

بررسی اثرات دما، تابش و تشعشع بر مشخصه‌های الکتریکی سلول خورشیدی و دریافت حداکثر توان از یک پانل خورشیدی با استفاده از سیستم ردیاب نقطه ماکزیمم توان

م. طاهربانه^{۱،۲*}، ع. فاسونیه‌چی^۳، ش. کرباسیان^۴ و ر. امجدی‌فرد^۴

۱. سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران

۲. دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۳. مرکز تحقیقات مخابرات ایران

۴. سازمان فضایی ایران

* سازمان پژوهش‌های علمی و صنعتی ایران

m.taherbaneh@irost.org

در این مقاله اثرات عوامل مدار-محیطی بر دریافت حداکثر توان از سلول‌های خورشیدی سیلیکانی در مدارهای مختلف بررسی شده است. بررسی شامل اثرات تشعشع، تابش و حرارت بر مشخصه‌های الکتریکی سلول در دو مدار GEO و LEO است. افزودن اثر تشعشع به مدل تک‌دیودی سلول، پیاده‌سازی مدل توسط نرم‌افزار MATLAB، تأیید مدل با داده‌های موجود، شبیه‌سازی اثر تشعشع در شرایط تابشی و دمایی AMO، GEO و LEO و مقایسه مشخصه‌های سلول در BOL و EOL، نتایج این بررسی است. در سیستم‌های فتوولتائیک، هدف بالا بردن راندمان است که این کار با دستیابی به بیشترین توان خروجی آرایه‌های خورشیدی امکان‌پذیر است. برای نیل به این هدف ردیابی نقطه ماکزیمم آرایه خورشیدی، چه آرایه ثابت باشد و چه با حرکت خورشید هماهنگ و سنکرون باشد، ضروری است. بنابراین یک سیستم فتوولتائیک که قابلیت ردیابی خورشید و همچنین قابلیت انتقال سیستم به نقطه ماکزیمم توان را داشته باشد نیز طراحی و پیاده‌سازی شده است. ردیابی نقطه ماکزیمم توان با استفاده از الگوریتم Perturbation & Observation پیاده‌سازی شده است و نتایج آن بررسی گردیده است. در انتها نتایج حاصل از ردیابی همزمان خورشید و نقطه ماکزیمم توان نیز ارائه شده است.

واژه‌های کلیدی: سلول‌های خورشیدی، تشعشع، سیستم فتوولتائیک، MPPT، Perturbation & Observation، GEO، LEO

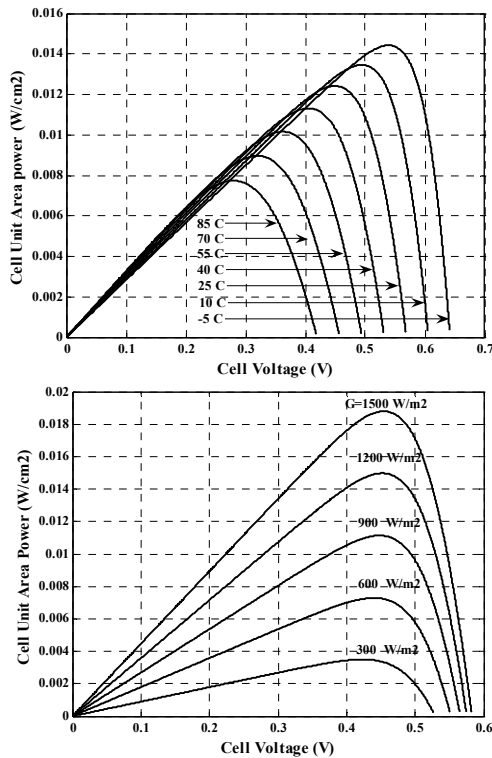
مقدمه

که از پانل‌های خورشیدی برای تبدیل انرژی تابشی خورشید به انرژی الکتریکی بهره می‌گیرند. هزینه بالای راه‌اندازی اولیه و نیز راندمان پایین تبدیل انرژی از جمله معایب استفاده از سیستم‌های فتوولتائیک است. برای کاهش معایب فوق تلاش‌های بسیاری انجام شده و در حال انجام است تا راندمان تبدیل انرژی را با افزایش کیفیت سلول‌های خورشیدی و نیز دریافت ماکزیمم انرژی از

سیستم‌های فتوولتائیک معمول‌ترین منابع تولید توان در ماهواره‌های ارتفاع پایین (LEO)^۱ و ماهواره‌های زمین‌آهنگ (GEO) هستند

1. Low Earth Orbit
2. Geosynchronous Orbit

Incremental conductance,
در ادامه این نوشتار نیز سیستمی ارائه شده است که همزمان با ردیابی دائم خورشید، ردیابی نقطه توان ماکزیمم پانل خورشیدی نیز انجام می‌شود. به این ترتیب نه تنها پانل همواره در بهترین موقعیت نسبت به خورشید قرار می‌گیرد، بلکه بیشترین مقدار ممکن انرژی را نیز از خورشید دریافت می‌کند؛ به عبارت دیگر، ماکزیمم توان را به بار تحویل می‌دهد.



شکل ۱. اثرات تغییر تابش در دمای ثابت ۲۵°C و تغییر دما در تابش ثابت ۱۰۰۰ W/m² بر منحنی مشخصه P-V سلول سیلیکان

تأمین توان در مأموریت‌های فضایی

یکی از مهم‌ترین پارامترها در مأموریت‌های فضایی تأمین توان مورد نیاز زیرسیستم‌های مختلف است. معمولاً در این مأموریت‌ها از پانل‌های خورشیدی به‌عنوان منبع تأمین توان استفاده می‌شود. عمده تلاش مهندسان برای کاهش وزن و ابعاد پانل‌ها در جهت به‌کارگیری سلول‌های با بازدهی بیشتر و یا استفاده از تکنیک‌هایی است که بتوانند حداکثر توان را از پانل‌های خورشید دریافت کنند. توان تولیدی پانل تابع شرایط محیطی به‌کارگیری آنهاست. تغییرات دما، میزان تابش خورشید و تشعشع‌های مختلفی که در مدارهای مختلف به پانل‌های خورشیدی اعمال می‌گردد، بر توان تولیدی پانل تأثیر می‌گذارد. بنابراین اولین قدم در دریافت ماکزیمم توان از پانل‌های خورشیدی، شناخت تأثیر عوامل محیطی در فضا بر

سلول‌های خورشیدی افزایش دهند. مشخصه‌های سیستم‌های فتوولتائیک ذاتاً غیرخطی بوده و تابع پارامترهای محیطی از جمله میزان تابش، دمای محیط، تشعشعات، مدت زمان عملکرد سلول در مدار و بار متصل به آن است. کارایی سلول و یا توان دریافتی از سلول در کوتاه‌مدت متأثر از میزان تابش، دمای محیط و بار متصل به آن بوده و در بلندمدت دچار افت ناشی از تشعشعات فضایی می‌گردد [۱]. ضرورت شناخت دقیق اثرات این عوامل بر مشخصه‌های خروجی سلول و عدم دسترسی به داده‌های واقعی حاصل از اندازه‌گیری دقیق برای سلول‌های مختلف در مدارهای متفاوت، از مهم‌ترین چالش‌ها در به‌کار بردن سلول‌های خورشیدی فضایی است. در راستای دریافت حداکثر توان از یک پانل خورشیدی، مدل‌سازی سلول خورشیدی فضایی با در نظر گرفتن جنس و ساختار سلول و عوامل مداری - محیطی مؤثر بر کارایی آن، و شبیه‌سازی عملکرد سلول، به جهت ایجاد امکان پیش‌بینی رفتار سلول در مدارات مختلف، از اهمیت بالایی برخوردار است.

روند تغییر مدل تک‌دبودی سلول سیلیکانی با افزودن ورودی تشعشع، پیاده‌سازی مدل در محیط نرم‌افزاری MATLAB/Simulink، تأیید اولیه مدل براساس داده‌های حاصل از تست یک نمونه سلول خورشیدی زمینی، تأیید نهایی مدل براساس داده‌های در دسترس از یک نمونه سلول خورشیدی فضایی، و شبیه‌سازی عملکرد سلول فضایی در مدارات LEO و GEO براساس شرایط تابش، دما و تشعشع در هر مدار ذیلاً ارائه شده است.

همچنین با انتخاب مناسب نقطه کار پانل می‌توان در شرایطی که میزان تابش و دما ثابت است حداکثر توان را از پانل دریافت کرد. با تغییرات شرایط محیطی (تابش و دما) نقطه کار پانل تغییر پیدا کرده و در نتیجه با استفاده از الگوریتم‌های متفاوت ردیابی نقطه ماکزیمم توان، می‌توان با تغییرات بار، میزان توان دریافتی از پانل را همواره در مقدار ماکزیمم خود نگه داشت. به عبارت دیگر، نقطه ماکزیمم توان را ردیابی کرد [۲].

شکل ۱ منحنی‌های مشخصه یک پانل خورشیدی را نشان می‌دهد [۳]. وابستگی زیادی در این منحنی‌ها به شدت تابش نور خورشید و دمای سلول دیده می‌شود. همچنین نشان داده شده است که نقطه ماکزیمم توان نیز تابع تابش و درجه حرارت پانل است. برای داشتن انرژی بیشتر، سیستم‌های فتوولتائیک همواره باید در نقطه ماکزیمم توان خود باشند. روش‌های مختلفی برای به دست آوردن نقطه ماکزیمم توان وجود دارد [۴] که عمده‌ترین این روش‌ها عبارتند از:

- Power-matching scheme,
- Curve-fitting technique,
- Perturbation and observation,
- Dynamic method

توان الکتریکی تولیدی سلول ($P \approx A_{sc} \eta_{sc} G \cos \theta$) متناسب با میزان تابش خورشیدی است. زاویه θ برای اشعه تابشی عمود بر سطح سلول برابر صفر است، A_{sc} سطح سلول خورشیدی، η_{sc} راندمان سلول و G تابش خورشیدی است. تغییرات تابش در مدارات مختلف به صورت متناوب بوده و مقدار آن در شرایط مرجع AM0 با G_r نشان داده شده و برابر $1361 W/m^2$ است. تغییرات متناوب تابش در سیکل‌های روشنایی و تاریکی موجب تغییرات متناوب دمای سلول می‌شود. بررسی تابش و دما مستلزم محاسبه دوره تناوب و طول زمان روشنایی (T_L) و خورشیدگرفتگی (T_E) مدار است. زمان خورشیدگرفتگی از رابطه (۱) به دست می‌آید [۹، ۶].

$$T_E = T \cdot \frac{1}{180^\circ} \cdot \cos^{-1} \left[\frac{(1 - (R_E/a)^2)^{1/2}}{\cos \beta} \right] \quad (1)$$

در رابطه (۱)، $T = 2\pi \sqrt{a^3/\mu}$ پریود مدار، $R_E = 6372 km$ و $a = R_E + \text{Altitude}$ به ترتیب شعاع متوسط زمین و شعاع مدار بوده و $T_L = T - T_E$ و $\mu = 3.986 \times 10^5 km^3/s^2$ است. زاویه β ، زاویه بردار خورشیدی با صفحه مدار ماهواره در زمانی است که ماهواره در نزدیک‌ترین فاصله از خورشید (ظهر ماهواره) قرار دارد و مقدار آن در فصول مختلف سال تغییر می‌کند. رابطه (۱) تنها برای β هایی قابل استفاده است که از مقدار آستانه شروع خورشیدگرفتگی $\beta^* = \sin^{-1}(R_E/a)$ کمتر باشند و برای مقادیر بزرگ‌تر از آن خورشیدگرفتگی رخ نخواهد داد. می‌توان نشان داد که حداکثر زمان خورشیدگرفتگی برای مدار GEO با شعاع $42164 km$ به ازای $\beta = 0$ رخ داده و برابر ۷۲ دقیقه در پریود یک شبانه‌روزی است. این زمان برای مدار LEO حداکثر ۳۵ دقیقه در پریود ۱۰۷ دقیقه‌ای (ارتفاع $1100 km$) است. الگوی تغییرات تابش کل برای دو مدار، با احتساب اثرات آلبیدو در مدار LEO، در شکل ۲ نشان داده شده است. تغییرات متناوب تابش از طرف دیگر موجب تغییرات دما، با احتساب اثرات IR در مدار LEO، طبق شکل ۲ می‌گردد. تغییرات دما، مشخصه‌های سلول خورشیدی مانند جریان اتصال کوتاه، ولتاژ مدارباز و توان خروجی را در کوتاه‌مدت تحت تأثیر قرار می‌دهد. ضریب حرارتی جریان، مثبت و کوچک و ضریب حرارتی ولتاژ، منفی و از نظر قدر مطلق بزرگ‌تر است. رابطه تغییرات توان با دما به صورت رابطه (۲) است [۹، ۸].

$$P(T) \approx P_0 \cdot (1 + \gamma(T - T_0)) \quad (2)$$

سلول‌های خورشیدی است. با توجه به عدم امکان تست در مدارهای مختلف (GEO، LEO)، شبیه‌سازی اثرات تابش، دما و تشعشع در سلول خورشیدی حائز اهمیت است.

اثرات مدار بر میزان تابش، دما و تشعشع

نوع و ارتفاع مدار، زاویه انحراف مداری و زمان و مکان پرتاب از مهم‌ترین مشخصه‌های تأثیرگذار بر تغییرات تابش، دما و تشعشعات هستند. این مشخصه‌ها تعیین‌کننده فاصله از خورشید و زمین، انرژی تابشی خورشید، میزان بازتابش نور از سطح زمین یا آلبیدو^۱ و اشعه مادون قرمز زمین، زاویه بین شعاع تابشی خورشید با صفحه مداری ماهواره (β)، پریود چرخش ماهواره، و زمان خورشیدگرفتگی و روشنایی هستند و بر همین اساس تغییرات تابش کل و دما در مدارات LEO و GEO را به‌عنوان عوامل مؤثر بر افت کارایی سلول‌ها در کوتاه‌مدت و میزان تشعشعات و پرتوهای فضایی را به‌عنوان عوامل مؤثر در بلندمدت، در نظر می‌گیرند [۱، ۵]. خورشید تنها منبع انرژی تابشی در مدار GEO است در حالی که برای مدار LEO علاوه بر تابش خورشیدی فوق باید بسته به ارتفاع اثر بازتابش نور از زمین یا آلبیدو نیز اضافه گردد [۶، ۷].

نوع و میزان تشعشعات و پرتوهای فضایی مؤثر بر عملکرد سلول‌ها، به مدار و مشخصه‌های مداری بستگی دارد. مدارات ارتفاع پایین (در اینجا $1100 km$) شامل پروتون‌های به تله‌افتاده^۲ و الکترون‌های کمربند الکترونی داخلی و مدارات GEO (ارتفاع $36000 km$) شامل الکترون‌های کمربند الکترونی خارجی و پروتون‌های اشعه خورشیدی هستند [۸، ۹].

سلول خورشیدی در ابتدای مأموریت

عملکرد سلول‌ها در ابتدای مأموریت (BOL)^۳ به نوع سلول، توان تابشی در مدار و دمای سلول بستگی دارد. حدود دو سوم انرژی تابشی خورشید بین طول موج‌های تا $1/1 - 0/4 \mu m$ است. طول موج قطع سلول‌های خورشیدی سیلیکانی برابر $1/1 \mu m$ است. طول موج‌های پایین‌تر جذب شده و طول موج‌های بالاتر با عبور از سلول در ماده زیرینا به گرما تبدیل می‌شوند. ضمناً بسته به طول موج فوتون‌های جذب‌شده تنها بخش کوچکی از انرژی آنها (مثلاً از $3 eV$ انرژی فوتون آبی تنها $0/5 eV$) به توان الکتریکی و مابقی به گرما تبدیل می‌شود [۹].

1. Albedo
2. Trapped Protons
3. Beginning of life

پروتون‌های پرنرزی می‌توانند عامل یونیزاسیون و شکست هسته نیز باشند اما افت کارایی تدریجی سلول عمدتاً متأثر از تلفات انرژی غیر یونیزه‌کننده (NIEL) در اثر برخورد پروتون‌ها با اتم‌های سلول (در اینجا Si) است [۱۲-۱۵]. تخریب جابه‌جایی اتمی مهم‌ترین اثر ذرات برخوردکننده در شبکه کریستالی سلول است. عمق نفوذ الکترون‌ها و پروتون‌ها و میزان تخریب جابه‌جایی اتمی ناشی از آنها به جنس سلول، نوع و انرژی ذره، سطح مقطع جابه‌جایی و شار تشعشعی بستگی دارد. سطوح انرژی پرتوها در مدارات LEO و GEO در مراجع [۹، ۱۲، ۱۶] ارائه و در جدول ۱ خلاصه شده است.

برآورد اثر تشعشعات معادل بر افت کارایی سلول خورشیدی

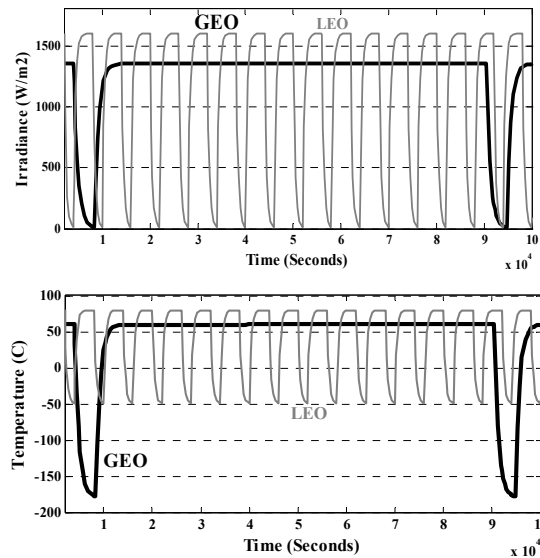
اثر تخریبی تشعشعات مختلف با سطوح انرژی متفاوت را بر سلول خورشیدی می‌توان معادل‌سازی کرد. معادل‌سازی اثرات با اعمال ضرایب تخریب میسر می‌گردد. این ضرایب، اثر تخریبی ناشی از الکترون‌ها و پروتون‌ها با محدوده انرژی متفاوت را به ذره معادل انرژی استاندارد (الکترون و پروتون با انرژی ۱ MeV و ۱۰ MeV) تبدیل می‌کنند. برای سلول‌های سیلیکانی یک پروتون با انرژی ۱۰ MeV اثری معادل ۳۰۰۰ الکترون با انرژی MeV در افت کارایی ناشی از سه پارامتر I_{SC} ، V_{OC} ، P_{MAX} دارد. شرط اعمال

ضرایب تخریب بالاتر بودن انرژی پروتون و الکترون به ترتیب از ۱ MeV و ۴۵ KeV، برای یکنواخت بودن تخریب جابه‌جایی ناشی از ذره در سرتاسر عمق سلول است. طول عمر حامل‌های اقلیت از رابطه (۳) به دست می‌آید.

$$\frac{1}{\tau} = \frac{1}{\tau_0} + \sum_i K_{\tau_i} \phi_i \quad (3)$$

2. Non Ionising Energy Loss
3. Displacement Damage

۴. برای GaAs ضرایب تخریب اثر پروتون‌ها و الکترون‌ها در افت کارایی ناشی از هریک از I_{SC} ، V_{OC} ، P_{MAX} با دیگری متفاوت است [۱۶-۱۷].



شکل ۲. الگوی تغییرات تابش و دمای سلول در LEO و GEO با در نظر گرفتن اثرات IR و Albedo زمین

مقدار γ یا نرخ تغییرات توان به تغییرات دما برای سیلیکان، با فرض توان P_0 در دمای مرجع ۲۸ درجه سانتی‌گراد، تقریباً برابر $-0.0046 / ^\circ C$ است. کاهش توان خروجی برای مدار LEO (Km) ۱۱۰۰ و GEO، به ترتیب با حداکثر دمای +۸۰ درجه سانتی‌گراد و -۶۰ درجه سانتی‌گراد، برابر ۲۵ و ۱۵ درصد است [۹].

تشعشع و اثرات آن بر کارایی سلول

به تدریج و با گذشت زمان کارایی سلول خورشیدی تحت تأثیر تشعشعات فضایی افت می‌کند. طیف وسیع ذرات و پرتوهای پرنرزی در فضا شامل پرتوهای فوتونی، الکترونی، پروتونی، نوترونی، یونی، آلفا، ایکس، گاما، اکسیژن اتمی (AO)، ریزه شهاب‌سنگ‌ها و آشغال‌های فضایی و پلاسماست [۸، ۹، ۱۱، ۱۲]. از این مجموعه تنها پرتوهای الکترونی و پروتونی هستند که موجب افت کارایی تدریجی سلول خورشیدی به‌ویژه در مدارهای LEO و GEO می‌گردند. الکترون‌ها و پروتون‌ها هر دو در برخورد الاستیک با اتم‌ها می‌توانند عامل جابه‌جایی اتمی گردند. با وجود این به علت ابعاد کوچک الکترون‌ها و انرژی انتقالی بسیار کم در برخورد با اتم‌ها و نیز زاویه برخورد عمدتاً نامناسب، اثر جابه‌جایی الکترون‌ها بسیار کم است. در واقع پرتوهای پروتونی، در یک محدوده انرژی مشخص، مهم‌ترین عامل افت کارایی تدریجی سلول‌ها از طریق جابه‌جایی اتم‌ها و ایجاد نقص‌های دائمی در ساختار کریستالی سلول‌ها هستند.

۱. الکترون‌ها عمدتاً با یونیزاسیون اتم‌های عایق (کدر شدن پوشش شیشه‌ای سلول‌ها) موجب افت کارایی پانل‌های خورشیدی می‌گردند.

جدول ۱. سطوح انرژی پرتوهای مختلف

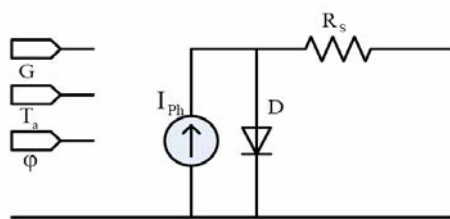
| نوع ذره | الکترون‌های به تله افتاده | پروتون‌های به تله افتاده | پروتون‌های اشعه خورشیدی | ذرات آلفای اشعه خورشیدی | پروتون‌ها و یون‌های اشعه کیهانی |
|-----------------|---------------------------|--------------------------|-------------------------|-------------------------|---------------------------------|
| انرژی ذره (MeV) | ۰/۱ تا ۷ | ۰/۱ تا ۱۰۰ | ۱ تا ۲۰۰ | ۱ تا ۳۰۰ | بزرگ‌تر از ۱۰۰۰ |

مداری حدود ده‌هزار کیلومتر (مدار ارتفاع متوسط یا MEO) است. برای سلول سیلیکان با پوشش شیشه‌ای $150 \mu m$ و در مدار LEO با ارتفاع حدود $1100 Km$ قسمت عمده شار تشعشعی ناشی از پروتون‌های با انرژی بیش از $4/2 MeV$ بوده و حدوداً معادل $5 \times 10^{11} e/cm^2 \cdot day$ است [۹، ۱۲، ۱۶].

مدل سلول خورشیدی سیلیکانی فضایی

مشخصه‌های دینامیکی خروجی سلول خورشیدی در مدار در طول زمان تحت تأثیر عوامل تابش (G) و دما (T) و تشعشع (ϕ) تغییر می‌یابند. از طرف دیگر دمای سلول خود به دمای محیط و مقدار تابش وابسته است. همچنین ضرایب حرارتی جریان اتصال کوتاه و ولتاژ مدارباز سلول نیز تابع شار تشعشعی تجمعی هستند. به طوری که مقدار آنها تحت تشعشع الکترونی $1 MeV$ با شار تجمعی $10^{12} e/cm^2$ تا $10^{15} e/cm^2$ برای سلول سیلیکان به ترتیب از $480 \mu A/^\circ C$ تا $960 \mu A/^\circ C$ و از $2/8 mV/^\circ C$ تا $2/3 mV/^\circ C$ تغییر می‌یابد [۹]. بدیهی است مدل‌سازی سلول باید با در نظر گرفتن کلیه عوامل فوق صورت پذیرد.

مدل استفاده‌شده با افزودن ورودی شار تشعشعی تجمعی (ϕ) به ساده‌ترین مدل سلول خورشیدی شامل منبع جریان وابسته به نور I_{ph} ، دیود نفوذی D و مقاومت سری R_s با دو ورودی دمای محیط (T_a) و تابش (G) مطابق شکل ۳ ایجاد شده است.



شکل ۳. مدل سلول خورشیدی

مفاهیم مرتبط با شبیه‌سازی عوامل مداری - محیطی به شرح زیر است:

در این رابطه τ_0 طول عمر حامل‌های اقلیت قبل از تشعشع و K_{τ_i} ضریب تخریب طول عمر ذره i ام و ϕ_i شار تشعشعی آن است. با اعمال اثر تخریبی معادل برای ذرات مختلف برحسب الکترون‌های با انرژی $1 MeV$ و نیز اعمال رابطه بین طول عمر الکترون‌ها با طول نفوذ آنها، رابطه $\frac{1}{L^2} = \frac{1}{L_0^2} + K_L \phi$ برای تغییر طول نفوذ الکترون‌ها در اثر تشعشع به دست می‌آید که در آن K_L ضریب تخریب طول نفوذ برای الکترون با انرژی $1 MeV$ است [۱۳-۱۵]. تغییرات ولتاژ مدارباز و جریان اتصال کوتاه سلول خورشیدی در اثر تشعشع برحسب دز تخریب جابه‌جایی (D_d)، و یا شار تشعشعی تجمعی (ϕ) قابل ارائه است. برای سلول‌های خورشیدی سیلیکانی رابطه بین جریان اتصال کوتاه و طول نفوذ الکترون‌ها به صورت لگاریتمی است. به جهت برابری اثرات تخریبی سه پارامتر I_{SC} ، V_{OC} ، P_{MAX} برای سیلیکان می‌توان روابط حاکم بر افت کارایی سلول از جهت کاهش چگالی جریان اتصال کوتاه، ولتاژ مدارباز و توان ماکزیمم واحد سطح سلول را برحسب شار تشعشعی الکترونی معادل مطابق روابط (۴) تا (۶) نشان داد [۱۴، ۱۵، ۱۷]. مقادیر K_i و ϕ_i برای جریان اتصال کوتاه، ولتاژ مدارباز و توان ماکزیمم سلول سیلیکانی در مرجع [۱۷] آورده شده است.

$$J_{SC}(\phi) = J_{SC}(BOL) - K_J \cdot \log_{10}(1 + \phi/\phi_J) \quad (4)$$

$$V_{OC}(\phi) = V_{OC}(BOL) - K_V \cdot \log_{10}(1 + \phi/\phi_V) \quad (5)$$

$$P_{max}(\phi) = P_{max}(BOL) - K_P \cdot \log_{10}(1 + \phi/\phi_P) \quad (6)$$

مدار GEO شامل الکترون‌هایی با انرژی‌های از چند KeV تا چند MeV و پروتون‌های اشعه خورشیدی با سطوح انرژی در حدود چند صد MeV است. میزان حداکثر شار تشعشعی سالانه در این مدار برای الکترون‌های با انرژی $1 MeV$ تقریباً برابر $10^{14} e/cm^2$ و برای پروتون‌های با انرژی $10 MeV$ برابر $10^{10} p/cm^2$ است. از طرف دیگر حداکثر شار تشعشعی الکترون‌های کم‌رند الکترونی داخلی و پروتون‌های به تله‌افتاده، در مدارات مختلف، متفاوت بوده و در بدترین حالت برابر $4 \times 10^6 e/cm^2 \cdot S$ و $3/4 \times 10^5 p/cm^2 \cdot S$ است که مربوط به ارتفاع

$$J_{SC}(BOL) = J_{SC}(0, G, T) = J_{SCr} G/G_r + \left. \frac{dJ_{SC}}{dT} \right|_{BOL} (T - T_r) \quad (8)$$

دانشیه‌سازی شده است [۹].
دمای سلول متفاوت از دمای محیط بوده و مقدار آن مطابق رابطه (۷) به دما در شرایط عملکرد نامی noct (دمای سلول در اثر تابش $800 W/m^2$ در دمای $20^\circ C$) و تابش بستگی دارد [۱۴، ۱۵، ۱۸]. الگوی دمای سلول برای دو مدار، طبق شکل ۲ مشابه الگوی تابش و براساس اطلاعات ارائه‌شده در مرجع [۹] شبیه‌سازی می‌گردد.

$$J_{SATr} = J_{SCr} \cdot e^{-\frac{V_{OCr}}{nV_{Tr}}} \quad \text{و} \quad J_{SAT}(T) = J_{SATr} \cdot \left(\frac{T}{T_r}\right)^\gamma \cdot e^{\left(\frac{E_g(T_r)}{KT_r} - \frac{E_g(T)}{KT}\right)}$$

مقدار مقاومت سری سلول سیلیکانی عمدتاً ناشی از مقاومت بخش N پیوند، مقاومت کنتاکت‌ها و اتصالات فلزی است [۱۹]. در شرایط مرجع Gr, Tr و $\phi = 0$ مقدار مقاومت از رابطه (۱۰) به دست می‌آید که در آن مقدار FF_0 یا فاکتور پرشدگی^۲ در حالت مقاومت سری صفر از رابطه (۱۱) قابل محاسبه است. از آنجا که افت کارایی سلول در اثر شار تشعشعی عمدتاً ناشی از تأثیر آن بر ناحیه P سلول است (طول نفوذ الکترون‌ها به‌عنوان حامل‌های اقلیت در این ناحیه تعیین‌کننده است) لذا بر مقاومت سری تأثیر چندانی ندارد. اما افزایش دما موجب کاهش قابلیت تحرک حامل‌ها، کاهش هدایت و افزایش مقاومت سری سلول می‌گردد. همچنین با افزایش شدت تابش مقدار مقاومت سری کاهش می‌یابد. رابطه (۱۲) اثرات دما و تابش را بر مقدار مقاومت سری نشان می‌دهد. مقادیر تجربی α, β برای سیلیکان به ترتیب برابر 0.2 و 500 است [۱۷-۱۹، ۲۱].

$$R_{Sr} = \frac{V_{OCr}}{J_{SCr} \cdot A} - \frac{P_{max,r}}{J_{SCr}^2 \cdot A \cdot FF_{0r}} \quad (10)$$

$$FF_{0r} = \frac{P_{max,r}}{V_{OCr} I_{SCr}} \Big|_{R_s=0} = \frac{V_{mr} I_{mr}}{V_{OCr} I_{SCr}} \Big|_{R_s=0} \approx \frac{(V_{OCr}/nV_{Tr}) - \ln(V_{OCr}/nV_{Tr} + 0.72)}{1 + (V_{OCr}/nV_{Tr})} \quad (11)$$

$$R_s(G, T) = R_{Sr} + \alpha(T - T_r) + \beta\left(\frac{1}{G} - \frac{1}{G_r}\right) \quad (12)$$

الگوی تابش کل در مدارات LEO و GEO به صورت نمایی بوده و براساس پرپود مدار، طول زمانی خورشیدگرفتنگی و حداکثر تابش در مدار مطابق شکل ۲ شبیه‌سازی شده است [۹].
دمای سلول متفاوت از دمای محیط بوده و مقدار آن مطابق رابطه (۷) به دما در شرایط عملکرد نامی noct (دمای سلول در اثر تابش $800 W/m^2$ در دمای $20^\circ C$) و تابش بستگی دارد [۱۴، ۱۵، ۱۸]. الگوی دمای سلول برای دو مدار، طبق شکل ۲ مشابه الگوی تابش و براساس اطلاعات ارائه‌شده در مرجع [۹] شبیه‌سازی می‌گردد.

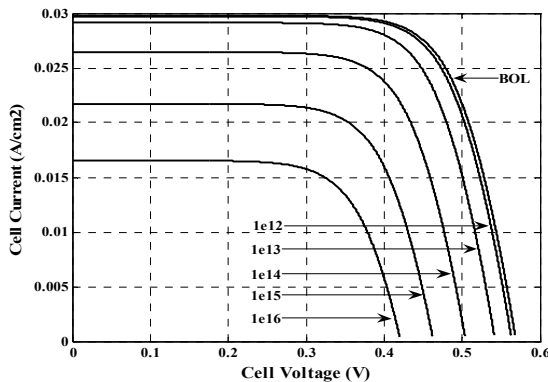
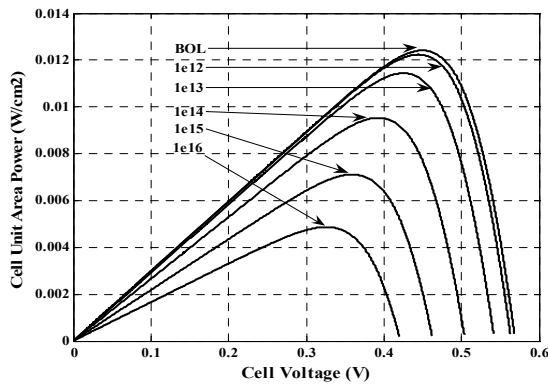
$$T = T_{Cell} = T_a + [G \cdot (noct - 20) / 800] \quad (7)$$

برآورد شار تشعشعی تجمعی در جهت ایجاد شرایط انتهایی مأموریت (EOL)، در یک مأموریت ۵ ساله، و برای مدارات LEO و GEO به ترتیب برابر $1 \times 10^{15} e/cm^2$ و $5 \times 10^{14} e/cm^2$ فرض می‌گردد. [۱۶، ۲۰]
همچنین در پیاده‌سازی مدل سلول مفاهیم و روابط ریاضی زیر اعمال شده است:

جریان اتصال کوتاه تقریباً برابر با جریان نوری تولیدشده (I_{ph}) است. تغییرات کوتاه‌مدت جریان متناسب با تابش خورشیدی و تابع تغییرات دماست. افزایش دما با کاهش انرژی باند ممنوع (E_g)، به فوتون‌های با طول موج‌های بیشتر از $1 \mu m$ و انرژی‌های کمتر امکان جذب شدن توسط سلول سیلیکانی را می‌دهد که این امر منجر به افزایش جریان نوری I_{ph} می‌شود [۲۱]. در بلندمدت مقدار جریان تحت تأثیر شار تشعشعی تجمعی قرار می‌گیرد. در حالت کلی دانشیه‌سازی جریان اتصال کوتاه به صورت $J_{SC} = J_{SC}(\phi, G, T)$ تابع هر سه ورودی است. در BOL، $\phi = 0$ و لذا رابطه (۸) برقرار است که در آن مرجع دانشیه‌سازی جریان اتصال کوتاه در شرایط مرجع $T = Tr, G = Gr$ و بدون تشعشع ($\phi = 0$) و $\left. \frac{dJ_{SC}}{dT} \right|_{BOL}$ ضریب حرارتی جریان اتصال کوتاه در ابتدای مأموریت است [۱۷-۱۹]. در طی زمان و با دریافت شار تشعشعی تجمعی ϕ ، کاهش جریان اتصال کوتاه سلول از رابطه (۴) به دست می‌آید.

روند شبیه‌سازی

جهت تأیید اولیه مدل ایجادشده سلول سیلیکانی، ابتدا در شرایط AM1 مشخصه‌های یک سلول با کاربرد زمینی با داده‌های تست موجود به مدل اعمال گردیده و منحنی مشخصه توان-ولتاژ ($P-V$) سلول در شرایط تابشی و دمایی مختلف مطابق شکل ۱ استخراج و با نتایج تست مقایسه گردید و سپس برآوردی از عملکرد سلول واقعی در اثر تشعشع مطابق شکل ۴ براساس مدل ایجادشده به عمل آمد تا مرجع احتمالی مقایسه برای تست‌های آتی تشعشع گردد. در ادامه اثر تشعشع بر افت کارایی یک نمونه سلول فضایی با مشخصه‌های ارائه‌شده در مرجع [۱۶] در شرایط مرجع فضا و در دو مدار LEO (1100 Km) و GEO در قالب کاهش توان ماکزیمم، جریان و ولتاژ نقطه ماکزیمم توان، جریان اتصال کوتاه، و ولتاژ مدار باز بررسی گردیده و نتایج حاصل در شکل‌های (۵-۷) نشان داده شده است. در انتها شبیه‌سازی توأم اثرات تابش، دما و تشعشع در دو مدار انجام گردیده و نتایج حاصل در قالب تغییرات توان ماکزیمم سلول برای دو مدار مطابق شکل ۸ نشان داده شده است.



شکل ۴. منحنی مشخصه I-V و P-V سلول سیلیکان در تشعشع‌های مختلف (در تابش 1000 W/m^2 و دمای 25°C)

ولتاژ مدار باز از برابر صفر قرار دادن جریان خروجی سلول در رابطه $I = I_{ph} - I_D$ به صورت رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود. افزایش دما موجب کاهش انرژی باند ممنوع یا E_g شده، جریان تاریکی یا جریان اشباع معکوس I_{SAT} را به شدت افزایش می‌دهد. این امر منجر به کاهش ولتاژ مدار باز می‌شود. از طرف دیگر افزایش تابش موجب افزایش ولتاژ مدار باز می‌گردد. ولتاژ مدار باز در دمای T و تابش G براساس مقادیر جریان‌های اتصال کوتاه و اشباع معکوس قابل محاسبه است. با اعمال شار تشعشعی ϕ افت ولتاژ مدار باز از رابطه (۵) محاسبه می‌گردد [۱۷-۱۹].

$$I|_{OC} = 0 = I_{ph} - I_{SAT} (e^{\frac{V_{OC}}{nV_T}} - 1) \quad (13)$$

$$\Rightarrow V_{OC} = \frac{nKT}{q} \ln\left(\frac{I_{ph}}{I_{SAT}} + 1\right)$$

جریان خروجی سلول برای بار R_L تابعی از تابش، دما و شار تشعشعی بوده و از رابطه (۱۴) محاسبه می‌شود. همچنین ولتاژ و توان خروجی از روابط $V = R_L I$ و $P = VI$ به دست می‌آیند. مقدار I_{SAT} به ازای هر تابش، دما و شار تشعشعی تجمعی از رابطه (۱۵) نیز محاسبه می‌شود [۱۷].

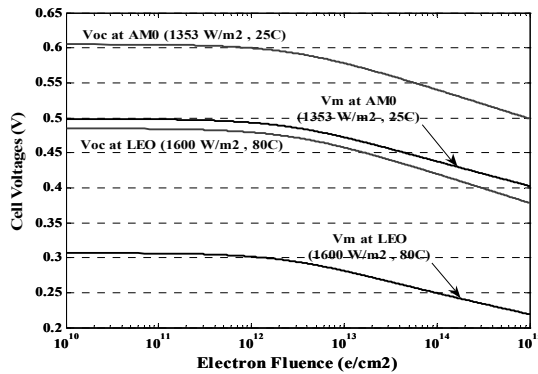
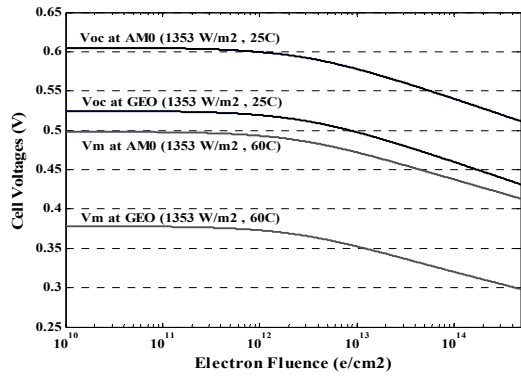
$$I(\phi, G, T) = I_{SC}(\phi, G, T) \frac{(V(\phi, G, T) + R_S I(\phi, G, T))}{nV_T} (e^{\frac{V(\phi, G, T)}{nV_T}} - 1) - I_{SAT}(\phi, G, T) \quad (14)$$

$$I_{SAT}(\phi, G, T) = I_{SC}(\phi, G, T) \cdot e^{-\frac{V_{OC}(\phi, G, T)}{nV_T}} \quad (15)$$

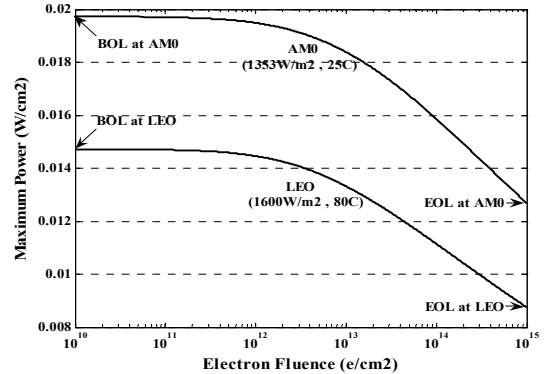
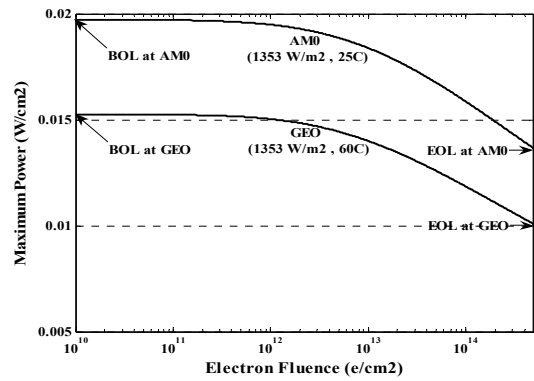
مقادیر جریان و ولتاژ سلول در نقطه ماکزیمم توان (I_m, V_m) در هر تابش، دما و شار تشعشعی از روابط (۱۶) و (۱۷) و مقدار توان ماکزیمم (P_{max}) از رابطه $P_{max}(\phi, G, T) = V_m(\phi, G, T) I_m(\phi, G, T)$ به دست می‌آیند [۱۷].

$$I_m(\phi, G, T) = I_{mr} G / G_r + \left. \frac{dI_{SC}}{dT} \right|_{BOL} (T - T_r) - K_J \log_{10}(1 + \phi / \phi_r) \quad (16)$$

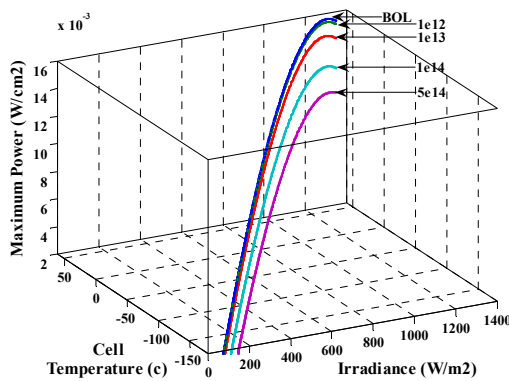
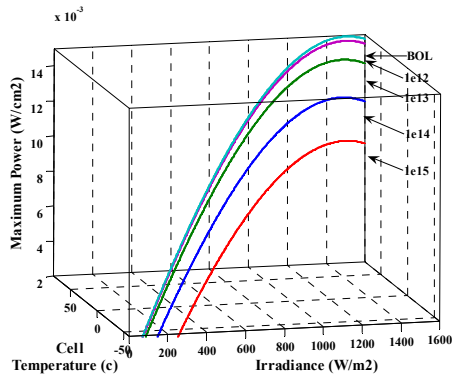
$$V_m(\phi, G, T) = nV_T \ln\left(1 + \frac{I_{SC}(\phi, G, T) - I_m(\phi, G, T)}{I_m(\phi, G, T)} (e^{\frac{V_{OC}(\phi, G, T)}{nV_T}} - 1) - R_S I_m(\phi, G, T)\right) \quad (17)$$



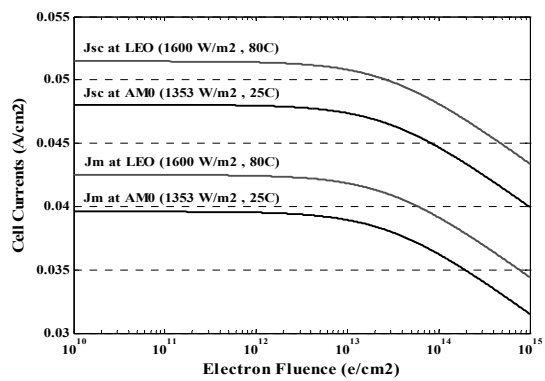
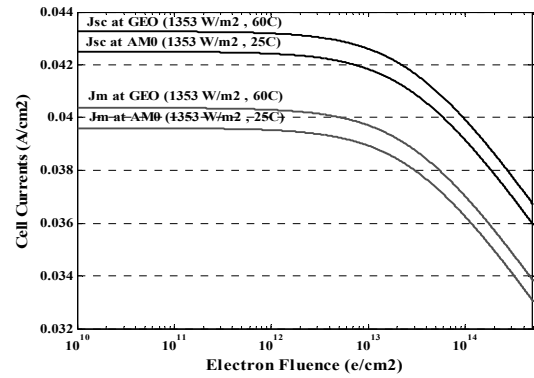
شکل ۴. مقایسه ولتاژهای مدار باز و نقطه ماکزیمم توان بر حسب تشعشع در شرایط عملکردی مختلف



شکل ۵. مقایسه توان ماکزیمم سلول سیلیکان فضایی بر حسب تشعشع در شرایط عملکردی مختلف (AM0, LEO, GEO)



شکل ۸. ماکزیمم توان بر حسب تابش و دما در تشعشع‌های مختلف در شرایط (چپ) GEO (راست) و LEO عملکردی



شکل ۷. مقایسه جریان‌های اتصال کوتاه و نقطه ماکزیمم توان بر حسب تشعشع در شرایط عملکردی مختلف

نتیجه شبیه‌سازی

نتایج مرحله اول (شبیه‌سازی سلول سیلیکانی زمینی) مؤید رفتار مناسب مدل ایجادشده سلول در مقابل تغییرات تابش و دما مطابق جدول ۲ است. اختلافات موجود بین نتایج شبیه‌سازی و اطلاعات سازنده، ناشی از استفاده از ساده‌ترین مدل سلول (تک‌دیودی و بدون دیود بازترکیب و مقاومت موازی) و عدم اعمال اثر تغییرات ضرایب حرارتی جریان، ولتاژ و توان در دماهای مختلف است. زیرا هدف افزودن قابلیت اعمال اثر تشعشع به مدل سلول بوده است. بدیهی است در صورتی که از مدل‌های کامل‌تر سلول به‌عنوان مدل پایه جهت افزودن اثر تشعشع استفاده گردد نتایج به مراتب دقیق‌تری به دست خواهد آمد [۱۹]. در خصوص اثر تشعشع، به طوری که از منحنی مشخصه‌های $I-V$ و $P-V$ شکل ۴ دیده می‌شود، افت کارایی سلول تنها برای شارهای تشعشعی بیش از $1 \times 10^{12} e/cm^2$ مطرح بوده و افت توان ماکزیمم سلول در مقدار شار تشعشعی $1 \times 10^{15} e/cm^2$ (مقدار معمول برای انتهای مأموریت در مدارات LEO) در حدود ۴۰٪ است. این امر به جهت اثر زیاد پروتون‌های کم‌انرژی بر ولتاژ و لذا توان ماکزیمم در نبود پوشش محافظ است.

نتایج شبیه‌سازی اثرات تشعشع بر مشخصه‌های سلول فضایی (با پوشش نازک در حد 6 mil) در شرایط AM0

(تابش $1353 W/m^2$ و دمای $25^\circ C$)، و شرایط مدارات GEO (تابش $1600 W/m^2$ و دمای $60^\circ C$) و LEO (تابش $1600 W/m^2$ و دمای $80^\circ C$) در جدول ۳ ارائه شده است. به طوری که دیده می‌شود توان تولیدی سلول در BOL و EOL و همچنین فاکتور بقای توان $RF_P = P_{EOL}/P_{BOL}$ برای مدار LEO کمتر از GEO است. همچنین دیده می‌شود که همین شرایط برای ولتاژ مدارباز و ولتاژ نقطه توان ماکزیمم نیز کاملاً صادق است و این امر تأییدکننده اثر یکسان تشعشع بر توان ماکزیمم و ولتاژ مدارباز در سلول سیلیکانی است در حالی که برای جریان اتصال کوتاه چنین نیست [۱۶-۱۸]. همچنین با وجود تابش کل بالاتر در مدار LEO، به جهت دمای بالاتر، ولتاژ و توان سلول کمتر از مدار GEO است. روند تغییرات توان ماکزیمم سلول در هر مقدار شار تشعشعی نشان داده شده در شکل ۵ بیانگر نوسانات توان سلول در سیکل‌های روشنایی و تاریکی ناشی از اثر توأم تابش و دماست. به طوری که دیده می‌شود با افزایش تابش در ابتدا توان به مقدار ماکزیمم افزایش یافته اما با ادامه افزایش تابش به جهت افزایش زیاد دمای سلول، توان مجدداً کاهش می‌یابد. در طول عمر سلول و با افزایش شار تشعشعی تجمعی افت تدریجی توان ماکزیمم به گونه‌ای است که در EOL به میزان ۲۵٪ برای GEO و میزان ۳۵٪ برای LEO افت می‌کند.

جدول ۲. مقایسه داده‌های حاصل از اطلاعات سازنده و شبیه‌سازی سلول سیلیکان زمینی

| شرایط AMI ($1000 W/cm^2$ و دمای $25^\circ C$) | | در دمای ثابت $25^\circ C$ $900 W/cm^2$ تا $300 W/cm^2$ | | شرایط AMI ($1000 W/cm^2$ و دمای $25^\circ C$) | |
|--|-----------|---|--------------|--|-----------|
| اطلاعات سازنده | شبیه‌سازی | اطلاعات سازنده | شبیه‌سازی | اطلاعات سازنده | شبیه‌سازی |
| توان ماکزیمم mW/cm^2 | ۱۲/۵ | ۱۱/۴ تا ۳/۸ | ۱۱ تا ۴ | ۱۲/۵ | ۱۲/۵ |
| جریان اتصال کوتاه mA/cm^2 | ۲۹/۸ | ۲۶/۸ تا ۸/۹۴ | ۲۷ تا ۹ | ۲۹/۸ | ۲۹/۸ |
| ولتاژ مدارباز V | ۰/۵۶۹ | ۰/۵۶۷ تا ۰/۵۳ | ۰/۵۶ تا ۰/۵۳ | ۰/۵۶۹ | ۰/۵۶۹ |

جدول ۳. مقایسه داده‌های حاصل از شبیه‌سازی اثرات تشعشع بر عملکرد سلول سیلیکانی فضایی در شرایط AM0، LEO و GEO

| مدار GEO | | مدار LEO ($1000 Km$) | | شرایط AM0 | مشخصه الکتریکی سلول |
|----------|-------|------------------------|------|----------------------------|---------------------------------------|
| EOL | BOL | EOL | BOL | اطلاعات سازنده و شبیه‌سازی | |
| ۱۰ | ۱۵/۴ | ۸/۹ | ۱۴/۸ | ۱۹/۸ | توان ماکزیمم (mW/cm^2) |
| ۳۶/۸ | ۴۳/۵ | ۴۳ | ۵۲ | ۴۲/۵ | جریان اتصال کوتاه (mA/cm^2) |
| ۰/۴۴ | ۰/۵۲۵ | ۰/۳۸ | ۰/۴۸ | ۰/۶۰۵ | ولتاژ مدارباز (V) |
| ۳۳/۸ | ۴۰/۵ | ۳۴/۵ | ۴۲/۵ | ۳۹/۶ | جریان نقطه ماکزیمم توان (mA/cm^2) |
| ۰/۳ | ۰/۳۸ | ۰/۲۳ | ۰/۳۱ | ۰/۵ | ولتاژ نقطه ماکزیمم توان (V) |

دریافت حداکثر توان

نتایج شبیه‌سازی سلول مؤید این نکته است که عوامل محیطی تأثیر بسزایی در توان دریافتی از پانل خورشیدی دارند و تغییر در هریک از این عوامل، نقطه ماکزیمم توان پانل یا سلول بر روی منحنی $(P-V)$ را تغییر می‌دهد. برای اینکه نقطه کار پانل همواره در نقطه ماکزیمم توان باشد الگوریتم‌های مختلفی به کار گرفته می‌شوند. در این مقاله جهت بررسی این الگوریتم‌ها، سیستم فتوولتائیک زمینی راه‌اندازی شده است. نشان داده می‌شود که این سیستم تحت شرایط متغیر دمایی و تابش می‌تواند ماکزیمم توان را از پانل خورشیدی دریافت کند. بدیهی است که در یک سیستم زمینی، بررسی اثر تشعشع‌های فضایی امکان‌پذیر نیست و فقط اثر دما و تابش بررسی شده است. سیستم پیاده‌سازی شده دارای اجزای زیر است:

پانل

پانل مورد استفاده در این گزارش از نوع سیلیکون پلی کریستال با ابعاد ۴۰ در ۱۰۰ سانتی‌متر، جریان اتصال کوتاه ۳/۰۸ آمپر و ولتاژ مدارباز ۱۸ ولت در شرایط دمای ۵۰ درجه سانتی‌گراد و تابش ۱۰۴۹۰۰ لوکس است. معیار سنجش تابش در این سیستم دستگاه لوکس‌متر از نوع LX1102 ساخت شرکت Lutron است، لیکن خاطر نشان می‌شود طیف قابل جذب توسط پانل به مراتب گسترده‌تر از طیف اندازه‌گیری شده توسط لوکس‌متر است. لذا برای اندازه‌گیری شدت تابش پیشنهاد می‌شود در صورت امکان از پیرانومتر استفاده شود.

مبدل DC/DC

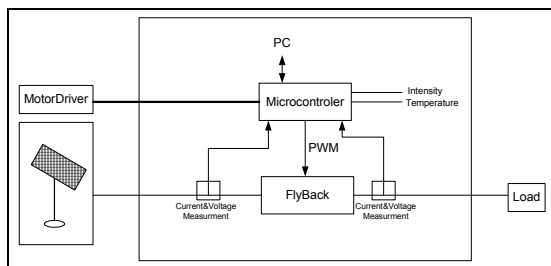
برای نگه داشتن نقطه کار سلول خورشیدی در نقطه ماکزیمم توان به یک مبدل سوئیچینگ نیاز است. عموماً از مبدل‌های Boost و Buck استفاده می‌شود اما به دلیل مشکلاتی که این مبدل‌ها دارند در این بررسی از مبدل Flyback استفاده شده است [۲۲]. حسن این مبدل ایزوله بودن ورودی و خروجی است. برد میکروکنترلر با تغییر پهنای پالس (duty cycle) اعمالی به مبدل Flyback نقطه کار پانل را کنترل می‌کند.

موتورها و برد درایور آنها

برای حرکت دادن پانل به دو موتور برای حرکت در دو راستای عمودی و افقی نیاز است. در سیستم فتوولتائیک طراحی شده موتورهای از نوع DC (24V, 0.3A) است. درایور موتورهای مورد نظر فرمان‌های کنترلی را از برد میکروکنترلر دریافت کرده و با اعمال پالس‌های PWM باعث حرکت موتور می‌شوند.

برد میکروکنترلر

جهت دریافت مقادیر حاصل از اندازه‌گیری ولتاژ و جریان در خروجی پانل و همچنین بر روی بار، اندازه‌گیری دما و تابش در سطح پانل، پردازش داده‌ها و پیاده‌سازی الگوریتم‌ها، ارسال فرامین به درایور موتور جهت کنترل حرکت موتورها، ارسال فرامین به مبدل Flyback و ارتباط با رایانه (RS232) از یک برد میکروکنترلر استفاده می‌شود. هسته مرکزی این برد تراشه ATMEGA64 است. شکل ۹ بلوک دیاگرام این برد را نشان می‌دهد.

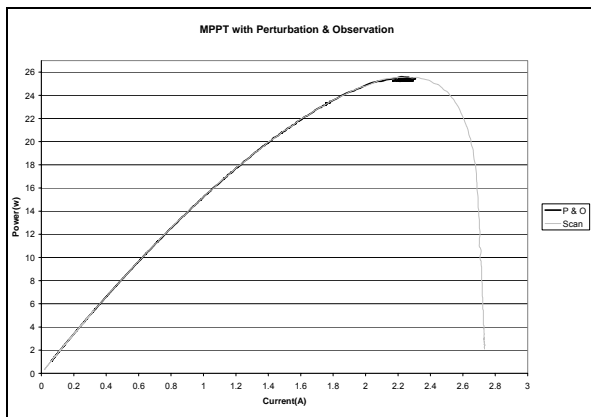


شکل ۹. برد میکروکنترلر استفاده شده در این سیستم

پیاده‌سازی ردیاب نقطه ماکزیمم توان

الگوریتم Perturbation & Observation به علت سهولت در پیاده‌سازی، به طور گسترده در سیستم‌های فتوولتائیک استفاده می‌شود. در این روش با تغییر دادن Duty Cycle به طور پربودیک نقطه کار پانل تغییر یافته و توان تولیدی توسط پانل را در شرایط جدید به دست می‌آورند. سپس با مقایسه مقدار جدید توان خروجی پانل با مقدار قبلی آن، نسبت به انتخاب Duty Cycle مناسب برای داشتن حداکثر توان اقدام می‌کنند. در روش Perturbation & Observation، سه نقطه بر روی منحنی ولتاژ-توان با هم مقایسه می‌شوند. این سه نقطه عبارتند از: نقطه A (نقطه کار قبلی) نقطه B (نقطه‌ای که با افزایش Duty Cycle به میزان یک واحد حاصل شده است) و نقطه C (نقطه‌ای که با کاهش یک واحدی Duty Cycle حاصل شده است). مطابق شکل ۱۰ برای مقادیر به دست آمده توان در سه نقطه فوق، ۹ وضعیت متفاوت وجود دارد. بر مبنای وضعیت موجود متغیر M مقداردهی می‌شود. اگر توان نقطه B بیشتر یا برابر با توان نقطه A شود یک واحد به M افزوده می‌شود در غیر این صورت M یک واحد کاهش می‌یابد. همچنین اگر توان نقطه C از توان نقطه A کوچک‌تر باشد مجدداً یک واحد به M افزوده شده در غیر این صورت M یک واحد کاهش می‌یابد.

افزایش یافته است. در شکل فوق مشخصه جریان-توان برای پانل مورد آزمایش با رنگ روشن نشان داده شده است. یادآوری می‌شود که منحنی مشخصه پانل بلافاصله پس از انجام آزمایش فوق (در شرایط یکسان) اندازه‌گیری و رسم شده است. در این آزمایش، الگوریتم نقطه کار را طی ۴/۳۶ ثانیه به MPP رسانده است [۲۳].



شکل ۱۲. منحنی تغییرات نقطه کار برای یافتن MPP

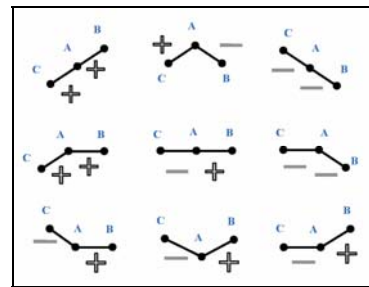
ردیابی خورشید

برای ردیابی خورشید روش‌های متفاوتی استفاده می‌شود. در بعضی از کاربردها با استفاده از یک پایگاه داده حاوی اطلاعات مسیر حرکتی خورشید در طول سال (مانند کتابخانه SPICE که توسط ناسا نوشته شده است) سعی در دنبال کردن مسیر خورشید می‌شود. در روشی دیگر از یک سنسور که بر روی پانل نصب شده است به‌عنوان سنسور خورشید استفاده می‌شود و با به‌کارگیری یک الگوریتم مناسب موقعیت پانل به گونه‌ای تنظیم می‌شود که حداکثر شدت نور توسط سنسور دریافت شود.

در این نوشتار برای ردیابی خورشید از تغییرات توان پانل مورد آزمایش که قابلیت حرکت در دو امتداد افقی و عمودی را دارد استفاده شده است. حرکت در این امتدادها از طریق اعمال نیروی چرخشی دو موتور DC صورت می‌گیرد. فرمان حرکتی به موتورها از طریق یک برد درایور و به صورت پالس‌های PWM اعمال می‌شود. پهنای پالس PWM، سرعت حرکت موتور را تعیین می‌کند. با توجه به قابلیت‌های برد میکروکنترلر، پارامترهایی چون ولتاژ مدارباز پانل، جریان اتصال کوتاه آن، مقدار تابش و توان لحظه‌ای یا توان ماکزیمم آن برای ردیابی خورشید می‌توانند مورد استفاده قرار گیرند.

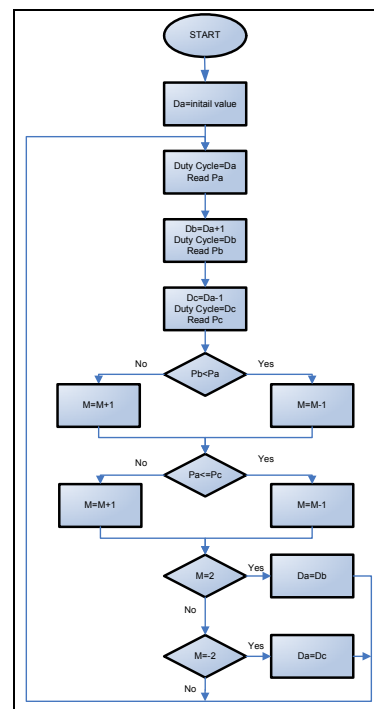
ردیابی همزمان خورشید و نقطه ماکزیمم توان

در حالت ایده‌آل، سیستم فتوولتائیک همزمان با ردیابی و دنبال کردن خورشید باید بتواند نقطه کار پانل را به گونه‌ای تغییر دهد که توان



شکل ۱۰. حالات ممکن برای توان سه نقطه

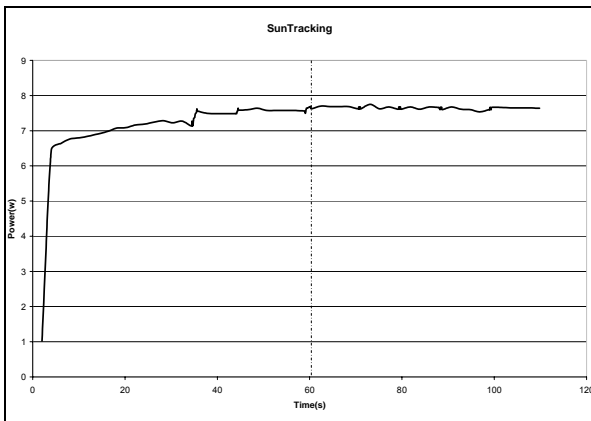
اگر مقدار M برابر با دو شود، نقطه B به‌عنوان نقطه کار در سیکل بعد انتخاب می‌گردد اما اگر مقدار M برابر منفی دو شود، نقطه C به‌عنوان نقطه کار در سیکل بعد انتخاب می‌شود. در سایر حالات (M برابر صفر، یک یا منفی یک) سیستم یا به نقطه ماکزیمم توان رسیده است و یا تابش بر سلول‌های خورشیدی به صورت ناگهانی تغییر کرده است و لزومی به تغییر Duty Cycle نیست. لذا نقطه کار همان نقطه A باقی می‌ماند. شکل ۱۱ فلوجارت الگوریتم فوق را نشان می‌دهد.



شکل ۱۱. الگوریتم Perturbation & Observation

در شکل ۱۲ ردیابی نقطه ماکزیمم توان، با اعمال الگوریتم-های فوق بر روی برد میکروکنترلر نشان داده شده است (در تابش ۱۰۰۷۰۰ لوکس و دمای ۳۸ درجه سلسیوس). در این شکل منحنی تیره‌رنگ، تغییرات نقطه کار را نشان می‌دهد. مطابق شکل فوق توان نقطه کار از مقدار یک وات به ۲۵/۵ وات در نقطه ماکزیمم توان

ردیابی خورشید فعال گردیده است و باعث شده پانل در موقعیت بهتری قرار گیرد و توان از ۸ وات به ۹ وات برسد. سپس مجدداً الگوریتم MPPT فعال شده است و توان را به ۲۳ وات می‌رساند. این روند ترکیبی ادامه می‌یابد تا نهایتاً سیستم در مدت ۲۵۰ ثانیه در وضعیتی قرار گیرد که پانل کاملاً عمود بر خورشید قرار گرفته و مقدار توان ۲۸ وات از آن دریافت شود که این مقدار معادل حداکثر توان تولیدی پانل در این تابش و دماست. با توجه به اینکه حرکت خورشید به کندی صورت می‌گیرد (به طور مثال برای یک ماهواره که در مدار LEO قرار دارد، پانل خورشیدی در مدت ۹۰ دقیقه باید ۳۶۰ درجه چرخش داشته باشد تا همواره در معرض خورشید باشد) می‌توان جهت کاهش توان مصرفی و همچنین استهلاک موتورها، ردیابی خورشید را با فواصل زمانی مناسب انجام داد. در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود که پانل طی مدت ۶۰ ثانیه از وضعیت اولیه خود (زاویه افقی ۹۰ درجه و زاویه عمودی ۳۰ درجه با خورشید) به وضعیت نهایی (خورشید عمود بر صفحه پانل) رسیده است لذا سرعت سیستم در ردیابی خورشید مناسب است.



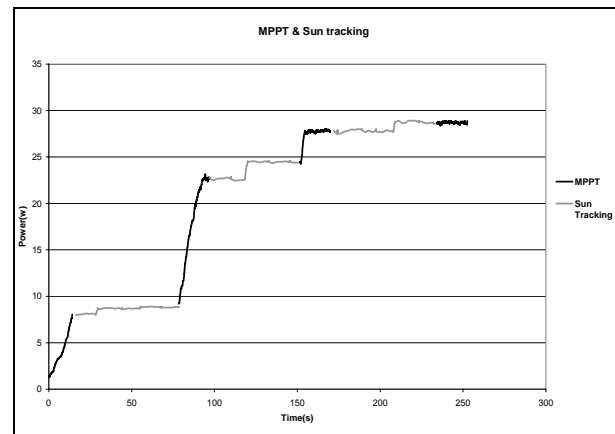
شکل ۱۴. تغییرات توان خروجی پانل هنگام ردیابی خورشید

برای نشان دادن اهمیت ردیابی خورشید آزمایش دیگری انجام شد که نتیجه آن در شکل ۱۵ ارائه شده است. در این آزمایش در حالی که ردیابی نقطه ماکزیمم توان در حال اجرا بود، ردیابی خورشید به مدت ۱۲۰ دقیقه غیرفعال گردید. پس از طی زمان فوق با وجود فعال بودن الگوریتم MPPT به دلیل تغییر وضعیت خورشید توان دریافتی از پانل به میزان ۸ وات کاهش یافت. اما پس از فعال شدن سیستم ردیابی خورشید توان دریافتی از پانل به ماکزیمم مقدار خود که معادل ۲۵ وات بود رسید (علت کاهش مقدار ماکزیمم توان افت تابش در نزدیکی غروب خورشید بوده است).

دریافتی از پانل در ماکزیمم مقدار خود باشد. برای این کار باید بتوان از دو الگوریتم ردیابی نقطه ماکزیمم توان و ردیابی خورشید به صورت مناسب استفاده کرد. برای بهره‌گیری همزمان از دو الگوریتم فوق باید توجه داشت که در ردیابی خورشید پارامتر قابل اندازه‌گیری، توان ماکزیمم و یا توان لحظه‌ای است چراکه استفاده از ولتاژ مدارباز یا جریان اتصال کوتاه به دلیل اتصال بار به پانل امکان‌پذیر نیست.

در این مقاله پارامتر اندازه‌گیری شده جهت ردیابی خورشید توان لحظه‌ای است. به این ترتیب که ابتدا الگوریتم ردیابی خورشید اعمال می‌گردد تا پانل در بهترین موقعیت خود قرار گیرد یعنی حداکثر تابش بر پانل محقق شود. سپس الگوریتم ردیابی نقطه ماکزیمم توان، نقطه کار پانل را به گونه‌ای تنظیم می‌کند که دریافت توان از پانل در این وضعیت حداکثر شود؛ به عبارت دیگر، نقطه کار پانل همان نقطه ماکزیمم توان گردد.

در شکل ۱۳ تغییرات توان دریافتی از پانل در طی اجرای الگوریتم MPPT و ردیابی خورشید مشاهده می‌شود.



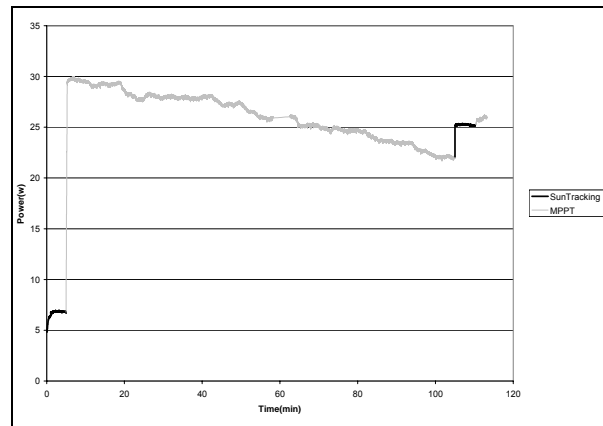
شکل ۱۳. تغییرات توان پانل حین اجرای همزمان الگوریتم ردیابی خورشید و MPPT

منحنی روشن تغییرات توان در حین ردیابی خورشید و منحنی تیره‌رنگ تغییرات توان در حین اجرای الگوریتم MPPT را نشان می‌دهد. منحنی فوق تحت شرایط تابش ۵۳۰۰۰ لوکس، دمای ۳۸/۱ درجه سلسیوس و بار ۳۰ اهم به دست آمده است. همچنین پانل در شروع آزمایش زاویه افقی ۹۰ درجه و زاویه عمودی ۳۰ درجه با خورشید داشته است. همان‌طور که مشاهده می‌شود توان در ابتدای آزمایش حدود ۲ وات بوده است که توسط الگوریتم MPPT به ۸ وات می‌رسد. در ادامه الگوریتم

از پانل دریافت می‌کند. با توجه به مدت زمان فوق، حتی در یک ماهواره LEO با پریود چرخش ۹۰ دقیقه، که دارای پانلهای متحرک باشد، می‌توان از ترکیب دو الگوریتم فوق استفاده کرد که این خود باعث کاهش ابعاد، وزن و هزینه‌های پروژه از جمله پرتاب ماهواره می‌شود.

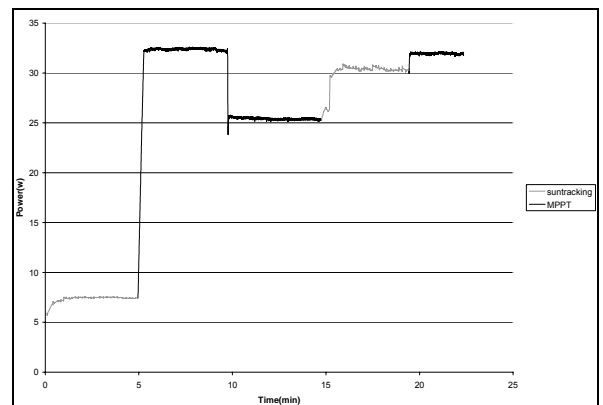
مراجع

1. Wertz J.R., and W.J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, KLUWER Academic Publications, 1991.
2. Luque A., and S. Hegedus, *Handbook of Photovoltaic Science and Engineering*, John Wiley & Sons Ltd., August 2005.
3. Walker G.R., "Evaluating MPPT converter topologies using a MATLAB PV model", *Journal of Electrical & Electronics Engineering*, Australia, IEAust, Vol. 21, No. 1, pp. 49-56, 2001.
4. Masoum M.A.S., and M. Sarvi, "Design, Simulation and Construction of a New Fuzzy-Based Maximum Power Point Tracker for Photovoltaic Application".
5. ECSS-E-10-04A, "Space engineering: Space environment", ESA Publications Division, 21 January 2000.
6. Gilmore D.G., *Spacecraft Thermal Control Handbook*, Vol.1: Fundamental Technologies, AIAA 2002.
7. "Earth Albedo and Emitted Radiation", NASA Space Vehicle Design Criteria (Environment), NASA SP-8067, July 1971.
8. Howard J.W., and D.M. Hardage, "Spacecraft Environments Interactions: Space Radiation and its Effects on Electronic Systems", NASA/TP-1999-209373.
9. Patel M.R., *Spacecraft Power Systems*, CRC Press, 2005.
10. Jones P.A., S.F. White, T.J. Harvey, and B.S. Smith, "A High Specific Power Solar Array for Low to Mid-Power Spacecraft", AEC, California 93117, Spectrolab Inc., California 91342-5373.
11. James B.F., O.W. Norton, and M.B. Alexander, "The Natural Space Environment: Effects on Spacecraft", NASA reference publication 1350, MSFC, November 1994.
12. Space-Env.ESA.int/standards/ECSS/10-4a/ch09_d3.pdf
13. Anspaugh B.E., "Solar Cell Radiation Handbook, Addendum 1:1982-1988", JPL82-69, Add.1, Feb.15, 1989.
14. Anspaugh B.E., "GaAs Solar Cell Radiation Handbook", JPL Publication 96-9, July 1, 1996.
15. Walters R.J., and T.L. Morton, "Displacement Damage Effects in Solar Cells-Mining Damage From the Microelectronics and Photonics Test Bed Space Experiment", NASA/TP-2004-213338.
16. Pisacane V.L., *Fundamental of Space Systems*, 2nd ed., Oxford University Press, 2005.
17. Castaner L., and S. Silvestre, *Modeling Photovoltaic Systems Using PSpice*, John Wiley, 2002.



شکل ۱۵. ردیابی خورشید و MPPT در مدت زمان طولانی

آزمایش مشابهی برای نشان دادن سرعت ردیابی خورشید به شرح زیر انجام شد. در این آزمایش الگوریتم ردیابی خورشید به مدت ۵ دقیقه و الگوریتم MPPT به مدت ۱۰ دقیقه به صورت پیاپی اجرا شده است. شکل ۱۶ نتایج آزمایش را نشان می‌دهد. در این آزمایش در لحظه $t=10$ min پانل به صورت دستی به اندازه ۴۵ درجه حول محور عمودی خود چرخانده شد. همان‌گونه که در شکل فوق مشاهده می‌شود در لحظه $t=15$ min که الگوریتم ردیابی خورشید مجدداً فعال گردید پانل به بهترین وضعیت خود که عمود بر راستای خورشید است برگشته است. همچنین در لحظه $t=20$ min با اعمال الگوریتم MPPT توان دریافتی از پانل به مقدار اولیه ۳۲ وات می‌رسد.



شکل ۱۶. عکس العمل سیستم در برابر تغییر سریع موقعیت خورشید

نتیجه‌گیری

همان‌گونه که اشاره شد استفاده از دو الگوریتم MPPT و ردیابی خورشید می‌تواند باعث انتقال حداکثر توان تولیدی در یک سیستم فتوولتائیک به بار گردد. با توجه به نتایج به دست آمده، سیستم پیاده‌سازی شده با ردیابی همزمان خورشید و نقطه ماکزیمم توان طی مدت ۲۵۰ ثانیه از یک وضعیت اولیه (زاویه افقی ۹۰ درجه و زاویه عمودی ۳۰ درجه با خورشید) به وضعیت نهایی (خورشید عمود بر صفحه پانل) می‌رسد و حداکثر توان را

- Silicon Photocell”, *Energy Conversion & Management*, 43, 2002, pp.1889-1900.
22. Pressman A.I., *Switching Power Supply Design*, McGraw-Hill Inc., New York, 1992.
 23. Joe Air Jiang, Tsong Liang Huang, Ying Tung Hsiao and Chia Hong Chen “Maximum Power Tracking for Photovoltaic Power Systems”, *Tamkang Journal of Science and Engineering*, Vol. 8, no. 2, pp. 147-153, 2005.
 18. Luque A., and S. Hegedus, *Handbook of Photovoltaic Science and Engineering*, John Wiley, 2003.
 19. Goetzberger A., J. Knobloch, and B. Voss, *Crystalline Silicon Solar Cells*, John Wiley, 1998.
 20. Fatemi N.S., H.E. Pollard, H.Q. Hou, and P.R. Sharps, “Solar Array Trades Between Very High-Efficiency Multi-Junction and Si Space Solar Cells”, 28th IEEE PVSC, Sep. 17-22, 2001.
 21. Radziemska E., and E. Klugmann, “Thermally Affected Parameters of the Current-Voltage Characteristics of