه‌ها با خورشید برابر ۹۰ درجه در نظر گرفته شده است. ناحیه‌هایی که با (S) نشان داده شده است بیانگر موقعیت قرارگیری ماهواره در معرض خورشید است. مطابق شکل، تغییرات این زاویه بین

منحنی ظرفیت- ولتاژ غیرخطی تر شده و ثانیاً در یک ظرفیت برابر، میزان اختلاف پتانسیل کمتری در دو سر باتری مشاهده می‌شود. با توجه به شکل (۱۵)، کمترین مقدار ولتاژ دو سر باتری در طول حالت آرام‌سازی طی شارژ و دشارژهای انجام شده برابر ۳۱/۷ ولت است. در این حالت بیشترین میزان ظرفیت مصرفی حدوداً برابر ۱۰۰ میلی‌آمپر ساعت خواهد شد که عمق دشارژی برابر ۱/۱٪ ایجاد کرده است. برای نمودار شکل (۱۶)، یک رابطه ریاضی درجه پنج استخراج شده است که ضرایب آن در جدول (۲) برای دماهای مختلف ارائه شده است. قابل ذکر است که این نمودار برای بسته باتری با ویژگی‌های مذکور استخراج شده است که در این رابطه x ظرفیت باتری، v ولتاژ باتری و p_i ضرایب رابطه است. مقدار خطای رابطه به دست آمده به ترتیب برای دماهای ذکر شده در جدول (۲)، مقدار $RMSE=0.28$ ، $RMSE=0.12$ ، $RMSE=0.04$ ، $RMSE=0.05$ ، $RMSE=0.12$ است.



شکل ۱۵- تغییرات ولتاژ دو سر باتری در طول حالت آرام‌سازی



شکل ۱۶- ظرفیت باتری به‌ازای ولتاژ دو سر آن در دماهای مختلف [19]

برای اجرای آزمون باتری شارژ شده و با ولتاژ دوسر اولیه ۳۲/۷ ولت در مدار قرار گرفت. شکل (۱۵) نشان‌دهنده تغییرات ولتاژ دو سر باتری در طول حالت آرام‌سازی است. ناحیه‌هایی که با (S) نشان داده شده است، بیانگر موقعیت قرارگیری ماهواره در معرض نور خورشید است و مقادیر ولتاژ نشان داده شده برای حالتی است که باتری تحت تأثیر ولتاژ اعمالی از سمت آرایه‌ها در حال شارژ شدن است.

مطابق شکل (۱۵)، شروع به کار ماهواره از موقعیت سایه است. مقادیر نشان داده شده برای ولتاژ در این موقعیت (ناحیه E در شکل) در حالت ماهواره در سایه بوده است و هیچ انرژی به باتری نمی‌رسد. در طول اولین موقعیت سایه که تمامی توان الکتریکی مصرفی ماهواره از طریق باتری تأمین می‌شود، شاهد افت ولتاژی برابر ۰/۶ ولت در دو سر باتری هستیم. افت ناگهانی ولتاژ در این موقعیت در ثانیه ۷۵۰ اتفاق افتاده که مربوط به روشن شدن فرستنده مخابراتی در منطقه دسترسی به ایستگاه زمینی واقع در ایران است. ماهواره در زمان ۱۱۰۰ ثانیه از موقعیت سایه خارج شده و باتری توسط آرایه‌ها شروع به شارژ شدن می‌شود. در زمان ۴۷۰۰ ثانیه موقعیت سایه دوم پیش می‌آید. تا این مدت شاهد افزایش ۰/۳ ولتی ولتاژ دوسر باتری در اثر شارژ توسط آرایه‌ها هستیم. در طول موقعیت سایه دوم ولتاژ باتری از ۳۲۴/۴ ولت به ۳۲/۷ ولت می‌رسد و افت ولتاژی برابر ۰/۷ ولت را تجربه می‌کند. با در نظر گرفتن افزایش ولتاژ دو سر باتری در حدود ۰/۲ ولت پس از موقعیت سایه تا اتمام حالت آرام‌سازی، کل افت ولتاژ باتری در طول این حالت حدود ۰/۸ ولت خواهد بود. برای دمای کاری محیط آزمون و با توجه به شکل (۱۶) نقطه دشارژ کامل باتری برای دمای ۲۵ درجه سانتی‌گراد در ولتاژ ۲۵ ولت اتفاق می‌افتد. این مقدار افت ولتاژ در حدود ۲۳ درصد ولتاژ کل باتری است. برای باتری مورد استفاده، شکل (۱۶) نشان‌دهنده میزان ظرفیت مصرف شده باتری در ولتاژها و دماهای کارکردی مختلف آن است. با توجه به این شکل میزان ظرفیت مصرفی در ولتاژ بحرانی باتری (۲۵ ولت) برابر ۸۸۳۴ میلی‌آمپر ساعت است. با توجه به میزان افت ولتاژ باتری در حالت آرام‌سازی به میزان ۰/۸ ولت (یعنی کاهش ولتاژ از ۳۲/۷ ولت به ۳۱/۹ ولت)، میزان ظرفیت مصرفی حدوداً برابر ۵۰ میلی‌آمپر ساعت خواهد بود. این مقدار برابر ۰/۵۶ درصد میزان ظرفیت باتری است. از طرفی برای بررسی تأثیرگذاری دما، نمودار شکل (۱۶) برای دماهای ۴۰، ۲۵، ۰، ۱۰- و ۲۰- درجه سانتی‌گراد ترسیم شده است. مطابق این نمودار مشخص است که با کاهش دما، اولاً

جدول ۲- ضرایب عبارت چند جمله‌ای درجه پنج به‌ازای پنج دمای مختلف

$v(x) = p_1x^5 + p_2x^4 + p_3x^3 + p_4x^2 + p_5x + p_6$						
	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6
۴۰°C	-۲/۰۰e-۱۸	۴/۴۸e-۱۴	-۳/۵۷e-۱۰	۱/۲۴e-۶	-۰/۰۰۲۶	۳۲/۴۴
۲۵°C	-۱/۵۳e-۱۸	۳/۲۸e-۱۴	-۲/۵۲e-۱۰	۸/۵۵e-۷	-۰/۰۰۲۰	۳۱/۹۲
۰°C	-۱/۲۰e-۱۸	۲/۰۶e-۱۴	-۱/۱۲e-۱۰	۱/۵۵e-۷	-۰/۰۰۰۴	۲۹/۶۴
۱۰°C-	۱/۵۵e-۱۹	-۹/۸۵e-۱۵	۱/۳۶e-۱۰	-۷/۸۸e-۷	۰/۰۰۱۱	۲۷/۸۵
۲۰°C-	۶/۰۲e-۱۸	-۱/۳۸e-۱۳	۱/۱۴e-۹	-۴/۳۵e-۶	۰/۰۰۶۸	۲۳/۴۶

- [2] Leitner, J., "Space Technology Transition using Hardware in the Loop Simulation," *Aerospace Applications Conference, 1996*, Aspen, CO, USA.
- [3] Pastena, M. and Grassi, M., "Design and Performance Analysis of the Electric Power Sub-System for a Multi-Mission Microsatellite," *Acta Astronautica*, Vol. 44, Issue 1, 1999, pp. 31-40.
- [4] Moghadaszadeh Bazaz, V.B.S. and Jalali Naini, S.H., "Attitude Control of a Rigid Satellite with Pulse-Width Modulation Using Observer-based Modified PID Controller," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 8, 2016, pp. 139-148 (in persian).
- [5] Maani, A.R.K.E. and Fakoor, M., "Two-Objective Optimization of GEO Communication Satellite Trajectory Considering Impulsive Orbital Maneuver," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 5, 2014, pp. 121-128 (in persian).
- [6] Mozaffari, F.M.A., Roshanian, J., Zare, H., "Design Optimization of Fairing Sandwich Cylindrical and Conical Structures for Launch Vehicles Using Hybrid Algorithm," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 3, 2016, pp. 341-331 (in persian).
- [7] Mirshams, H.T.M., Ghobadi, M., Haghi, H. and Sharifi, G. "Using Air-Bearing Based Platform and Cold Gas Thruster Actuator for Satellite Attitude Dynamics Simulation," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 12, 2014, pp. 1-12 (in persian).
- [8] E. Z. M. Mirshams, "Fast determination of system specifications of GEO communication satellites", *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 2, 2017, pp. 412-404, (in persian).
- [9] Santoni, F., Piergentili, F., Donati, S., Perelli, M., Negri, A. M., Marino, "An Innovative Deployable Solar Panel System for Cubesats," *Acta Astronautica*, Vol. 95, 2014, pp. 210-217.
- [10] Ravanbakhsh, A. and Sebastian, F., "System Engineering Approach to Initial Design of LEO Remote Sensing Missions," *Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2013, pp. 659-664.
- [12] Bekhti, M. and Sweeting, M.N., "Power System Design and in Orbit Performance of Algeria's First Micro Satellite Alsat-1," *Electric Power Systems Research*, Vol. 78, Issue. 7, 2008, pp. 1175-1180.

با توجه به شکل (۱۶) بدیهی است با کاهش دما عمق دشارژ باتری به شدت افزایش می‌یابد و کارایی باتری افت می‌کند. به منظور بهبود عملکرد باتری معمولاً از گرم‌کن‌هایی برای حفظ دمای آن در یک بازه مشخص استفاده می‌شود تا بتواند ویژگی‌های مورد نظر طراحی را در طول عمر عملیاتی حفظ کند.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، نتایج تجربی آزمون زیرسامانه توان الکتریکی در قالب یک بستر سخت‌افزار در حلقه ارائه شد. بستر سخت‌افزاری شامل دستگاه شبیه‌ساز آرایه‌های خورشیدی، بار الکتریکی برنامه‌پذیر، شبیه‌ساز موقعیت و وضعیت ماهواره، باتری‌ها و بردهای توزیع و شارژر است. نتایج تجربی شامل تغییرات ولتاژ دو سر باتری‌ها، تغییرات ظرفیت باتری‌ها، عمق شارژ و دشارژ، تعداد دفعات شارژ و دشارژ و پایداری سطح ولتاژ در طول حالت آرامسازی برای یک ماهواره کم ارتفاع با مأموریت مخابراتی ارائه شد. با استفاده از بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه نشان داده شد که باتری و همچنین ابعاد آرایه‌های خورشیدی انتخابی برای این ماهواره نمونه، برای حالت آرامسازی کاملاً مناسب است و می‌تواند انرژی الکتریکی مورد نیاز ماهواره برای این فاز عملیاتی را تأمین کند. شایان ذکر است نتایج ارائه شده در این مقاله به عنوان نمونه بوده و بستر تست ارائه شده در این مقاله می‌تواند برای تحلیل و صحت‌گذاری ماهواره‌های مختلف در فازهای عملیاتی مختلف مورد استفاده قرار گیرد.

مراجع

- [1] Zebenay, M., Boge, T., Krenn, R. and Choukroun, D., "Analytical and Experimental Stability Investigation of a Hardware-in-the-Loop Satellite Docking Simulator," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 229, No. 4, 2015 pp. 666-681.

- [16] Garcia, V., Rico, M., Sebastian, J., Hernando, M. and Uceda, J., "An Optimized DC-to-DC Converter Topology for High-Voltage Pulse-Load Applications," *Power Electronics Specialists Conference, Taiwan*, 1994.
- [17] Pindado, S. and Cubas, J., "Simple Mathematical Approach to Solar Cell/Panel Behavior Based on Datasheet Information," *Renewable Energy*, Vol. 103, 2017, pp. 729-738.
- [18] Hyder, A.K., *Spacecraft Power Technologies*: Imperial College Press, 2000.
- [19] S. Energy (U.S.A), Lithium Ion NCR18650B, Panasonic, Available, [on Line]: <http://www.panasonic.com/industrial/batteries-oem,2012>.
- [13] de Manuel, C., Cubas, J. and Pindado, S., "On the Simulation of the UPMSat-2 Microsatellite Power," *10th European Space Power Conference (ESPC)*, 2014.
- [14] Rauschenbach, H.S., *Solar Cell Array Design Handbook: the Principles and Technology of Photovoltaic Energy Conversion*, Springer Science & Business Media, 2012.
- [15] Zahran, M.O.M. and Ivanova, G.A., "Assessment of Earth Remote Sensing Microsatellite Power Subsystem Capability during Detumbling and Nominal Modes," *Journal of Power Electronics*, Vol. 6, No. 1, 2006, pp. 18-28.