

# Determination of Deployment Angle for the Optimum Operation of Solar Panels Used in a LEO Satellite

A. Anvari<sup>1\*</sup>, M. Shahriyari<sup>2</sup>, and F. Farhani<sup>3</sup>

1, 3. Iranian Research Organization for Science and Tech. (IROST)

2. Iranian Space Agency

\*Postal code: 15815-3538, Tehran, Iran

[a.anvari@irost.org](mailto:a.anvari@irost.org)

*Solar panels are the primary sources of power in a satellite. Operating characteristics of the solar cells, such as current, voltage and generated power, depend on their operating temperatures and the amount of solar radiation received by the solar cells. Therefore, for optimum operation of the solar cells, it is essential to control their temperatures within acceptable limits, and provide the maximum possible solar radiation for the solar cells. Solar panel configurations include fixed and deployable panels; the latter configuration being flexible, providing the possibility of sun tracking for maximum utilization of solar radiation. In this paper we have considered a cubic satellite, having four deployable solar panels on its lateral sides, which can be deployed at certain angle (called deployment angle) with respect to the satellite body. Four limiting values of beta angle (angle between solar vector and orbital plane) have been considered, and for each beta angle, various solar panel deployment angles have been studied. The amounts of radiations received by the cells for each deployment angle have been presented. The solar panels have been modeled and thermally analyzed, to determine temperatures of the solar cells at various beta angles, and for different panel deployment angles. Results show that for the beta angles considered, and the satellite under study, a 30° solar panel deployment angle presents the optimum conditions for the operation of the solar cells.*

**Keywords** Satellite thermal control Deployable solar panels, Environment thermal loads, Deployment angle

# مدل سازی و تحلیل حرارتی آرایه های خورشیدی بازشونده در ماهواره LEO

آذر انوری<sup>۱\*</sup>، مهراں شهیریاری<sup>۲</sup>، و فواد فرحانی<sup>۳</sup>

۱ و ۳- پژوهشکده مکانیک، سازمان پژوهش های علمی و صنعتی ایران

۲- پژوهشکده تحقیقات فضایی، سازمان فضایی ایران

\*تهران، سازمان پژوهش های علمی و صنعتی ایران، پژوهشکده مکانیک، کدپستی ۳۵۳۸-۱۵۸۱۵

a.anvari@irost.org

آرایه های خورشیدی منبع اولیه تامین توان مورد نیاز در برخی از ماهواره ها هستند. مشخصات سلول های خورشیدی نظیر جریان، ولتاژ و توان تولیدی توسط سلول های خورشیدی به دما وابسته است. بنابراین به منظور ایجاد شرایط کاری بهینه برای آرایه های خورشیدی، لازم است از یک سو دمای کاری سلول ها در محدوده مطلوب نگهداری شود و از سوی دیگر امکان دریافت بیشترین تشعشع خورشیدی توسط سلول های خورشیدی فراهم شود. آرایه های خورشیدی از نظر پیکربندی به دو دسته ثابت و بازشونده تقسیم می شوند. نوع دوم مزیت هایی نظیر انعطاف پذیری و امکان تعقیب خورشید برای دریافت بیشترین تشعشع خورشیدی توسط سلول های خورشیدی را دارد. در این مقاله، تأثیر تغییر زاویه بازشوندگی آرایه های خورشیدی ماهواره بر مقادیر شار حرارتی دریافتی و همچنین دمای این سطوح مطالعه شده است. به این منظور مدل ماهواره ای مکعب شکل، که در آن چهار آرایه خورشیدی از صفحه فوقانی مکعب و در زاویه مورد نظر باز و با یک سیستم مناسب قفل شده است، بررسی و تحلیل شده است. طراحی آرایه های خورشیدی به گونه ای است که باز شدن آرایه ها در زاویه های بازشوندگی مختلف را امکان پذیر می کند. به ازای چند زاویه بتا مدار (زاویه بین بردار خورشید و صفحه مدار)، زاویه های بازشوندگی مختلف بررسی و مقدار تشعشع دریافت شده با آرایه ها و دمای آنها به دست آمده است. با تحلیل این نتایج، طرح بهینه بازشوندگی آرایه ها از نظر میزان شار حرارتی محیطی جذب شده و محدوده دمایی مطلوب سلول های خورشیدی تعیین شده است. نتایج بررسی برای زاویه های بتا نشان می دهد که برای ماهواره مورد نظر، زاویه بازشوندگی ۳۰ درجه مناسب ترین شرایط کاری را برای آرایه های خورشیدی فراهم می کند.

واژه های کلیدی: کنترل حرارت ماهواره، آرایه های خورشیدی بازشونده، شارهای حرارتی محیطی

## فهرست علائم

$C_i$  ظرفیت گرمایی گره حرارتی  $i$   
 $Q_i$  منبع حرارتی / چاه حرارتی برای گره حرارتی  $i$

## مقدمه

آرایه های خورشیدی قلب زیرسیستم تغذیه ماهواره بوده و وظیفه تامین انرژی الکتریکی را بر عهده دارند. مشخصات سلول های خورشیدی نظیر جریان، ولتاژ و توان تولیدی به دما وابسته است. آرایه های خورشیدی به

$T_j^n$  دمای گره حرارتی زدر زمان جاری  $t$   
 $T_j^{n+1}$  دمای گره حرارتی زدر زمان بعد  $t + \Delta t$   
 $G_{ji}$  کانداکتور خطی (linear conductor) برای اتصال گره حرارتی  $i$  به گره  $j$   
 $\hat{G}_{ji}$  کانداکتور تشعشعی (radiation conductor) برای اتصال گره حرارتی  $i$  به گره حرارتی  $j$

دلیل ضرایب جذب و انتشار بالا، مساحت بزرگ و جرم کم، به هنگام عبور از شرایط روشن مدار به شرایط خورشیدگرفتگی (ورود به سایه زمین)، سیکل دمایی وسیعی را تجربه می‌کنند که به نوعی در مدار پایین زمین در محدوده  $65^{\circ}\text{C}$  تا  $75^{\circ}\text{C}$  - و در مدار زمین ثابت  $55^{\circ}\text{C}$  تا  $145^{\circ}\text{C}$  - است. اگرچه عوامل زیادی بر کارایی و طول عمر سلول‌های خورشیدی تأثیر دارند، اما از نقطه نظر کنترل حرارت ماهواره، کنترل دمای کاری سلول‌های خورشیدی برای تضمین بهترین شرایط دمایی و عملکرد بهینه زیرسیستم توان الکتریکی اهمیت زیادی دارد. مشخصه جریان-ولتاژ (I-V) سلول‌های خورشیدی به شدت غیرخطی بوده و با دو عامل میزان تابش و دمای محیط تغییر می‌کند. افزایش دما اثرات نامطلوبی بر عملکرد سلول‌ها دارد و به طور کلی راندمان آنها را کاهش می‌دهد؛ به طوری که راندمان یک سلول خورشیدی سیلیکونی، به ازای یک درجه سانتی‌گراد افزایش در دمای کاری، در حدود ۰.۵٪ درصد کاهش می‌یابد [۱]. نرخ چرخش ماهواره نیز تأثیر زیادی بر روی دمای آرایه‌های خورشیدی دارد [۲]، بنابراین ضروری است تا دمای صفحه‌های خورشیدی، در حدی که بهترین شرایط دمایی را برای عملکرد سلول‌های خورشیدی تأمین می‌کند، کنترل شود که این مسئله مستلزم مدل‌سازی حرارتی دقیق برای آرایه‌های خورشیدی و انجام تحلیل حرارتی در شرایط مدار است.

البته اطلاعات موجود درباره عملکرد آرایه‌های خورشیدی بازشونده در این ماهواره‌ها نیز صرفاً مربوط به شرح پیکربندی آرایه‌های خورشیدی بوده و در رابطه با دلایل انتخاب زوایای بازشوندگی در این ماهواره‌ها اطلاعاتی ارائه نشده است. از آنجا که عملکرد آرایه‌های خورشیدی اهمیت زیادی برای زیرسیستم‌های توان الکتریکی و کنترل حرارت دارد، ارائه هرگونه اطلاعات درباره طراحی و پیکربندی آرایه‌های خورشیدی در ماهواره بسیار مفید خواهد بود.

در این مقاله، مدل ماهواره مکعب شکلی که در آن چهار آرایه خورشیدی از صفحه فوقانی مکعب و در زاویه مورد نظر باز شده و با یک سیستم مناسب قفل شده است، تحلیل شده است و تأثیر تغییر زاویه بازشوندگی آرایه‌های خورشیدی ماهواره بر مقادیر شار حرارتی دریافتی و همچنین دمای آرایه‌های خورشیدی مطالعه شده است. محدوده زوایای بازشوندگی در آرایه‌های خورشیدی از صفر تا ۹۰ درجه نسبت به صفحه‌های جانبی ماهواره در نظر گرفته شده است. تحلیل‌های حرارتی به ازای مقادیر مختلف زاویه خورشیدی بتا (زاویه بین صفحه مدار و بردار خورشیدی [۶]) انجام گرفته است.

## مدل ماهواره

ماهواره بررسی شده در این مقاله، ماهواره کوچک مخابراتی به شکل مکعب است که سیستم کنترل حرارت آن از نوع غیرفعال است. در مدل فوق، صفحه فوقانی سازه رو به سمت‌الرأس بوده و صفحه زیرین آن به سمت زمین یا سمت‌القدم است. در این ماهواره چهار آرایه خورشیدی از صفحه فوقانی مکعب، باز می‌شوند. محور چرخش ماهواره عمود بر صفحه فوقانی است و از مرکز زمین می‌گذرد. کلیه سطوح بیرونی سازه که در معرض فضا قرار دارند، به جز رادیاتور ماهواره با پتوی عایق چندلایه<sup>۳</sup> پوشیده شده است. پوشش داخلی آرایه‌های خورشیدی نیز رنگ سفید است.

## مدار ماهواره

به منظور انجام تحلیل‌های حرارتی ماهواره، یک مدار خورشید آهنگ<sup>۴</sup> با مشخصات ذیل در نظر گرفته شده است:

- زاویه انحراف<sup>۵</sup> =  $100^{\circ}$  درجه
- نوع مدار = دایروی
- ارتفاع =  $1000$  کیلومتر

زمان عبور ماهواره بر فراز استوا، یکی از پارامترهای مهم مدار است و محدوده زاویه  $\beta$  (زاویه بین بردار خورشیدی و صفحه

بسته به پیکربندی کلی ماهواره و الزامات زیرسیستم توان الکتریکی، آرایه‌های خورشیدی به دو دسته ثابت<sup>۱</sup> و بازشونده<sup>۲</sup> تقسیم می‌شوند. در نوع اول، آرایه‌های خورشیدی روی بدنه ماهواره ثابت است و دستیابی به زاویه تابش خورشیدی بهینه امکان‌پذیر نیست. در مقایسه، آرایه‌های خورشیدی بازشونده مزیت‌هایی نظیر انعطاف‌پذیری و امکان تعقیب خورشید برای دریافت بیشترین تشعشع خورشیدی را توسط سلول‌های خورشیدی دارند. در نتیجه این عوامل، آرایه‌های خورشیدی ثابت، توان کمتری در مقایسه با نوع بازشونده تولید می‌کنند و معمولاً دمای کاری آنها بالاتر از دمای کاری آرایه‌های بازشونده است. همچنین به دلیل مزیت‌های یادشده، با استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده، تأمین الزامات زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره با آرایه‌های خورشیدی کوچک‌تر امکان‌پذیر است [۱].

یکی از عوامل مهم در استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده، زاویه بازشوندگی این آرایه‌ها در حالت قرارگیری در مدار است. اگرچه در اکثر موارد، پیکربندی نهایی آرایه‌های خورشیدی بازشونده به صورت کاملاً باز (زاویه بازشوندگی  $90^{\circ}$  درجه) است، ولی مواردی نیز وجود دارد که آرایه‌ها به صورت نسبی و با زاویه کمتر از  $90^{\circ}$  درجه باز شوند [۳-۵].

3. multilayer insulation  
4. sun Synchronous  
5. inclination angle

1. body mounted solar panels  
2. deployable solar panels

جدول ۱- مقادیر ثابت خورشیدی، البیدو و تشعشع IR زمین

عنوان مقدار ثابت	وضعیت سرد مداری (W/m <sup>2</sup> )	وضعیت گرم مداری (W/m <sup>2</sup> )
ثابت خورشیدی	۱۳۲۱	۱۴۲۳
تشعشع IR زمین	۲۰۶	۲۸۶
ضریب البیدو	۰/۲	۰/۴

## مدل‌سازی حرارتی ماهواره

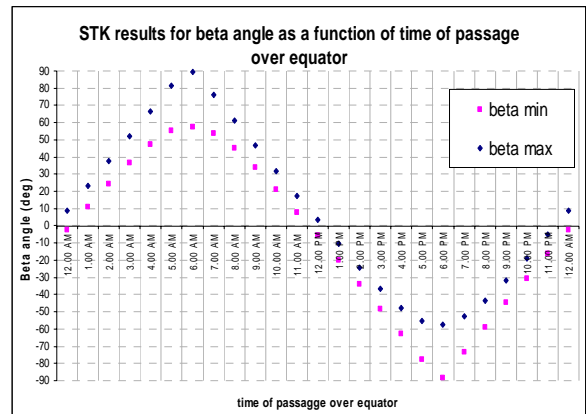
مدل‌سازی حرارتی ماهواره مورد نظر شامل ساخت مدل‌های ریاضی هندسی<sup>۶</sup> و ریاضی حرارتی<sup>۷</sup> است. مدل ریاضی هندسی برای محاسبه ضرایب دید<sup>۸</sup> و شارهای حرارتی وارده به سطوح مختلف ماهواره مورد استفاده قرار می‌گیرد. مدل‌سازی و تحلیل حرارتی این ماهواره با استفاده از نرم‌افزارهای تخصصی SINDA و Thermal Desktop انجام شده است [۸ و ۹].

مدل‌های ریاضی هندسی و ریاضی حرارتی ماهواره شامل اجزای اصلی زیر است:

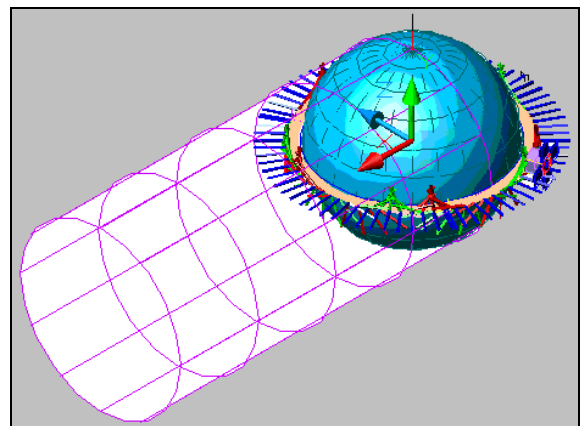
- واحدها و جعبه الکترونیکی
- واحدهای سنجش از دور<sup>۹</sup>
- باتری‌ها
- پانل‌های خورشیدی
- مغناطیس‌سنج‌ها
- سیم‌پیچ‌های مغناطیسی
- بوم گرادیان جاذبه
- اجزای سازه شامل: ماژول‌های مختلف و دیواره‌ها

در مدل ریاضی حرارتی، شبکه حرارتی کامل ماهواره شامل جزئیات گره‌ها، مشخصات کلیه لینک‌های هدایتی و تشعشعی، تلفات حرارتی داخلی اجزای مدل‌سازی شده است. شکل (۳) شبکه حرارتی را برای سازه اصلی ماهواره نشان می‌دهد. نشان‌دهنده گره‌های انتشاراتی، A معرف گره‌های ریاضی و L معرف رابط‌های هدایتی (خطی) است. باتوجه به اینکه نقش پوشش‌های حرارتی و خواص ترموپتیکی آنها در طراحی حرارتی هر ماهواره بسیار اهمیت دارد، در مدل‌سازی ریاضی هندسی، خواص ترموپتیکی پوشش‌های کلیه سطوح سازه و اجزای ماهواره وارد می‌گردد. در شکل (۴) نیز ضریب جذب پوشش‌های حرارتی سطوح سازه و اجزای اصلی ارائه شده است.

مدار) را برای مدار مورد نظر تعیین می‌کند. در شکل (۱) مقادیر حداقل و حداکثر زاویه  $\beta$  طی یک سال به صورت تابعی از زمان عبور ماهواره بر فراز استوا نشان داده شده است، که با استفاده از نرم‌افزار STK استخراج شده است [۷]. همچنانکه در شکل (۱) مشاهده می‌شود در حالت کلی، که زمان عبور ماهواره بر فراز استوا مشخص نیست، محدوده تغییرات زاویه بتا از  $-90^\circ$  تا  $+90^\circ$  درجه است. بنابراین به منظور بررسی تأثیر تغییر زاویه خورشیدی، مقادیر شارهای حرارتی و نتایج دما به ازای مقادیر مختلف  $\beta$  به دست آمده است. به دلیل تقارن، تغییرات زاویه  $\beta$  در محدوده صفر تا  $90^\circ$  درجه در نظر گرفته شده است. شکل (۲) مدل ماهواره را در مدار  $\beta = 0^\circ$  نشان می‌دهد. مقادیر ثابت خورشیدی، البیدو و تشعشع مادون قرمز زمین IR، که در مدل‌سازی مورد استفاده قرار گرفته است، در جدول (۱) ارائه شده است.



شکل ۱- مقادیر حداقل و حداکثر زاویه  $\beta$  در یکسال؛ به صورت تابعی از زمان عبور ماهواره بر فراز استوا



شکل ۲- مدل ماهواره مورد نظر در مدار  $\beta = 0^\circ$

6. Geometrical Mathematical Model (GMM)  
7. Thermal Mathematical Model (TMM)  
8. view factors  
9. telemetry units

$$G_{ji} = \begin{cases} \frac{kA_{ij}}{l_{ij}} \\ K_{c,ij} A_{c,ij} \end{cases} \quad (2)$$

هادی‌های تشعشی نیز با رابطه زیر مشخص می‌شوند:

$$\hat{G}_{ji} = \sigma \varepsilon_j F_{j \rightarrow i} A_j \quad (3)$$

پس از مدل‌سازی ماهواره مورد نظر، تحلیل حرارتی گذرا با فرض متمرکز بودن کلیه خواص حرارتی نظیر دما و ظرفیت حرارتی در هر گره با روش عددی اختلاف محدود ضمنی<sup>۱۰</sup> انجام شده است. معادله تعادل حرارتی برای یک گره دیفیوژن عبارت است از:

$$\frac{2C_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = 2Q_i + \sum_{j=1}^N \left[ G_{ji} (T_j^n - T_i^n) + \hat{G}_{ji} \{ (T_j^n)^4 - (T_i^n)^4 \} \right] + \sum_{j=1}^N \left[ G_{ji} (T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \hat{G}_{ji} \{ (T_j^{n+1})^4 - (T_i^{n+1})^4 \} \right] \quad (4)$$

در معادله فوق:

$$T_j^n = \text{دمای گره حرارتی زدر زمان جاری } t$$

$$T_j^{n+1} = \text{دمای گره حرارتی زدر زمان بعد } t + \Delta t$$

$$G_{ji} = \text{کانداکتور خطی (linear conductor) برای اتصال گره حرارتی ز به گره } i$$

$$\hat{G}_{ji} = \text{کانداکتور تشعشی (radiation conductor) برای اتصال گره حرارتی ز به گره حرارتی } i$$

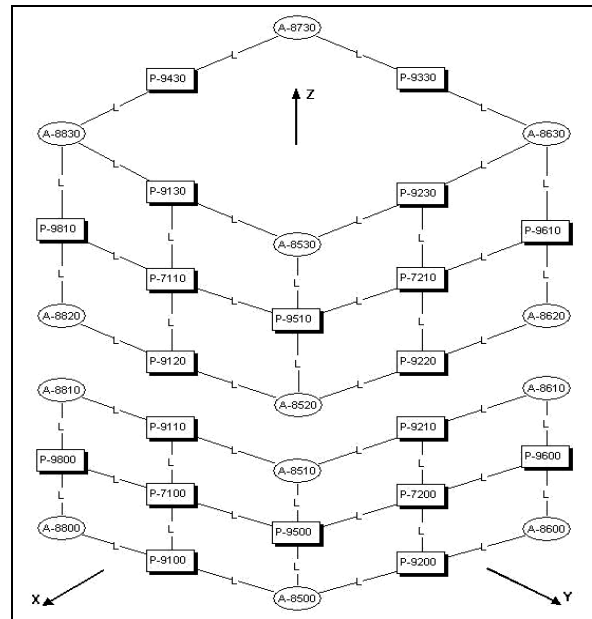
$$C_i = \text{ظرفیت گرمایی گره حرارتی } i$$

$$Q_i = \text{منبع حرارتی / چاه حرارتی برای گره حرارتی } i$$

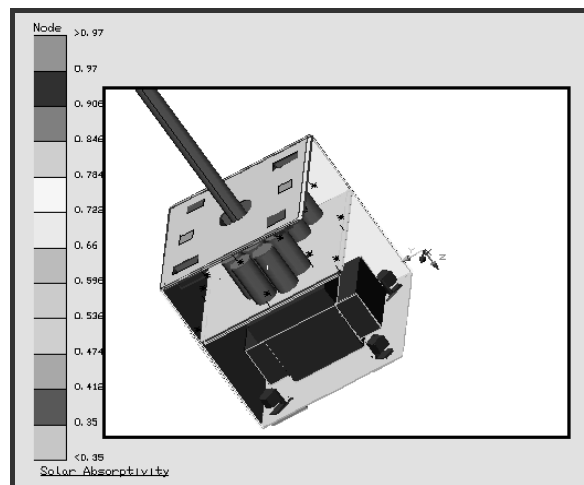
این روش دقت مرتبه دوم را نسبت به زمان و دقت مرتبه اول را نسبت به مکان دارد. سیستم معادلات فوق برای کل شبکه حرارتی ماهواره با استفاده از روش Iterative Relaxation یا روش ماتریس همزمان حل می‌گردد.

## ساختار پانل‌های خورشیدی

پانل‌های خورشیدی معمولاً به شکل سازه صفحه‌های ساندویچی هستند که نسبت استحکام به وزن بالایی را در واحد سطح دارد. به این منظور، دو صفحه تحت پلاستیک تقویت شده<sup>۱۱</sup> مورد استفاده قرار می‌گیرد که با هسته آلومینیومی لانه زنبوری ترکیب شده است. انتخاب این صفحات بر مبنای استحکام بالا و خواص حرارتی مطلوب آن بوده و انتخاب لانه زنبوری آلومینیومی نیز بر اساس جرم کم آن است. در شکل (۵) جزئیات سطح مقطع یک پانل خورشیدی نشان داده شده است.



شکل ۳- شبکه حرارتی سازه اصلی ماهواره مورد نظر



شکل ۴- ضریب جذب پوشش‌های حرارتی سطوح سازه و اجزاء

در روش پارامترهای توده‌ای، شبکه حرارتی کل ماهواره به صورتی حل می‌شود که در هر گره از این شبکه، معادله بقای انرژی در هر بازه زمانی ارضاء شود. دستگاه معادلات، که تعداد معادلات آن برابر با تعداد گره های شبکه است، به روش عددی و به صورت غیردائم و با استفاده از یک الگوریتم عددی ضمنی مرتبه دو تحلیل شده است. معادله (۱) برای بیان بقای انرژی در یک گره حرارتی  $i$  صادق است:

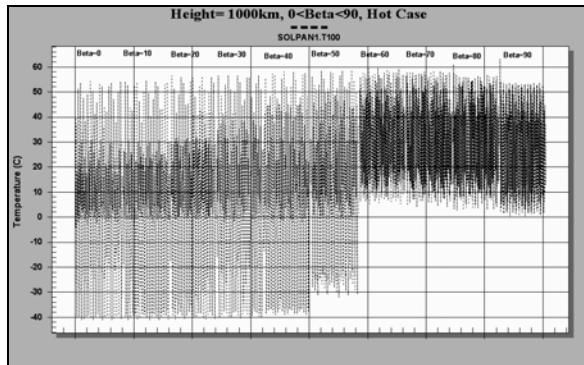
$$C_i \frac{dT_i}{dt} = Q_i + \sum_{j=1}^N \{ G_{ji} (T_j - T_i) + \hat{G}_{ji} (T_j^4 - T_i^4) \} \quad (1)$$

در این معادله،  $Q_i$  و  $C_i$  به ترتیب تلفات حرارتی و ظرفیت حرارتی گره  $i$  هستند. همچنین هادی‌های حرارتی خطی هدایتی و تماسی به صورت زیر تعریف می‌شوند:

10. implicit forward-backward

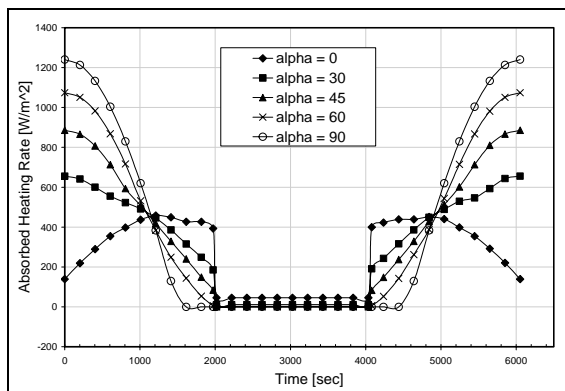
11. Carbon Fiber Reinforced Plastic (CFRP)

نتایج شکل (۷)، چهار زاویهٔ بتا ۰، ۳۰، ۶۰ و ۹۰ درجه که کلیه شرایط را پوشش می‌دهد، برای تحلیل نهایی انتخاب شده است.



شکل ۷- نتایج دمای یکی از پانل‌های خورشیدی در زوایای بتا صفر تا نود درجه در ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر

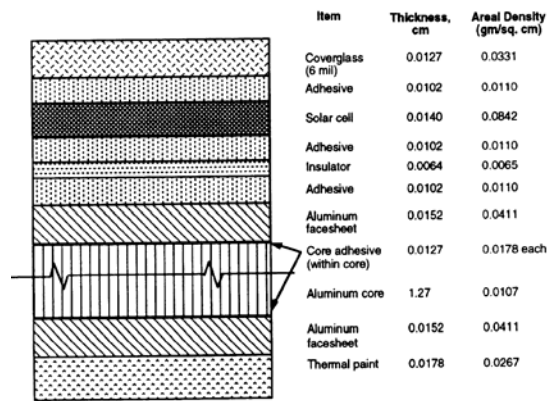
در شکل (۸)، شار حرارتی کل جذب‌شده با یک آرایهٔ خورشیدی در زاویهٔ  $\beta=0^\circ$  و در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها از صفر تا ۹۰ درجه نسبت به دیواره‌های جانبی ماهواره در وضعیت گرم مداری ارائه شده است. با توجه به اینکه در مدار با زاویهٔ  $\beta=0^\circ$  بخشی از مدار در وضعیت خورشیدگرفتگی است، شار حرارتی جذب شده بسته به زاویهٔ بازشوندگی آرایه‌ها، در محدوده‌ای از مدار، صفر است.



شکل ۸- تغییرات شار حرارتی دریافتی توسط یکی از آرایه‌های خورشیدی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها در زاویهٔ  $\beta=0^\circ$

همچنانکه در شکل (۸) مشاهده می‌شود، بیشترین شار حرارتی دریافتی مربوط به زاویهٔ بازشوندگی ۹۰ درجه بوده، اما تفاوت زیادی بین زوایای بازشوندگی ۹۰ و ۶۰ درجه وجود ندارد. با افزایش زاویهٔ بازشوندگی آرایه‌ها، هر چند مقدار حداکثر شار حرارتی افزایش می‌یابد، اما مدت زمان قرارگیری در خورشیدگرفتگی نیز بیشتر شده است.

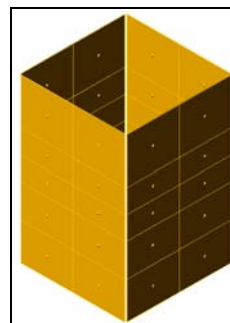
متناظر با شارهای حرارتی دریافتی، دمای آرایه‌های خورشیدی در شرایط مختلف تغییر می‌کند که در شکل (۹) نشان داده شده است. در شکل فوق تغییرات دمای آرایهٔ خورشیدی در شرایط



شکل ۵- جزئیات سطح مقطع یک پانل خورشیدی

## مدلسازی حرارتی آرایه‌های خورشیدی

مدلسازی حرارتی آرایه‌های خورشیدی به عوامل بسیاری بستگی دارد. این مدلسازی با توجه به جنس و ضخامت پوسته‌ها و ابعاد لانهٔ زنبوری و مقاومت‌های حرارتی همهٔ مسیرها و خواص ترموفیزیکی مواد به‌کاررفته، انجام می‌گیرد [۶]. مشخصات آرایه‌های خورشیدی ضریب هدایت معادل این آرایه‌ها در جهت‌های عمودی و صفحه‌ای بر دمای اجزای آرایه تأثیر زیادی دارد. جزئیات دقیق مدلسازی صفحه‌های خورشیدی در مدل ریاضی حرارتی و ریاضی هندسی آنها وارد می‌شود. شکل (۶) نیز مدل ریاضی هندسی آرایه‌های خورشیدی را نشان می‌دهد.

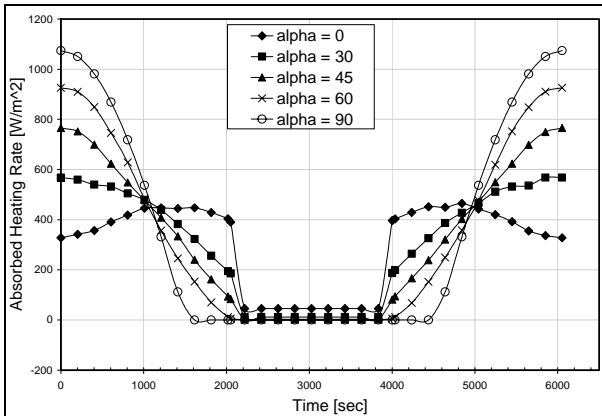


شکل ۶- مدل ریاضی هندسی پانل‌های خورشیدی

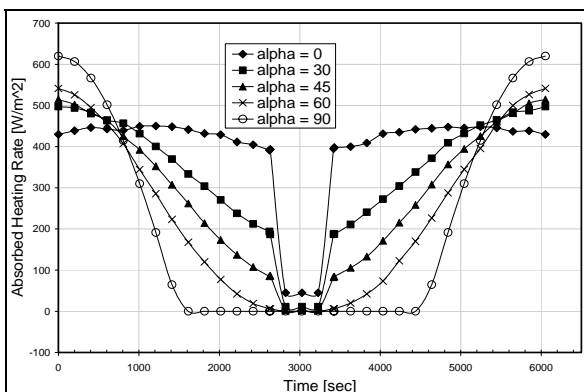
## نتایج تحلیل حرارتی

برای مدل حرارتی ماهوارهٔ مورد نظر، تحلیل حرارتی گذرا برای ۲۰ پیروید ماهواره در مدار برای رسیدن به حالت پایداری دمایی انجام گرفته است. در شکل (۷) دمای یکی از آرایه‌های خورشیدی در زوایای بتای صفر تا نود درجه به ازای هر ۱۰ درجه تغییر، در ارتفاع مدار ۱۰۰۰ کیلومتر ارائه شده است. مقایسهٔ نتایج نشان می‌دهد؛ به دلیل حذف خورشیدگرفتگی و برقراری روشنایی کامل در زاویهٔ بتا ۶۰ درجه در ارتفاع ۱۰۰۰ کیلومتر، محدودهٔ تغییرات وسیع دمایی که با حرکت ماهواره از روز به شب حاصل می‌گردد، کاهش یافته است. با توجه به

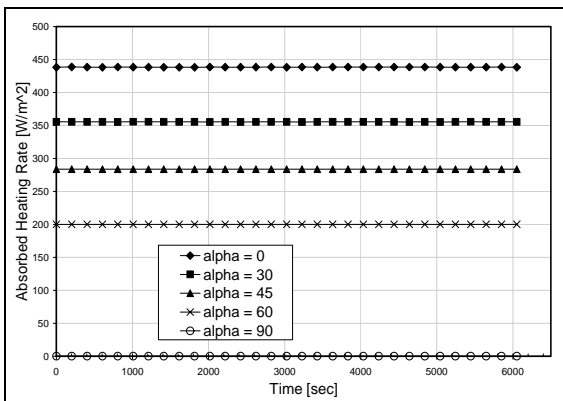
زمان خورشید گرفتگی بیشتر بوده و مقدار ماکزیمم شار نیز کمتر شده است. با محاسبه سطح متوسط زیرمنحنی‌ها، برآیند شار حرارتی در طول یک پریود مدار تعیین شده و با یکدیگر قابل مقایسه هستند.



شکل ۱۰- تغییرات شار حرارتی دریافتی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها در زاویه  $\beta=30^\circ$

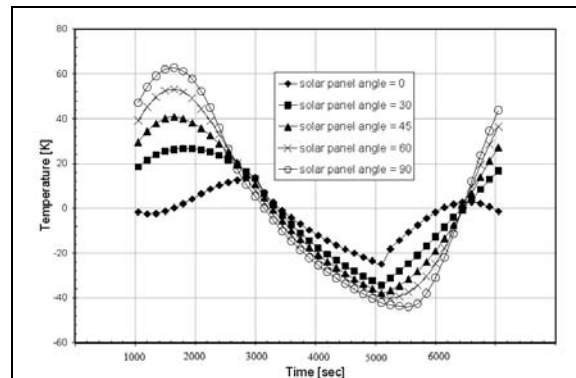


شکل ۱۱- تغییرات شار حرارتی دریافتی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها در زاویه  $\beta=60^\circ$



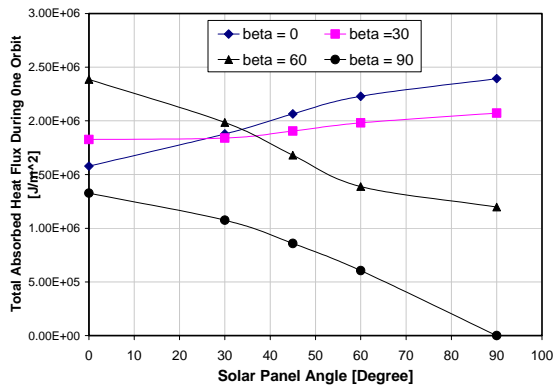
شکل ۱۲- تغییرات شار حرارتی دریافتی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها در زاویه  $\beta=90^\circ$

گرم مدار در بیستمین پریود ماهواره بر حسب زوایای مختلف بازشوندگی از صفر تا  $90^\circ$  درجه ارائه شده است. با توجه به این که محدوده دمایی مجاز سلول‌های خورشیدی با رعایت حاشیه ایمنی<sup>۱۲</sup> دمایی از  $60^\circ$  تا  $100^\circ$  درجه سانتی‌گراد است، نتایج دما نشان می‌دهد در کلیه زوایای بازشوندگی شرایط مجاز دمای برای سلول‌های خورشیدی فراهم است، اما با توجه به عملکرد بهتر آرایه‌های خورشیدی در دماهای پایین‌تر، زوایای بازشوندگی  $0^\circ$  تا  $60^\circ$  درجه شرایط مطلوب‌تر دمایی را برای کارکرد سلول‌های خورشیدی فراهم می‌کند. از سوی دیگر زوایای بازشوندگی کم نیز شار حرارتی مورد نیاز برای تولید توان الکتریکی ماهواره را تأمین نمی‌کند. نتیجتاً در زاویه بتا صفر درجه، محدوده بهینه زاویه بازشوندگی آرایه‌های خورشیدی بزرگ‌تر از  $30^\circ$  درجه و کوچک‌تر از  $60^\circ$  درجه است.



شکل ۹- تغییرات دمای یک آرایه خورشیدی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها از صفر تا  $90^\circ$  درجه در زاویه  $\beta=0^\circ$  در بیستمین پریود

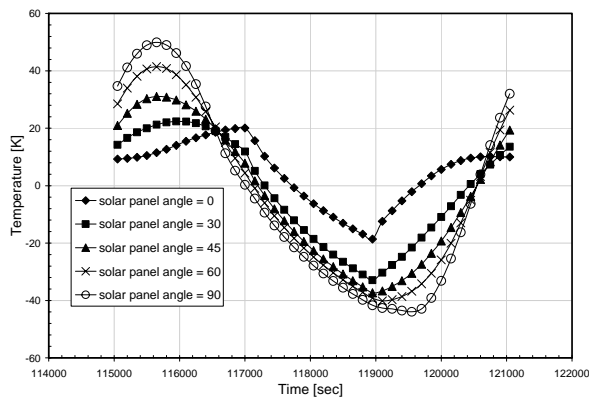
در شکل‌های (۱۰) تا (۱۲) شار حرارتی جذب شده توسط یک آرایه خورشیدی به ترتیب در زوایای  $\beta=60^\circ$ ،  $\beta=30^\circ$  و  $\beta=90^\circ$  در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها ارائه شده است. شکل (۱۳) نیز مدل ماهواره مورد نظر را در مدار با زاویه  $\beta=90^\circ$  نشان می‌دهد. نتایج شار حرارتی در شکل (۱۰) نشان می‌دهد که در زاویه  $\beta=30^\circ$  مقادیر شار حرارتی نسبت به زاویه  $\beta=0^\circ$  کمی تغییر کرده است، به نحوی که در همه زوایای بازشوندگی به غیر از صفر درجه مقادیر شار حرارتی کمتر شده است. در شکل (۱۱) در زاویه  $\beta=60^\circ$  مقادیر ماکزیمم شار حرارتی در یک پریود مدار در همه زوایای بازشوندگی به جز صفر درجه کاهش یافته، اما مقدار متوسط شار دریافتی در طول یک پریود افزایش یافته، به گونه‌ای که زمان قرارگیری آرایه در مقابل خورشید در زاویه بازشوندگی صفر درجه که آرایه‌ها بر دیواره‌های سازه مکعبی قرار گرفته‌اند کمتر شده است. بالعکس در زاویه ماکزیمم بازشوندگی  $90^\circ$  درجه،



شکل ۱۴- شار حرارتی دریافتی در طول یک پریود بر حسب زاویه بازشوندگی آرایه‌ها در زوایای مختلف  $\beta$

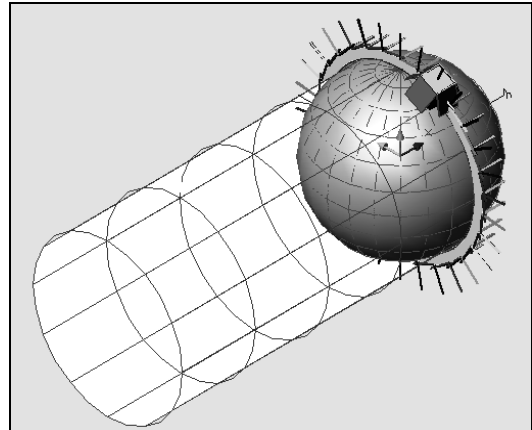
در شکل‌های (۱۵) تا (۱۷) نیز تغییرات دمای یک آرایه خورشیدی در شرایط گرم مدار به ترتیب در زوایای  $\beta=30^\circ$ ,  $\beta=60^\circ$  و  $\beta=90^\circ$  و در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها ارائه شده است. در شکل (۱۶) مقادیر دمای آرایه‌های خورشیدی در  $\beta=30^\circ$  در مقایسه با مقادیر دمای مربوطه در زاویه  $\beta=0^\circ$  (شکل ۹) نسبتاً کاهش یافته است که با توجه به کاهش مقادیر شار دریافتی منطقی به نظر می‌رسد. در زاویه  $\beta=60^\circ$  این کاهش دما ادامه یافته و در زاویه  $\beta=90^\circ$  به دلیل یکنواختی شارهای حرارتی (مطابق با شکل ۱۲)، منحنی دمای آرایه‌های خورشیدی نیز کاملاً یکنواخت است. بنابراین در کلیه زوایای  $\beta$  به جز  $90^\circ$  در زوایای بازشوندگی مختلف، دمای آرایه‌های خورشیدی در محدوده مجاز دمایی است و نکته حائز اهمیت شارهای دریافتی آرایه‌هاست.

به صورت کلی می‌توان نتیجه‌گیری کرد؛ چیدمانی بهینه آرایه‌های خورشیدی از جهت زاویه بازشوندگی، تابعی از زاویه  $\beta$  مدار یا چگونگی تغییرات آن در مدار خواهد بود و طراحی نهایی چیدمانی آرایه‌ها باید با توجه به شرایط نهایی مدار ماهواره و میزان توان الکتریکی مورد نیاز آن انتخاب شود.



شکل ۱۵- تغییرات دمای یک آرایه خورشیدی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها از صفر تا  $90^\circ$  در زاویه  $\beta=30^\circ$

در شکل (۱۲) که نتایج شار حرارتی را در مدار دایروی با زاویه  $\beta=90^\circ$  نشان می‌دهد، یکنواختی مقادیر شار حرارتی نسبت به زمان مشاهده می‌شود. این امر به دلیل آن است که در این مدار زمان خورشید گرفتگی صفر بوده و ماهواره همواره در معرض خورشید است، اما چگونگی دید آرایه‌ها نسبت به تابش خورشید در زوایای مختلف متفاوت است. این مسئله در شکل (۱۳) نیز مشخص است که با افزایش زاویه بازشوندگی، دید آرایه‌های خورشیدی نسبت به تابش خورشید کاهش یافته است.



شکل ۱۳- مدل ماهواره مورد نظر در مدار  $\beta=90^\circ$

بنابراین در زاویه بازشوندگی صفر درجه که آرایه‌های خورشیدی کاملاً بر روی دیواره‌های جانبی ماهواره قرار گرفته‌اند، بیشترین شار حرارتی جذب شده است. در مقابل در وضعیتی که آرایه‌های خورشیدی کاملاً باز شده و نسبت به دیواره‌های جانبی ماهواره، زاویه  $90^\circ$  درجه را تشکیل می‌دهند، کمترین شار حرارتی حاصل شده و شرایط از جهت تأمین توان الکتریکی بسیار بحرانی خواهد بود. در شکل (۱۴) کل شار حرارتی دریافتی توسط یکی از آرایه‌های خورشیدی در طول یک پریود بر حسب زاویه بازشوندگی آرایه‌ها و در زوایای مختلف  $\beta$  ارائه شده است. به عنوان جمع‌بندی، شکل فوق نشان می‌دهد؛ در زوایای  $\beta$  صفر و  $30^\circ$  درجه، بیشترین شار حرارتی دریافتی در طول یک پریود برای حداکثر زاویه بازشوندگی  $90^\circ$  درجه حاصل شده و با باز شدن آرایه‌ها از صفر تا  $90^\circ$  درجه، شار حرارتی دریافتی افزایش یافته است. برای این دو زاویه، بنا بر روند یا شیب منحنی شار دریافتی نسبت به زاویه بازشوندگی مثبت است و مطابق شکل فوق مشخص است که شیب منحنی زاویه  $\beta$  تا  $30^\circ$  درجه در مقایسه با زاویه  $\beta$  صفر درجه کمتر بوده و تغییرات شار دریافتی نسبت به زوایای مختلف بازشوندگی چشمگیر نیست. در زوایای  $\beta$   $60^\circ$  و  $90^\circ$  درجه نیز برخلاف زوایای  $\beta$  صفر و  $30^\circ$  درجه، شیب منحنی تغییر شار دریافتی با زوایای بازشوندگی منفی بوده و مقادیر شار دریافتی در زاویه  $\beta$   $90^\circ$  درجه با باز شدن آرایه‌ها مطلوب نیست. با توجه به شکل (۱۴) به عنوان جمع‌بندی کلی، در کلیه زوایای  $\beta$  صفر تا  $90^\circ$  درجه می‌توان ذکر کرد زاویه بازشوندگی  $30^\circ$  درجه از جهت شار دریافتی مطلوب است.

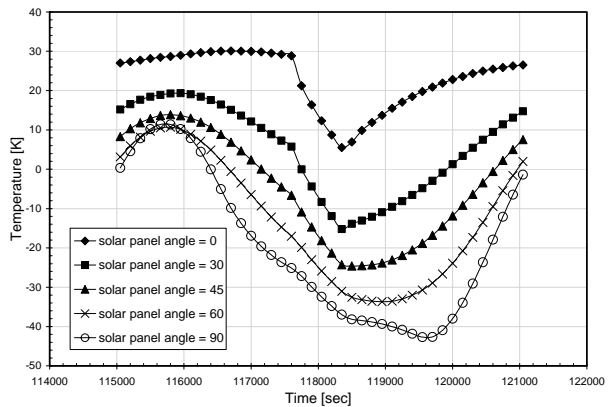


زوایای  $\beta$  ۶۰ و ۹۰ درجه نیز شیب منحنی تغییر شار دریافتی با زوایای بازشوندگی منفی بوده و بدترین شرایط در زاویه بازشوندگی ۹۰ درجه حاصل شده و شرایط از جهت تأمین توان الکتریکی بسیار نامطلوب است.

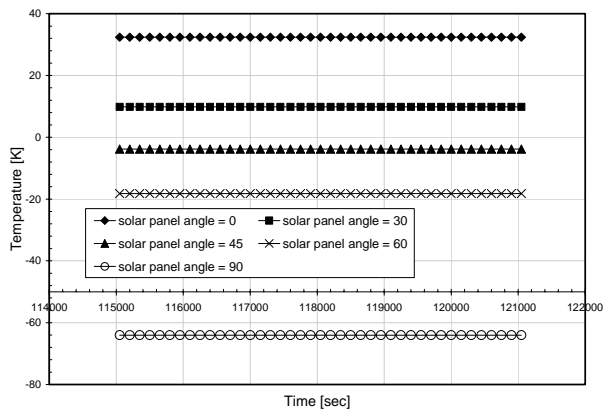
در حالت کلی که زوایای  $\beta$  مدار از صفر تا ۹۰ درجه تغییر کند، زاویه بازشوندگی ۳۰ درجه برای آرایه‌ها پیشنهاد می‌گردد که از جهت شار دریافتی بهینه در کلیه زوایای بتا پذیرفتنی است.

## مراجع

- [1] Griffin, M.D., and French, J.R., "Space Vehicle Design", Copyright© 1991, AIAA, Washington, DC, USA.
- [۲] Design of Hardware and Software for the Power Supply for AAU CubeSat, Appendix B, Group 02gr733, Nov. 8, 2002.
- [۲] انوری، آذر، فرحانی، فواد و سیدی نیایی، کیوان. «بررسی تأثیر نرخ چرخش و پوشش‌های کنترل حرارتی بر دمای اجزای یک ماهواره کوچک»، مجموعه مقالات ششمین کنفرانس سراسری انجمن هوا فضای ایران، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، اسفند ۱۳۸۵.
- [3] Aceti, R. and Annoni, G., "MITA: In Orbit Results of The Italian Small Platform and The First Earth Observation Mission, Hypseo", *Acta Astronautica* 52(9), 727-732, Elsevier Science Ltd., 2003.
- [4] Grahn, Sven and Rathsmann, Anna. *ASTRID - An Attempt to Make The Microsatellite a Useful Tool for Space Science*, Swedish Space Corporation, 1996.
- [5] Delfi-C3 satellite, [www.delfic3.nl/index.php](http://www.delfic3.nl/index.php) (accessed in August 2009).
- [6] Gilmore D. G., *Spacecraft Thermal Control Handbook: Vol. I: Fundamental Techniques*, The Aerospace Corporation Press, 2002.
- [7] Satellite Tool Kit (STK), Available, [on line]: [www.stk.com](http://www.stk.com).
- [8] SINDA/FLUINT User's Manual, Version 4.4, *Cullimore and Ring Technologies*, July 2003.
- [9] Panczak, Timothy. D., *Thermal Desktop*, Version 4.4, *Cullimore and Ring Technologies*, July 2001.



شکل ۱۶- تغییرات دمای یک آرایه خورشیدی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها از صفر تا ۹۰ درجه در زاویه  $\beta=60^\circ$



شکل ۱۷- تغییرات دمای یک آرایه خورشیدی در زوایای مختلف بازشوندگی آرایه‌ها از صفر تا نود درجه در زاویه  $\beta=90^\circ$

## جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

به‌طور خلاصه تحلیل‌های حرارتی انجام شده نشان می‌دهد که طراحی و پیکربندی آرایه‌های خورشیدی در هر ماهواره، از دیدگاه حرارتی بسیار حائز اهمیت است. نتایج حاصل از تحلیل، نشان‌دهنده تأثیر زیاد زاویه بازشوندگی آرایه‌های خورشیدی، در شار حرارتی دریافتی و شرایط دمایی سلول‌های خورشیدی است. در زوایای  $\beta$  صفر و ۳۰ درجه، بیشترین شار حرارتی کل دریافتی در طول یک پریود برای حداکثر زاویه بازشوندگی ۹۰ درجه حاصل شده است. در