

# System-Level Evaluation of the Operation of Different Solar Array Structures for Various CubeSat Configurations

Omid Shekoofa<sup>1\*</sup> , Farhad Bagheroskouei<sup>2</sup> and Reza Amjadifard<sup>3</sup> 

1. Assistant Professor, Power and Data Handling Department, Satellite Research Institute (SRI), Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran
2. Educator, Power and Data Handling Department, Satellite Research Institute (SRI), Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran
3. Assistant Professor, Power and Data Handling Department, Satellite Research Institute (SRI), Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [o.shekoofa@isrc.ac.ir](mailto:o.shekoofa@isrc.ac.ir)

## Abstract

*In this paper, the feasibility and performance of using solar arrays equipped with sun concentrators, along with other conventional solar array structures, in CubeSats, is investigated for the first time. For this purpose, seven different structures of solar arrays have been defined and implemented for more than 24 different CubeSat configurations from 0.25U to 27U. Then, by calculating important system-level parameters such as power generation density, power generation cost, reliability of solar arrays, and also a newly proposed parameter, called shape fit factor, the performance of these structures for the introduced configurations are evaluated and compared. To this end, and by considering rational coefficients, a cost function consisting of the four above-mentioned parameters is defined as the degree of merit of different solar array structures used in each CubeSat configuration. The results show that alongside the use of deployable solar arrays, using concentrating solar arrays can provide new capabilities for CubeSats to overcome the challenge of generating sufficient power.*

**Keywords:** CubeSat, Electrical power subsystem, Solar array, Concentrator, System-level parameter



## COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

## How to cite this article:

O. Shekoofa, F. Bagheroskouei and R. Amjadifard, "System-Level Evaluation of the Operation of Different Solar Array Structures for Various CubeSat Configurations," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 15, No. 3, pp. 93-108, 2022 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2022.1371>.

# ارزیابی سیستمی عملکرد ساختارهای مختلف آرایه خورشیدی در انواع پیکربندی ماهواره‌های مکعبی

امید شکوفا<sup>۱\*</sup>، فرهاد باقری اسکویی<sup>۲</sup> و رضا امجدی<sup>۳</sup>

گروه توان و پردازش داده، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران  
\*ایمیل نویسنده مخاطب: [o.shekoofa@isrc.ac.ir](mailto:o.shekoofa@isrc.ac.ir)

## چکیده

در این مقاله برای اولین بار امکان استفاده از آرایه‌های خورشیدی دارای متمرکزکننده، در کنار سایر ساختارهای رایج آرایه‌های خورشیدی برای ماهواره‌های مکعبی مورد بررسی قرار گرفته است. برای این منظور هفت ساختار مختلف آرایه‌های خورشیدی برای بیش از ۲۴ پیکربندی مختلف ماهواره‌های مکعبی از ابعاد 0.25U تا 27U تعریف و پیاده‌سازی شده‌اند. آنگاه با محاسبه پارامترهای سیستمی مهمی نظیر چگالی توان تولیدی آرایه‌های خورشیدی، هزینه توان تولیدی، قابلیت اطمینان آرایه‌های خورشیدی و همچنین یک پارامتر پیشنهادی، به نام فاکتور تناسب شکل، کارآمدی این ساختارها برای پیکربندی معرفی شده ارزیابی و با یکدیگر مقایسه شده‌اند. برای ارزیابی میزان کارآمدی، یک تابع هزینه متشکل از چهار پارامتر مذکور با ضرایب منطقی تعریف شده و مقایسه‌های لازم انجام گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که در کنار استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده، آرایه‌های خورشیدی دارای متمرکزکننده می‌تواند علاوه بر رفع چالش تولید توان کافی، قابلیت‌های جدیدی برای ماهواره‌های مکعبی کوچک فراهم کند.

واژه‌های کلیدی: ماهواره مکعبی، زیرسیستم توان الکتریکی، آرایه خورشیدی، متمرکزکننده، پارامترهای سیستمی

## علائم و اختصارات

Low Concentration Photovoltaic (LCPV)	فتوولتائیک با شدت تمرکز پایین
Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG)	مولدهای ترمودایوایزوتوپی
High Concentration Photovoltaic (HCPV)	فتوولتائیک با شدت تمرکز بالا
Cover-glass Interconnected Cell (CIC)	سلول متصل پوشش‌دار

## مقدمه

امروزه استفاده از ماهواره‌های مکعبی<sup>۴</sup> یا تاسواره‌ها به دلیل سادگی، هزینه کم، قابلیت‌های متنوع، زمان طراحی و ساخت کوتاه و بهره‌برداری آسان آنها به شکل گسترده‌ای رواج یافته، طوری که در بسیاری از کاربردها رقیبی جدی برای ماهواره‌های بزرگ به شمار

می‌آیند و از آنها در مأموریت‌های مهم تجاری، دفاعی و حتی کاوش‌های بین سیاره‌ای نیز استفاده می‌شود [1].

نخستین نمونه این ماهواره‌ها با ابعاد  $10 \times 10 \times 10$  cm<sup>3</sup> در سال ۱۹۹۹ و در یک پروژه مشترک بین پلی تکنیک کالیفرنیا و آزمایشگاه توسعه سیستم‌های فضایی دانشگاه استنفورد طراحی و ساخته شد که امروزه به‌عنوان مکعب واحد یا 1U شناخته می‌شود [2], [3].

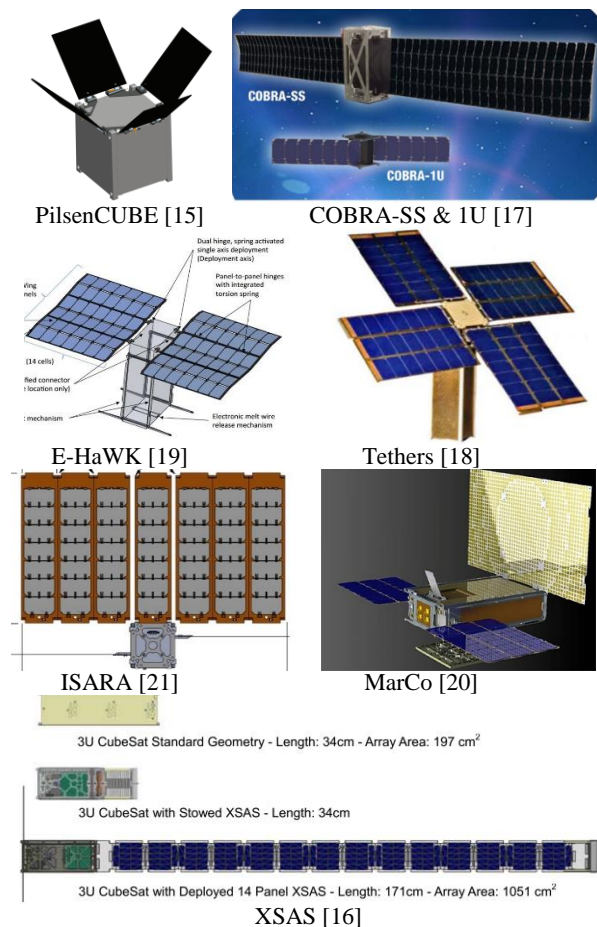
این ساختار و ابعاد کوچک به دلیل مزایای فراوان به‌سرعت به الگویی استاندارد تبدیل شد که علاوه بر ابعاد و وزن (۰/۸ الی ۱/۳۳ کیلوگرم) سایر الزامات سیستمی و زیرسیستمی (نظیر باس‌های ولتاژ و داده، اینترفیس‌ها و...) و حتی مشخصات ماژول‌ها و بردهای الکترونیکی را شامل می‌شد.

تاکنون تعداد زیادی از ماهواره‌های مکعبی در ابعاد 1U ساخته و به شیوه‌های مختلف به فضا پرتاب شده‌اند. همچنین نمونه‌های بزرگ‌تر با قابلیت‌های بیشتر و محموله‌های متنوع‌تر در ابعاد 3U و وزن تا حدود ۴ کیلوگرم توسعه یافته‌اند، و برای مأموریت‌های جدی‌تر

محدودیت در تولید توان حتی با به‌کارگیری بهترین نوع سلول خورشیدی کماکان مشهود است.

راهکار دوم یعنی استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده سابقه موفقیت در ماهواره‌های مکعبی مختلفی دارد [16]–[14]. مطابق شکل (۱) انواع این آرایه‌ها، در ساختارهای مختلفی نظیر دارت، گلیبرگ، آرایه‌های متصل از طریق یوک (با قابلیت ردیابی خورشید)، آرایه‌های متصل به لبه‌های بدنه از طریق لولا، و با مکانیزم‌های گسترش تک‌مرحله‌ای و چندمرحله‌ای (تاشونده/ریلی/...)، پیاده‌سازی شده‌اند.

اما این روش هم مشکلات خاص خود را دارد. زیرا استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده اگرچه قابلیت تولید توان را به‌صورت تئوری تا هر سطح دلخواهی افزایش می‌دهد، اما نیازمند مکانیزم‌های پیچیده و گران‌قیمت است که استفاده از آنها با رویکرد اساسی طراحی ماهواره‌های مکعبی (یعنی سادگی و ارزانی) در تضاد است. علاوه بر این، به‌کارگیری مکانیزم‌های پیچیده‌تر برای گسترش آرایه‌های خورشیدی بزرگ‌تر و چندمرحله‌ای موجب کاهش قابلیت اطمینان، افزایش پیچیدگی کنترل وضعیت، و افزایش وزن و ابعاد ماهواره‌های مکعبی از استانداردهای مرسوم می‌شود.



شکل ۱- برخی از انواع آرایه‌های خورشیدی بازشونده به‌کار رفته در ماهواره‌های مکعبی

و با طول عمر بیشتر (از ۲ سال) عملیاتی شده‌اند [6]–[4]. موفقیت این پروژه‌ها چه به‌صورت ماهواره‌های تکی و چه در قالب منظومه‌های ماهواره‌ای فراتر از حد انتظار بوده و باعث شده تا توسعه ماژولار ماهواره‌هایی بزرگ‌تر، تا ابعاد ۲۷U، در دستور کار شرکت‌های سازنده ماهواره قرارگیرد. شایان ذکر است که همگام با توسعه کاربرد ماهواره‌های مکعبی بزرگ‌تر از 1U، توجه به ماهواره‌های کوچک‌تر از ۱U در کلاس‌های جدیدی چون PocketQubes, TubeSats, SunCubes, ThinSats, FemtoSats و ChipSat‌ها، و تعریف کاربردهای جدید برای آنها، نیز روز به روز بیشتر می‌شود [8], [7].

## بیان مسئله

با گسترده شدن کاربرد ماهواره‌های مکعبی و بکارگیری محموله‌های متنوع -و اغلب پرمصرف‌تر- چالش تامین توان کافی برای آنها پیوسته دشوارتر می‌شود. از همین رو، میزان و نحوه اثرگذاری الزامات و پارامترهای مختلف سیستمی در افزایش یا کاهش تولید توان باید به‌دقت بررسی شود [9], [10].

محدودیت ابعاد، بزرگ‌ترین عاملی است که تنوع منابع توان قابل استفاده در این کلاس از ماهواره‌ها را کاهش می‌دهد، به‌طوری که در عمل به‌جز آرایه‌های خورشیدی (منابع فتوولتائیک) امکان استفاده از سایر منابع تولید توان در ماهواره‌های مکعبی بسیار کم است. برای مثال به‌کارگیری نمونه‌های مینیاتوری مولدهای ترمودایوایزوتوبی<sup>۵</sup> یا پیل‌های سوختی احیاءشونده<sup>۶</sup> برای این ماهواره‌ها فعلاً در مرحله تحقیقات آزمایشگاهی و TRL<sup>۷</sup>‌های پایین قرار دارد [11], [12].

حتی در استفاده از منابع فتوولتائیک نیز دو محدودیت مهم وجود دارد: الف) محدودیت ترمودینامیکی و فتوولتائیکی در راندمان تبدیل انرژی سلول‌های خورشیدی، و ب) محدودیت در سطح برای نصب تعداد هرچه بیشتر سلول‌های خورشیدی، که هر دو عامل در مورد ماهواره‌های مکعبی چالش برانگیزترند.

برای غلبه بر این محدودیت‌ها چهار راهکار اصلی وجود دارد: ۱) استفاده از سلول‌های خورشیدی با راندمان بالاتر، ۲) استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده، ۳) استفاده از سازه‌های بزرگ‌تر (تعداد مکعب‌های بیشتر) و ۴) امکان‌سنجی استفاده از متمرکزکننده نور.

راهکار اول با مشکلاتی چون قیمت بیشتر سلول‌های راندمان بالاتر و محدودیت تئوری و فنی برای افزایش راندمان سلول‌های خورشیدی روبرو است. براساس مرجع [13] بالاترین راندمان سلول‌های خورشیدی فضایی که در عمل استفاده شده، حدود ۲۳٪ است که در فرآیند تجمع سلول‌ها و تبدیل آنها به پنل و آرایه خورشیدی چند درصد دیگر هم از این راندمان کاسته می‌شود. لذا

7. Technology Rediness Level

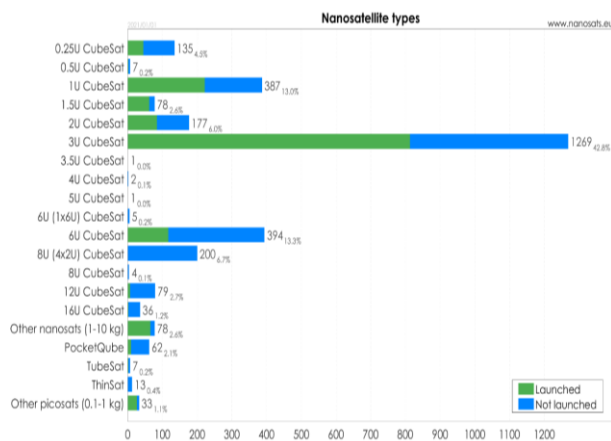
5. Radioisotope Thermoelectric Generator (RTG)

6. Regenerative Fuel Cells

در هر کدام از آرایه‌ها به اختصار ارائه و بررسی می‌شوند. در ادامه برای هر کدام از ساختارهای معرفی شده فاکتورهایی چون چگالی توان قابل تولید، هزینه، ضریب تناسب شکل و قابلیت اطمینان محاسبه و ارزیابی می‌شود. سپس با در نظر داشتن میزان اهمیت هر یک از فاکتورهای چهارگانه فوق در ماموریت یک ماهواره مکعبی، و براساس ارزیابی‌های انجام شده، یک معیار شایستگی برای تعیین میزان کارآمدی کلی هر یک از ساختارهای آرایه‌های خورشیدی در پیکربندی‌های معرفی شده، تعریف و محاسبه خواهد شد. این معیار، در صورت وزن‌دهی منطقی - متناسب با الزامات و کلاس ماموریت - می‌تواند مبنای مقایسه و ارزیابی برای کارآمد بودن ساختارهای مختلف ماهواره‌های مکعبی باشد.

### پیکربندی ماهواره‌های مکعبی مورد بررسی

مطابق نمودار شکل (۲) در طی دو دهه اخیر ماهواره‌های مکعبی با ابعاد مختلف از سایز ۰/۲۵U تا ۱۶U ساخته شده و در مدار قرار گرفته‌اند. همچنین در پروژه‌های فضایی دیگر، طراحی‌های مختلفی برای ماهواره‌های مکعبی بزرگ‌تر (تا ابعاد ۲۷U) نیز پیشنهاد شده‌اند [27], [28].



شکل ۲- آمار ماهواره‌های مکعبی با پیکربندی‌های مختلف (سبز: پرتاب شده، آبی: پرتاب نشده) [8]

مطابق شکل (۳) پیکربندی‌هایی که در این پژوهش مورد بررسی قرار می‌گیرند شامل ماهواره‌های مکعبی از ابعاد ۰/۲۵U تا ۲۷U می‌باشند. هدف از پرداختن به این میزان تنوع از پیکربندی‌ها، ارزیابی کارآمدی تولید توان در ماهواره‌های مکعبی در اندازه‌های مختلف برای ماموریت‌هایی با مشخصات مداری مشابه است. برخی از پیکربندی‌ها در دو وضعیت قرارگیری نظیر 4U-1 و 4U-2 بررسی شده‌اند. زیرا این تفاوت منجر به تفاوت در ابعاد صفحات فوقانی - تحتانی و صفحات جانبی آنها (و در صورت استفاده از آرایه‌های بازشونده، موجب تفاوت در اندازه آنها) می‌شود که باعث تفاوت بارز در توان تولیدی خواهد شد.

راهکار سوم یعنی افزودن مکعب‌های واحد بیشتر برای افزایش سطح لازم جهت نصب تعداد بیشتری از سلول‌های خورشیدی، روش کارآمد و رایجی است که مبتنی بر فلسفه ماژولار بودن طراحی ماهواره‌های مکعبی است. این روش نیز گرچه افزایش تعداد سلول‌های قابل نصب و لذا افزایش تولید توان را به همراه دارد اما در صورت عدم استفاده موثر از سطوح بدنه برای نصب سلول‌ها، به شکل بارزی موجب کاهش چگالی توان سطحی و وزنی می‌شود که این امر به دلیل تنوع محموله‌ها و نیاز به استفاده از انواع آنتن‌ها، دوربین‌ها و سنسورهای مختلف بر روی بدنه ماهواره ناگزیر اتفاق می‌افتد.

راهکار آخر، یعنی استفاده از متمرکزکننده نور بر روی آرایه‌های خورشیدی قبلاً با موفقیت برای فضایی‌های بزرگ از جمله Deep Space 1 و پروژه Escarlet مورد استفاده قرار گرفته [22], [23]، اما برای ماهواره‌های مکعبی در مرحله تحقق مفهوم و توسعه نمونه‌های آزمایشگاهی قرار داشته و از TRL پایینی برخوردار است. با این حال بدلیل تحولات مهمی که در چند سال اخیر در حوزه ساخت میکروولت‌ها و ماتریال‌ها رخ داده، پیش‌بینی می‌شود که به‌زودی استفاده از متمرکزکننده‌ها در آرایه‌های خورشیدی ماهواره‌های مکعبی فراگیر شود [24]-[26].

مزیت مهم استفاده از ساختارهای دارای متمرکزکننده در ماهواره‌های نانو و کوچک‌تر به ویژه در کلاس‌های پیکو و فمتو نمایان خواهد شد. زیرا همان‌طور که در ادامه این مقاله مطرح خواهد شد ساختارهای مبتنی بر متمرکزکننده قابلیت تولید توان بالاتر و پیچیدگی کمتری نسبت به آرایه‌های خورشیدی بازشونده (که نیازمند سازه‌های بزرگ‌تر، مستحکم‌تر، طراحی پیچیده‌تر و اتصالات متعددی) خواهند داشت.

## مبانی و روش‌های پژوهش

هدف این پژوهش ارزیابی و مقایسه بخش تولید توان اولیه در ماهواره‌های مکعبی است. برای این منظور پیکربندی‌های مختلفی از این ماهواره‌ها به همراه ساختارهای متفاوتی از آرایه‌های خورشیدی آنها بررسی می‌شوند تا مشخص شود که در صورت استفاده از پیکربندی‌های بزرگ‌تر، آرایه‌های خورشیدی پیچیده‌تر یا فناوری‌های جدیدتر (نظیر متمرکزکننده نور)، پارامترهای سیستمی زیرسیستم توان الکتریکی نظیر قابلیت تولید توان، قابلیت اطمینان و سایر تا چه اندازه دستخوش تغییر می‌شوند.

برای این منظور و با استناد به منابع موجود و سوابق پروژه‌های ماهواره مکعبی، در ابتدا ۲۴ پیکربندی مختلف از سازه‌های پرکاربرد برای ماهواره‌های مکعبی در نظر گرفته می‌شود. همچنین ۷ ساختار مختلف آرایه‌های خورشیدی مناسب برای این کلاس از ماهواره‌ها مدنظر قرار خواهند گرفت تا عملکرد هر کدام از این آرایه‌های خورشیدی در پیکربندی‌های مطرح شده بررسی شوند.

آنگاه مفروضات تکمیلی نظیر مشخصات سلول‌های به کار رفته

وضعیت 24U-1 نسبت به وضعیت 24U-2 چالش‌های بیشتری از نظر بهبود استحکام و کاهش ارتعاشات برای طراح سازه خواهد داشت. همان‌طور که مشاهده می‌شود که این دو الزام در تضاد با هم بوده و برآورده نمودن آنها مستلزم مصالحه در طراحی و با در نظر گرفتن سایر الزامات سیستمی از جمله مسئله توزیع وزن، جانمایی بهینه تجهیزات، سازگاری فیزیکی با پرتابگر و نظایر آنهاست.

### ساختارهای بررسی شده برای آرایه‌های خورشیدی

پس از معرفی پیکربندی‌های مختلف، انواع آرایه‌های خورشیدی قابل استفاده به شرح شکل (۴) و در قالب هفت ساختار (الف) تا (ز) تعریف شده اند. این ساختارها عبارتند از آرایه‌های متشکل از سلول‌های خورشیدی بر روی:

(الف) وجوه جانبی (فاقد سلول بر وجوه فوقانی و تحتانی)

(ب) تمام وجوه

(ج) وجوه جانبی و آرایه‌های بازشونده

(د) وجه فوقانی و آرایه‌های بازشونده

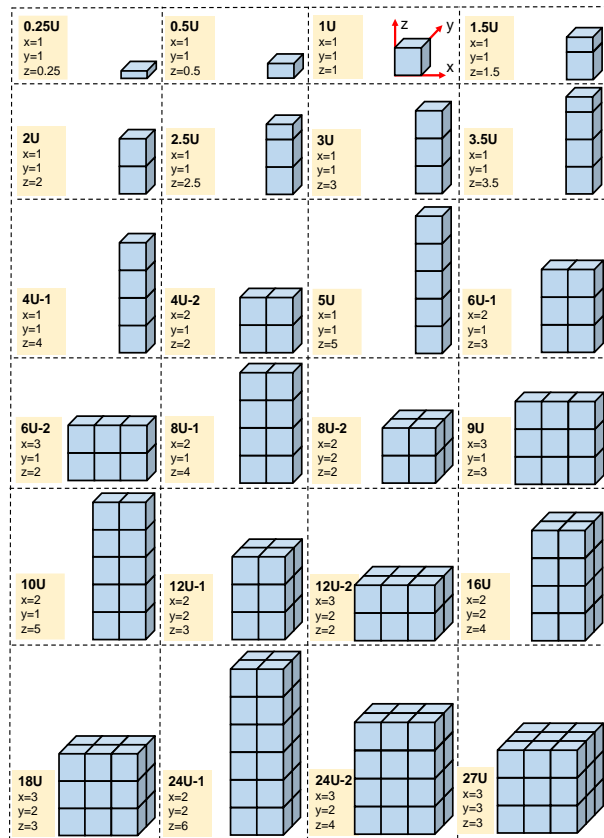
(ه) تمام وجوه و آرایه‌های بازشونده

(و) تمام وجوه، دارای متمرکزکننده آینه‌ای

(ز) تمام وجوه، دارای متمرکزکننده میکرولنزی (سلول خورشیدی خاص)

البته در شکل (۴) ساختار پایه صرفاً برای ماهواره با ابعاد 1U نشان داده شده، اما فرض می‌شود که هر یک از این هفت ساختار آرایه‌های خورشیدی را بتوان برای هر کدام از پیکربندی‌های ۲۴ گانه شکل (۳) به کار گرفت. ضمناً برای سادگی نمایش، ساختارهای دارای متمرکزکننده آینه‌ای (و) و لنزدار (ز) فقط بر روی یک وجه نمایش داده شده‌اند.

در این مقاله آرایه‌های خورشیدی بازشونده، به فرم گلبرگ ساده در نظر گرفته شده‌اند و فرض می‌شود که پس از گسترش در وجه فوقانی (صفحه XY) تثبیت شده و زاویه آنها تغییر نمی‌کند. ضمناً فرض بر این است که آرایه‌های خورشیدی بازشونده فقط بر روی یک سطح خود دارای سلول خورشیدی باشند. در عین حال، ابعاد آنها دقیقاً به اندازه ابعاد وجهی باشد که بر روی آن تا شده‌اند. یعنی اگر ماهواره 3U باشد آرایه‌های بازشونده همگی دارای ابعاد  $3 \times 1U$  و اگر مثلاً 6U باشد، آرایه‌های بازشونده در دو وجه دارای ابعاد  $3 \times 1U$  و در دو وجه دیگر به اندازه  $3 \times 2U$  می‌باشند. در مورد ساختار (ز) و به دلایلی که در ادامه مطرح خواهد شد، سه وضعیت متفاوت شامل به کارگیری ۱ عدد، ۴ عدد یا ۲۵ عدد سلول خاص به همراه لنزهای مخصوص بر روی هر پنل از این آرایه‌ها مورد بررسی قرار می‌گیرد. این سه وضعیت در شکل (۴) به ترتیب با (ز-۱)، (ز-۴) و (ز-۲۵) نشان داده شده‌اند.



شکل ۳- پیکربندی‌های مختلف ماهواره‌های مکعبی کوچک بر مبنای مکعب واحد و کدگذاری آنها بر حسب ابعاد وجوه X, Y, Z

در رابطه با انتخاب پیکربندی‌های مختلف اشاره به دو ویژگی

متضاد زیر ضروری است:

(۱) در طراحی اغلب ماهواره‌های مکعبی تمایل بر این است که سطح مقطع سازه در صفحه  $x-y$  (صفحات فوقانی و تحتانی) کوچک‌تر از سطح مقطع سایر صفحات باشد. زیرا این وجه که عمود بر راستای Z قرار دارد، معمولاً شامل آنتن‌ها، سنجنده‌ها و ادواتی است که مانع از نصب سلول‌های خورشیدی می‌شوند. لذا با لحاظ کردن این قید می‌توان تعداد سلول‌های خورشیدی بیشتری بر روی وجوه جانبی ماهواره داشت. به عبارت دیگر اگر سطح مقطع مذکور به‌طور نسبی بزرگ باشد (مثل وضعیت 24U-2 نسبت به 24U-1 در شکل (۳))، مساحت بیشتری از کل سطح ماهواره ممکن است بدون سلول‌های خورشیدی باشد. مضافاً اینکه، عموماً این وجه کمترین تابش خورشید را خواهد داشت (مثلاً در ماهواره‌های دارای کنترل وضعیت سه محوره).

(۲) نکته مهم دیگر قید استحکام سازه‌ای است. در یک قاعده کلی اگر تناسب بین طول و سطح مقطع سازه رعایت نشود استحکام آن مطلوب نخواهد بود. بنابراین برای پیکربندی‌های شکل (۳) باید معیاری تعریف کرد که معرف و شاخص این متناسب بودن فرم و ساختار سازه باشد. برای مثال از میان دو پیکربندی ۲۴U معرفی شده

### مشخصات سلول‌های خورشیدی مورد بررسی

همان‌طور که در بخش قبل اشاره شد، در این بررسی‌ها فرض می‌شود که دو نوع سلول خورشیدی در آرایه‌های خورشیدی شکل (۶) استفاده خواهند شد. نوع اول یک سلول گالیوم آرسناید سه پیوندی رایج نظیر سلول 3G30C (شکل ۷-راست) ساخت شرکت Auzr space با راندمان حدوداً ۳۰٪ است که در شرایط AM0 مشخصات الکتریکی آن مطابق جدول (۱) است [32]. این سلول‌ها هم بدون متمرکزکننده و هم با متمرکزکننده LCPV قابل استفاده‌اند.



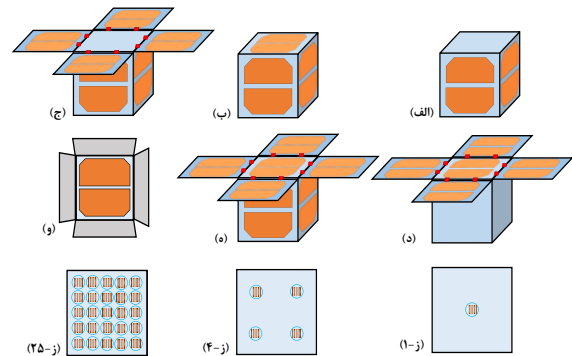
شکل ۶- (راست) سلول خورشیدی فضایی [32] (چپ) مجتمع سلول خورشیدی SCA [33]

در بسیاری از موارد این سلول‌ها به صورت مجتمع سلول خورشیدی 'یا' SCA ساخته و سفارش‌گذاری می‌شوند که علاوه بر خود سلول بدون پوشش، دارای اجزایی دیگری چون دیود کنارگذر، الکترودها، نوار اتصال به سلول‌های مجاور و لایه محافظ اضافی در برابر تشعشعات فضایی هستند. به این مجتمع، سلول متصل پوشش دار<sup>۱۲</sup> یا CIC هم گفته می‌شود (شکل ۷-چپ). لازم به ذکر است که برای نصب سلول عادی بر وجه جانبی ماهواره‌های با ابعاد ۰/۲۵U فرض شده که بتوان سلول‌ها را برش داد و بر وجه جانبی نصب کرد.

جدول ۱- مشخصات سلول خورشیدی فضایی 3G30C [32]

واحد	مقدار	نماد	پارامتر
mV	۲۷۰۰	$V_{oc}$	ولتاژ مدار باز میانگین
mA	۵۲۰/۲	$I_{sc}$	جریان اتصال کوتاه میانگین
mV	۲۴۱۱	$V_{mp}$	ولتاژ سلول در نقطه ماکزیم توان
mA	۵۰۴/۴	$I_{mp}$	جریان سلول در نقطه ماکزیم توان
mW	۱۲۱۵/۱	$P_{mp}$	توان ماکزیم
%	۲۹/۵	$\eta_{bare}$	بازده میانگین (در $1367 \text{ W/m}^2$ )

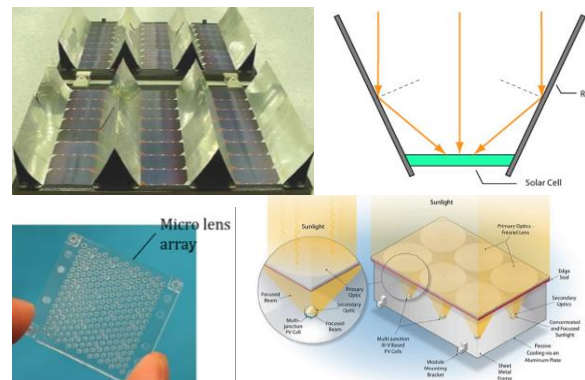
سلول دیگری که در بررسی‌های این مقاله مدنظر است یک نوع سلول خورشیدی خاص از نوع گالیوم آرسناید سه پیوندی ساخت شرکت Azur space با کد 3C35/175-100 است که ابعاد آن  $11 \times 10 \text{ mm}^2$  بوده و مخصوص استفاده در سیستم‌های HCPV است. مشخصات الکتریکی این نوع سلول تحت تابش نور با شدت تمرکزهای مختلف و تصویر آن در جدول (۲) ارائه شده است [34].



شکل ۴- هفت ساختار بررسی شده آرایه‌های خورشیدی، دارای سلول بر روی: الف) وجوه جانبی، ب) همه وجوه، ج) وجوه جانبی + آرایه بازشونده، د) وجه فوقانی + آرایه بازشونده، ه) همه وجوه + آرایه بازشونده، و) همه وجوه + آرایه دارای متمرکزکننده آینه‌ای و ز) همه وجوه + آرایه مجهز به متمرکزکننده لنزدار (در سه وضعیت ۱، ۴ و ۲۵ سلولی)

شایان ذکر است که آرایه خورشیدی نوع (و) یعنی دارای متمرکزکننده آینه‌ای، مشکل از بازتابنده دوتایی یا چهارتایی در اطراف هر سلول خورشیدی است که ترکیب آنها را اصطلاحاً سلول فتوولتائیک با شدت تمرکز پایین<sup>۸</sup> یا LCPV می‌نامند. از سوی دیگر آرایه خورشیدی از نوع (ز) شامل ماتریسی از سلول‌های خورشیدی خاص به همراه متمرکزکننده‌های لنزدار هستند که ابعاد سلول‌ها، ابعاد لنزها و فاصله آنها از همدیگر براساس الزام دریافت حداکثر تابش دریافتی انتخاب می‌شوند. ترکیب این نوع سلول خورشیدی با لنزهای مذکور را سلول فتوولتائیک با شدت تمرکز بالا<sup>۹</sup> یا HCPV می‌نامند. نمونه‌های مشابه این نوع سلول‌های خورشیدی در شکل (۵) می‌توان مشاهده کرد [24], [29].

مزیت جانبی ساختارهای (ز) این است که در ترکیب با آنتن‌های آرایه فازی قابل پیاده‌سازی بوده و می‌تواند سطح هر یک از وجوه را به یک آنتن تبدیل نماید و قابلیت‌های مخابراتی جدیدی برای ماهواره‌های مکعبی ایجاد نماید. البته از بازتابنده‌های ساختار (و) نیز می‌توان برای پیاده‌سازی مگنتوتورکر یا آنتن‌های مختلف استفاده کرد.




شکل ۵- (بالا) ساختار سلول و آرایه‌های LCPV دارای بازتابنده [30]، (پایین) ساختار سلول و آرایه‌های HCPV مجهز به میکرو لنز [24], [31]

11. Bare Cell  
12. Cover-glass Interconnected Cell (CIC)

8. Low Concentration Photovoltaic (LCPV)  
9. High Concentration Photovoltaic (HCPV)  
10. Solar Cell Assembly (SCA)

جدول ۲- مشخصات سلول خورشیدی 3C35/175-100 [34]

تصویر	$V_{mp}$ [mV]	$I_{mp}$ [mA]	$V_{oc}$ [mV]	$I_{sc}$ [mA]	شدت تمرکز (X برابر تابش خورشید)
	۲۶۸۷	۲۶۴۷	۳۰۵۴	۲۷۴۰	۲۰۰
	۲۷۰۲	۴۰۱۰	۳۰۸۹	۴۱۱۴	۳۰۰
	۲۷۱۰	۶۶۱۰	۳۱۲۰	۶۸۳۸	۵۰۰
	۲۶۸۱	۹۲۳۶	۳۱۱۵	۹۵۳۳	۷۰۰
	۲۶۰۱	۱۳۳۰۱	۳۱۸۵	۱۳۶۹۳	۱۰۰۰

اگر  $n=1$  باشد ضریب تمرکز ۹۱ برابر خواهد بود که تقریباً به شرایط عملکرد نامی سلول‌های HCPV نزدیک خواهد بود و موجب سادگی طراحی و کاهش هزینه ساختار آرایه‌های خورشیدی خواهد شد. البته طراحی بهینه بخش اپتیکی چنین سلولی (که بتواند به‌طور ایده‌آل کل تابش دریافتی بر روی سطح  $10 \times 10 \text{ cm}^2$  را بر روی مساحت  $1 \times 1 \text{ cm}^2$  متمرکز کند و در عین حال به‌قدر کافی نازک (دارای فاصله کانونی کوتاه) باشد، بسیار دشوار است. ضمن اینکه طراحی حرارتی آرایه خورشیدی مربوطه هم چالش‌های خاص خود را خواهد داشت و به احتمال زیاد نیازمند استفاده از کنترل حرارت فعال خواهد بود.

اگر  $n=4$  یا  $n=25$  باشد، مطابق رابطه (۱) ضریب تمرکز به ترتیب برابر با تقریباً  $22/75$  و  $3/7$  خواهد بود که معادل شدت تمرکزهای متوسط و پایین خواهند بود. در این شرایط گرچه میزان تمرکز تابش نسبت به شرایط بهینه عملکرد سلول بسیار کمتر است، اما طراحی و نصب بخش اپتیکی و فرآیند کنترل حرارت آرایه خورشیدی و ماهواره (نسبت به وضعیت شدت تمرکزهای بالا) به مراتب ساده‌تر خواهد بود. در این تحقیق و به منظور ارزیابی کارآمدی آرایه‌های خورشیدی مبتنی بر سلول‌های HCPV، سه وضعیت مختلف ۲۵، ۴ و  $n=1$  مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

### تعداد سلول‌های خورشیدی قابل نصب

با فرض استفاده از سلول‌های خورشیدی معرفی شده در شکل (۶) و جداول (۱) و (۲)، در ساختار آرایه‌های شکل (۵)، و با فرض به‌کارگیری هر کدام از آنها در پیکربندی‌های شکل (۳)، تعداد سلول‌های خورشیدی قابل نصب در  $N_{cells}$  مجموعه آرایه‌های هر کدام از این ماهواره‌ها، مطابق رابطه (۲) محاسبه و برابر با داده‌های جدول (۳) خواهد بود.

$$N_{cells} = 4((xy) + (xz) + (yz)) \quad (2)$$

در مورد  $N_{cells-HCPV}$  یعنی تعداد سلول‌های خورشیدی HCPV رابطه فوق با تغییر مختصری به صورت رابطه (۳) نوشته می‌شود:

$$N_{cells-HCPV} = 2N^*((xy) + (xz) + (yz)) \quad (3)$$

در روابط فوق  $x, y, z$  طول ابعاد ماهواره برحسب  $U$  بوده و مقدار  $N^*$  در هریک از ساختارهای (ز-۱)، (ز-۴) و (ز-۲۵) از شکل (۴) به ترتیب برابر با ۱، ۴ و ۲۵ می‌باشد.

جدول ۳- حداکثر تعداد سلول‌های قابل نصب در آرایه‌های خورشیدی برای ماهواره‌های با پیکربندی شکل (۳)

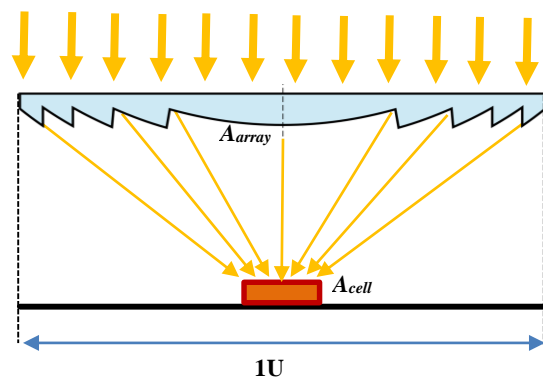
پیکربندی ماهواره	وجه جانبی	وجه همه	جانبی + آرایه خورشیدی بازشونده	جانبی + آرایه خورشیدی بازشونده	فوقانی + آرایه خورشیدی بازشونده	همه وجه + آرایه خورشیدی بازشونده	اینه‌ای	لنزدار (۱)	لنزدار (۴)	لنزدار (۲۵)
0.25U	۲	۸	۴	۴	۴	۸	۶	۳	۱۲	۷۵
0.5U	۴	۸	۸	۸	۶	۱۲	۸	۴	۱۶	۱۰۰
1U	۸	۱۲	۱۶	۱۶	۱۰	۲۰	۱۲	۶	۲۴	۱۵۰
1.5U	۱۲	۱۶	۲۴	۲۴	۱۴	۲۸	۱۶	۸	۳۲	۲۰۰
2U	۱۶	۲۰	۳۲	۳۲	۱۸	۳۶	۲۰	۱۰	۴۰	۲۵۰

براساس داده‌های منتشرشده توسط سازندگان، توان بیشینه تولیدی هر سلول SCA برابر با  $1/216W$  در شرایط AM0، و توان تولیدی هر سلول HCPV در تابش استاندارد  $1000W/m^2$  برابر  $0.465W$  فرض می‌شود. البته باید در نظر داشت که در حین تابش خورشید بر پنل‌های دارای متمرکزکننده در مدارهای اطراف زمین، شدت تابش نمی‌تواند از مقدار AM0 که حدوداً برابر با  $1367W/m^2$  است بیشتر باشد. لذا مقادیر ولتاژ و جریان ذکر شده در جدول ۲ در حین عملکرد ماهواره در مدار برقرار نبوده و شدت تمرکز باید متناسب با طراحی اپتیکی سیستم محاسبه شود. در این پژوهش فرض شده که برای سلول‌های LCVP میزان تمرکز حداکثر ۲ برابر باشد. برای آرایه‌های متشکل از سلول‌های HCPV میزان تمرکز ایده‌آل از رابطه (۱) محاسبه می‌شود.

$$X_{Sun} = \frac{A_{array}}{\sum_{i=1}^n A_{cell_i}} = \frac{10 \times 10}{n \times (1.1 \times 1.0)} = \frac{91}{n} \quad (1)$$

در این رابطه  $A_{array}$  مساحت آرایه خورشیدی شامل  $n$  سلول خورشیدی و  $A_{cell}$  مساحت هر سلول (با دیمانسون مشابه) می‌باشد و  $X_{Sun}$  میزان شدت تمرکز را بیان می‌کند.

بنابراین در حالت ایده‌آل و با فرض استفاده از آرایه مجهز به میکرولنز - طوری که مطابق شکل (۷) کل تابش دریافتی بر سطح واحد  $U$  به صورت همگن بر روی کل سلول‌های آن وجه متمرکز شود- برای پنل دارای  $n$  سلول HCPV با ابعاد  $1 \times 1 \text{ mm}^2$ ، شدت تمرکز تابش معادل با  $X_{Sun}=91/n$  خواهد بود. این بدان معناست که تابش دریافتی بر روی سلول  $X_{Sun} \times G_{AM0}$  خواهد بود که در آن  $G_{AM0}$  شدت تابش استاندارد AM0 است.



شکل ۷- هندسه ساده شده برای محاسبه ضریب تمرکز (نسبت مساحت متمرکزکننده‌ای با ابعاد  $U$  به مساحت یک سلول HCPV)

کنترل خاص بهره گرفته شده و فرض بر این بوده که با اجتناب از نیاز به کنترل کننده خاص، از الزامات و قيود سیستم کاسته شود. برای حالتی که آرایه‌های خورشیدی متشکل از آرایه بازشونده و وجه فوقانی باشد نشانه‌روی به سمت خورشید، و برای حالتی که آرایه‌ها فقط بر وجه جانبی باشند الزام داشتن اسپین حول محور Z و نشانه‌روی به سمت زمین منظور شده است.

**جدول ۴-** سطح موثر دریافت تابش در بهترین وضعیت (نسبت به تابش عمود بر هر وجه برحسب  $UA=10 \times 10 \text{ cm}^2$ ) در شرایط مختلف کنترل وضعیت

نحوه کنترل وضعیت و جهت‌گیری ماهواره	سطح موثر $A_{eff}$	حالت	بیکربندی آرایه‌ها
اسپین حول محور Z (در راستای مرکز زمین)	1.4 UA	الف	بر وجه جانبی
چرخش تصادفی، بدون کنترل	2.12 UA	ب	بر همه وجه
چرخش تصادفی، بدون کنترل	4.25 UA	ج	بر وجه جانبی + آرایه بازشونده
نشانه روی به سمت خورشید	5 UA	د	بر وجه فوقانی + آرایه بازشونده
چرخش تصادفی، بدون کنترل	4.95 UA	ه	بر همه وجه + آرایه بازشونده
چرخش تصادفی، بدون کنترل	1 UA	و	آرایه آینه‌ای (بازتاباننده)
چرخش تصادفی، بدون کنترل	1 UA	ز	آرایه لنزدار

برای داشتن تصور بهتر، وضعیت‌های مختلف در شکل (۸) نمایش داده شده‌اند. بر این اساس اگر سطح موثر دریافت تابش بر یک وجه در حالت بردار تابش نرمال (عمودی) برابر  $1 \text{ UA}$  باشد، مطابق جدول (۴) و شکل (۸) هنگام تابش عمود بر فصل مشترک آرایه‌های خورشیدی بر وجه جانبی (حالت الف) این سطح موثر بیشینه برابر  $4.25 \text{ UA}$ ، برای تابش یکسان به آرایه‌های خورشیدی هر سه وجه مجاور (حالت ب) سطح موثر برابر با  $2.12 \text{ UA}$  برابر، برای حالت (ج) و (ه) و به دلیل شرایط یکسان برای تابش بر آرایه‌های بازشونده، سطح موثر تابش دریافتی به ترتیب  $3/5 \text{ UA}$  و  $4/95 \text{ UA}$  خواهد بود. در حالت (د) به دلیل تابش عمود بر همه پنل‌های فوقانی و آرایه‌های بازشونده این سطح برابر با  $5 \text{ UA}$  است. در مورد پنل‌های دارای متمرکزکننده (حالت‌های (و) و (ز) شکل (۵))، یعنی متمرکزکننده‌های آینه‌ای و لنزدار) به دلیل ساختارهای اپتیکی نصب شده، بهترین وضعیت تابش دریافتی به ازای تابش عمود بر پنل به دست می‌آید و لذا سطح موثر آرایه برابر  $1 \text{ UA}$  فرض می‌شود.

بیکربندی ماهواره	وجه جانبی	وجه همه	جانبی + آرایه خورشیدی بازشونده	فوقانی + آرایه خورشیدی بازشونده	همه وجه + آرایه خورشیدی بازشونده	آینه‌ای	لنزدار (۱)	لنزدار (۴)	لنزدار (۲۵)
2.5U	۲۰	۲۴	۴۰	۲۲	۴۴	۲۴	۱۲	۴۸	۳۰۰
3U	۲۴	۲۸	۴۸	۲۶	۵۲	۲۸	۱۴	۵۶	۳۵۰
3.5U	۲۸	۳۲	۵۶	۳۰	۶۰	۳۲	۱۶	۶۴	۴۰۰
4U-1	۳۲	۳۶	۶۴	۳۴	۶۸	۳۶	۱۸	۷۲	۴۵۰
4U-2	۲۴	۳۲	۴۸	۲۸	۵۶	۳۲	۱۶	۶۴	۴۰۰
5U	۴۰	۴۴	۸۰	۴۲	۸۴	۴۴	۲۲	۸۸	۵۵۰
6U-1	۳۶	۴۴	۷۲	۴۰	۸۰	۴۴	۲۲	۸۸	۵۵۰
6U-2	۳۲	۴۴	۶۴	۳۸	۷۶	۴۴	۲۲	۸۸	۵۵۰
8U-1	۴۸	۵۶	۹۶	۵۲	۱۰۴	۵۶	۲۸	۱۱۲	۷۰۰
8U-2	۳۲	۴۸	۶۴	۴۰	۸۰	۴۸	۲۴	۹۶	۶۰۰
9U	۴۸	۶۰	۹۶	۵۴	۱۰۸	۶۰	۳۰	۱۲۰	۷۵۰
10U	۶۰	۶۸	۱۲۰	۶۴	۱۲۸	۶۸	۳۴	۱۳۶	۸۵۰
12U-1	۴۸	۶۴	۹۶	۵۶	۱۱۲	۶۴	۳۲	۱۲۸	۸۰۰
12U-2	۴۰	۶۴	۸۰	۵۲	۱۰۴	۶۴	۳۲	۱۲۸	۸۰۰
16U	۶۴	۸۰	۱۲۸	۷۲	۱۴۴	۸۰	۴۰	۱۶۶	۱۰۰۰
18U	۶۰	۸۴	۱۲۰	۷۲	۱۴۴	۸۴	۴۲	۱۶۸	۱۰۵۰
24U-1	۹۶	۱۱۲	۱۹۲	۱۰۴	۲۰۸	۱۱۲	۵۶	۲۲۴	۱۴۰۰
24U-2	۸۰	۱۰۴	۱۶۰	۹۲	۱۸۴	۱۰۴	۵۲	۲۰۸	۱۳۰۰
27U	۷۲	۱۰۸	۱۴۴	۹۰	۱۸۰	۱۰۸	۵۴	۲۱۶	۱۳۵۰

## محاسبات و بررسی‌ها

برای انجام محاسبات و ارزیابی‌های این پژوهش در بخش آرایه‌های خورشیدی، چهار پارامتر اصلی در نظر گرفته شده‌اند که به غیر از فاکتور ضریب شکل (که توسط نویسندگان این مقاله پیشنهاد شده)، سه مورد دیگر آنها از الزامات سطح سیستم یا جزو بودجه‌های اصلی ماهواره هستند. این سه مورد عبارتند از: چگالی توان قابل تولید (توان تولیدی در واحد وزن)، قیمت و قابلیت اطمینان. برای ارزیابی و مقایسه ساختارهای مختلف برحسب هرکدام از این پارامترهای سیستمی، مفروضات لازم در بخش مربوطه ارائه خواهد شد.

### بیشینه توان و چگالی توان قابل تولید در BOL

مقدار توان قابل تولید در ابتدای عمر ماهواره  $BOL$  یا  $BOL^3$  یکی از پارامترهای مهم در طراحی اولیه زیرسیستم توان الکتریکی است. با در نظر داشتن فاکتورهای مختلف از جمله شکل، ابعاد، وضعیت جهت‌گیری ماهواره نسبت به خورشید؛ و برای ساده‌سازی محاسبات در این بررسی‌ها تنها حداکثر توان قابل تولید توسط آرایه‌های خورشیدی برای هر بیکربندی ماهواره محاسبه شده است. این مقدار متناسب با حداکثر سطح موثر برای دریافت تابش متناظر فرض شده است.

در جدول (۴) حداکثر سطح موثر  $A_{eff}$  دریافت تابش از خورشید برای هرکدام از بیکربندی‌ها و آرایه‌های خورشیدی محاسبه و ارائه شده است. از نظر الزام کنترل وضعیت، تنها در دو حالت از وضعیت



برای مقایسه بهتر بین پیکربندی‌های مختلف، چگالی توان قابل تولید به ازای وزن هر یک از ماهواره‌های شکل (۳) (به جای وزن صرفاً آرایه‌های خورشیدی آنها) محاسبه شده که نتایج این محاسبات مطابق نمودار شکل (۹) می‌باشد. برای محاسبات این نمودار لازم است که وزن اجزای اصلی تشکیل دهنده آرایه‌های خورشید و کل ماهواره تعیین شود. مطابق استاندارد مرسوم طراحی ماهواره‌های مکعبی، وزن هر واحد U ماهواره باید حداکثر برابر  $1/33 \text{ kg}$  باشد. برای سادگی امر، وزن هر واحد مکعبی ماهواره که فاقد آرایه خورشیدی باشد، برابر  $1 \text{ kg}$  فرض شده است. لذا مجموع وزن آرایه‌ها باید به گونه‌ای باشد که وزن هر واحد ماهواره ۱U به اضافه آرایه‌های خورشیدی متناظر نباید از این مقدار  $1/33 \text{ kg}$  بیشتر باشد. در محاسبات انجام شده مطابق رابطه (۵)، وزن اجزای مختلف مطابق جدول (۶) در نظر گرفته شده است.

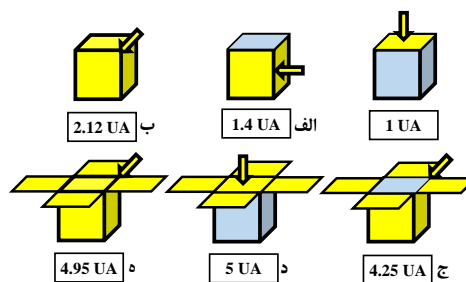
$$M_{array} = M_{cell} \cdot N_{cells} + x \cdot y \cdot z \cdot M_U \quad (5)$$

در این رابطه  $M_{array}$  و  $M_{cell}$  به ترتیب وزن کل آرایه‌ها و وزن هر سلول خورشیدی است در حالی که  $M_U$  وزن ماهواره بدون آرایه خورشیدی است که برابر یک کیلو برای مکعب واحد فرض می‌شود.

**جدول ۶-** وزن هر یک از اجزای مختلف یک آرایه خورشیدی با ابعاد 1 U در هر وجه

وزن (gr)	اجزا (یک واحد)
۱۰	یک مجتمع سلول خورشیدی SCA
۱	یک سلول خورشیدی HCPV
۲۰	زیرلایه لازم برای سلول‌های هر پنل از آرایه‌های خورشیدی بازشونده (ابعاد $10 \times 10 \text{ cm}^2$ )
۵	مکانیزم و لولا برای هر پنل
۲۰	بازتابنده (رفلکتور) برای ساختار LCPV در هر وجه
۸	آرایه اپتیکی (میکرو لنز) برای ساختار HCPV، در هر وجه

مطابق نمودار شکل (۹) ساختارهای با آرایه خورشیدی بازشونده، چگالی توان بسیار بهتری دارند. در حالتی که آرایه خورشیدی بازشونده به همراه وجه بالایی در معرض تابش مستقیم هستند با افزایش ابعاد پیکربندی و سازه ماهواره چگالی توان تولیدی کاهش می‌یابد اما برای سایر ساختارهای با آرایه خورشیدی بازشونده، چگالی با افزایش ابعاد ماهواره بیشتر می‌شود. همچنین برای سایر ساختارهای بدون آرایه خورشیدی بازشونده نیز افزایش جزیی در چگالی توان تولیدی مشاهده می‌شود. نکته جالب کاهش چگالی توان تولیدی برای حالت‌های ۹U و ۱۰U نسبت به ۲-۸U است در ساختارهای دارای آرایه بازشونده به همراه نصب سلول بر روی وجه جانبی یا کل بدنه است در حالی که برای ساختاری که آرایه بازشونده به همراه سلول بر روی وجه فوقانی نصب شده این وضعیت کاملاً برعکس است (ناحیه مشخص شده با کادر نقطه چین).



**شکل ۸-** سطح مؤثر دریافت تابش در ساختارهای مختلف برای پیکربندی 1U

مقدار توان قابل تولید آرایه خورشیدی  $P_{array}$  برای پیکربندی‌های مختلف در جدول (۵) ارائه شده است. این اعداد مطابق رابطه (۴) محاسبه شده‌اند که در آن توان بیشینه سلول  $P_{max\_cell}$  برای هر کدام از انواع سلول‌های خورشیدی مطابق برگه اطلاعاتی آن در نظر گرفته شده است.

$$P_{array} = P_{max\_cell} \cdot N_{cells} \cdot A_{eff} \quad (4)$$

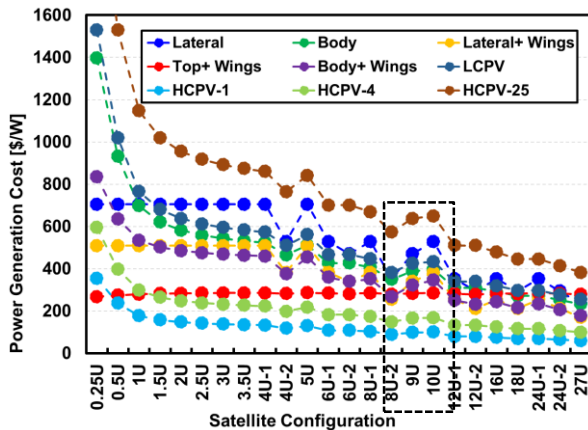
برای اطمینان از صحت محاسبات می‌توان به جدول ۱ از مرجع [35] توجه کرد که در آن نتایج برآوردها در ماهواره‌های با ابعاد 1U تا 12U (برای ساختار دارای آرایه بر همه وجوه) با نتایج این جدول، با اختلاف کمتر از ۵٪ در تطابق است.

**جدول ۵-** میزان توان قابل تولید بر حسب وات، بر اساس مفروضات شکل (۸)

توسط هر کدام از آرایه‌های خورشیدی در هر یک از پیکربندی‌های شکل (۳)

پیکربندی ماهواره	وجه جانبی	وجه ووجه	همه وجه + آرایه بازشونده	جانبی + آرایه بازشونده	فوقانی + آرایه بازشونده	همه وجه + آرایه بازشونده	آینه‌ای	لنزدار (۱)	لنزدار (۴)	لنزدار (۲۵)
0.25U	۰/۹	۱/۳	۲/۶	۴/۹	۳/۰	۱/۲	۱/۱	۱/۱	۱/۱	۱/۱
0.5U	۱/۷	۲/۶	۵/۱	۷/۳	۶/۰	۲/۴	۲/۲	۲/۲	۲/۲	۲/۲
1U	۳/۴	۵/۲	۱۰/۲	۱۲/۲	۱۲/۰	۴/۹	۴/۴	۴/۴	۴/۴	۴/۴
1.5U	۵/۱	۷/۷	۱۵/۳	۱۷/۰	۱۷/۹	۷/۳	۷/۶	۷/۶	۷/۶	۷/۶
2U	۶/۸	۱۰/۳	۲۰/۴	۲۱/۹	۲۳/۹	۹/۷	۸/۹	۸/۹	۸/۹	۸/۹
2.5U	۸/۵	۱۲/۹	۲۵/۵	۲۶/۸	۲۹/۹	۱۲/۲	۱۱/۰	۱۱/۰	۱۱/۰	۱۱/۰
3U	۱۰/۲	۱۵/۵	۳۰/۶	۳۱/۶	۳۵/۹	۱۴/۶	۱۳/۲	۱۳/۲	۱۳/۲	۱۳/۲
3.5U	۱۱/۹	۱۸/۰	۳۵/۸	۳۶/۵	۴۱/۹	۱۷/۰	۱۵/۵	۱۵/۵	۱۵/۵	۱۵/۵
4U-1	۱۳/۶	۲۰/۶	۴۰/۹	۴۱/۳	۴۷/۹	۱۹/۵	۱۷/۷	۱۷/۷	۱۷/۷	۱۷/۷
4U-2	۱۳/۶	۲۰/۶	۴۰/۹	۴۳/۰	۴۷/۹	۱۹/۵	۱۷/۷	۱۷/۷	۱۷/۷	۱۷/۷
5U	۱۷/۰	۲۵/۸	۵۱/۱	۵۱/۱	۵۹/۸	۲۴/۳	۲۲/۰	۲۲/۰	۲۲/۰	۲۲/۰
6U-1	۲۰/۴	۳۰/۹	۶۱/۳	۶۸/۶	۷۱/۸	۲۹/۲	۲۶/۶	۲۶/۶	۲۶/۶	۲۶/۶
6U-2	۲۰/۴	۳۰/۹	۶۱/۳	۶۶/۲	۷۱/۸	۲۹/۲	۲۶/۶	۲۶/۶	۲۶/۶	۲۶/۶
8U-1	۲۷/۲	۴۱/۳	۸۱/۷	۶۳/۲	۹۵/۷	۳۸/۹	۳۵/۵	۳۵/۵	۳۵/۵	۳۵/۵
8U-2	۲۷/۲	۴۱/۳	۸۱/۷	۶۸/۶	۹۵/۷	۳۸/۹	۳۵/۵	۳۵/۵	۳۵/۵	۳۵/۵
9U	۳۰/۶	۴۶/۴	۹۱/۹	۶۵/۷	۱۰۷/۷	۴۳/۸	۳۹/۶	۳۹/۶	۳۹/۶	۳۹/۶
10U	۳۴/۰	۵۱/۶	۱۰۲/۱	۷۷/۸	۱۱۹/۷	۴۸/۶	۴۴/۰	۴۴/۰	۴۴/۰	۴۴/۰
12U-1	۴۰/۹	۶۱/۹	۱۲۲/۶	۶۸/۱	۱۴۳/۶	۵۸/۴	۵۲/۸	۵۲/۸	۵۲/۸	۵۲/۸
12U-2	۴۰/۹	۶۱/۹	۱۲۲/۶	۶۳/۲	۱۴۳/۶	۵۸/۴	۵۲/۸	۵۲/۸	۵۲/۸	۵۲/۸
16U	۴۵/۵	۸۲/۵	۱۶۳/۴	۸۷/۶	۱۹۱/۴	۷۷/۸	۷۰/۴	۷۰/۴	۷۰/۴	۷۰/۴
18U	۶۱/۳	۹۲/۸	۱۸۲/۹	۸۷/۶	۲۱۵/۴	۷۸/۶	۷۹/۱	۷۹/۱	۷۹/۱	۷۹/۱
24U-1	۸۱/۷	۱۲۳/۷	۲۴۵/۱	۱۲۶/۵	۲۸۷/۲	۱۱۶/۷	۱۰۵/۵	۱۰۵/۵	۱۰۵/۵	۱۰۵/۵
24U-2	۸۱/۷	۱۲۳/۷	۲۴۵/۱	۱۱۱/۹	۲۸۷/۲	۱۱۶/۷	۱۰۵/۵	۱۰۵/۵	۱۰۵/۵	۱۰۵/۵
27U	۹۱/۹	۱۳۳/۲	۲۷۵/۸	۱۰۹/۴	۳۲۳/۱	۱۳۱/۳	۱۱۸/۷	۱۱۸/۷	۱۱۸/۷	۱۱۸/۷

می‌توان مطابق نمودار شکل (۱۰) تعیین کرد. هزینه HCPV-25 برای سازه U ۰/۲۵ برابر ۲۲۹۳ \$/W است که به دلیل اختلاف زیاد با سایر مقادیر، خارج از گستره محور عمودی نمودار منظور شده و لذا نمایش داده نشده است. بر اساس داده‌های این نمودار آرایه دارای متمرکزکننده لنزدار (۲۵ سلولی) بالاترین قیمت و آرایه دارای متمرکزکننده لنزدار تک سلولی کمترین قیمت را دارند. در عین حال با بزرگ‌تر شدن پیکربندی -و به فرض آنکه بشود همه سطوح در دسترس را با سلول‌های خورشیدی پوشاند- هزینه توان تولیدی به ازای هر وات کاهش می‌یابد.



شکل ۱۰- هزینه تولید هر وات توان توسط آرایه‌های خورشیدی مختلف برحسب دلار، در هر یک از پیکربندی‌های بررسی شده برای ماهواره‌های مکعبی

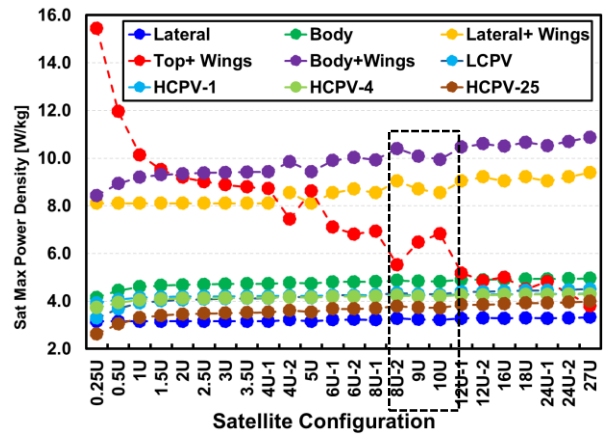
در کادر نقطه چین این نمودار نیز مشاهده می‌شود که برای مثال هزینه تولید توان در پیکربندی‌های U ۹ و U ۱۰ نسبت به پیکربندی U-۲ ۸ برخلاف انتظار افزایش یافته است که این امر بیانگر اهمیت انتخاب پیکربندی بهینه می‌باشد و نشانگر آن است که الزاما با افزایش ابعاد ماهواره از هزینه تولید توان کاسته نمی‌شود.

### قابلیت اطمینان اجزای پنل

برای تعیین قابلیت اطمینان آرایه‌های خورشیدی در طول عمر ماهواره (دست کم ۵ سال)، از میزان قابلیت اطمینان یک مجتمع سلول خورشیدی فضایی SCA استفاده شده است. اگر قابلیت اطمینان SCA در طی مدت ماموریت برابر  $R_{SCA}$  باشد، قابلیت اطمینان هر دو سلول سری در هر وجه ساختار مکعب واحد برابر  $R_{SCA}^2$  و برای هر رشته از سلول‌های خورشیدی در هر وجه ماهواره‌ای با ابعاد U (m,n,p) برابر با  $R_{SCA}^{2m}$  می‌باشد. لذا قابلیت اطمینان آرایه حاصل از موازی نمودن تمام رشته‌ها در همه پنل‌های موجود در وجه جانبی هر کدام از ساختارهای شکل (۲)، مطابق رابطه (۶) برابر خواهد بود با:

$$R_{Array} = (1 - (1 - R_{SCA}^{2m})^{np}) \quad (6)$$

اما باید توجه داشت که به‌رغم موازی بودن رشته‌ها، تامین توان کافی برای ماهواره مستلزم عملکرد صحیح همگی سلول‌ها و رشته‌ها



شکل ۹- چگالی توان قابل تولید توسط آرایه‌های خورشیدی (نسبت توان به وزن کل ماهواره) مختلف در هر یک از پیکربندی‌های بررسی شده برای ماهواره‌های مکعبی

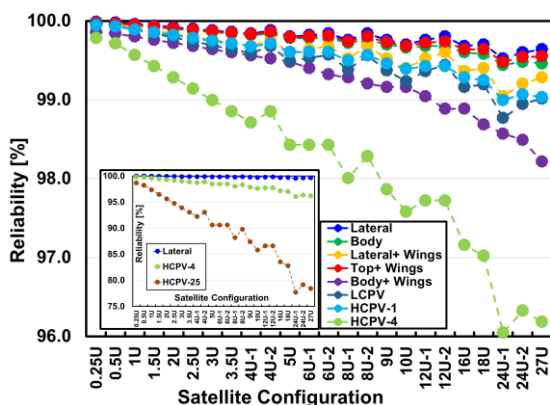
### هزینه توان تولیدی در آرایه‌های خورشیدی

برای مقایسه هزینه توان تولیدی در هر یک از ساختارهای آرایه خورشیدی و برای هر کدام از پیکربندی‌های ماهواره‌های مکعبی، هزینه تولید هر وات توان الکتریکی برحسب دلار مبنای محاسبات قرار گرفته است. هزینه تولید توان معادل مجموع هزینه ساخت، جمع‌بندی، آزمون و نصب آرایه‌های خورشیدی است. با این وجود در محاسبات این پژوهش صرفاً قیمت سلول‌های خورشیدی، مکانیزم‌های بازشونده و ادوات اپتیکی متمرکزکننده مدنظر قرار گرفته‌اند. برای این منظور هزینه‌های عمده ساخت هر آرایه از نوع (الف) تا (ب) شکل (۵) برابر با مجموع قیمت سلول‌های SCA در نظر گرفته می‌شود. برای آرایه‌های نوع (ج) تا (ه) قیمت سلول‌ها، مکانیزم و لولاهای به‌کار رفته در آرایه‌های خورشیدی بازشونده به این مقدار اضافه می‌شود. در آرایه‌های نوع (و) قیمت بازتابنده‌ها به مجموع قیمت آرایه‌های نوع (ب) اضافه می‌شود. برای آرایه‌های نوع (ز) قیمت هر پنل برابر با قیمت سلول‌ها به اضافه بخش اپتیکی آن خواهد بود. جدول (۷) لیست قیمت‌های نوعی برای این اجزا را ارائه می‌دهد.

جدول ۷- قیمت اجزای آرایه‌های خورشیدی مورد بررسی

اجزا (یک واحد)	قیمت (دلار)
مجتمع سلول خورشیدی SCA + چسب و اتصالات	۳۰۰
سلول خورشیدی HCPV + چسب و اتصالات	۳۰
مکانیزم و لولا	۵۰
بازتابنده (رفلکتور) برای ساختار LCPV	۱۰
آرایه اپتیکی (میکرولنز) برای ساختارهای HCPV	۱۰۰

با لحاظ کردن قیمت‌های فوق برای هر واحد از این اجزا و محاسبه هزینه کل واحدها در هر یک از پیکربندی‌های شکل (۲)، و با استفاده از میزان توان تولیدی محاسبه شده در جدول (۵)، میزان توان تولیدی به ازای هر دلار هزینه ساخت آرایه‌های خورشیدی ماهواره‌های مختلف را



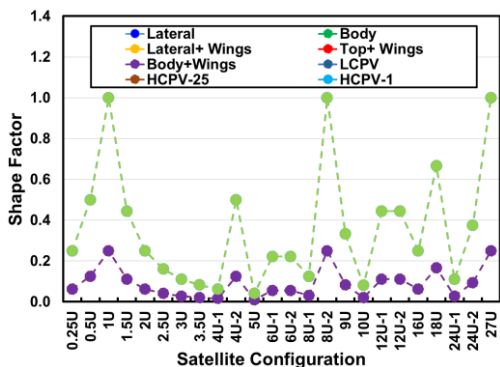
شکل ۱۱- قابلیت اطمینان آرایه‌های خورشیدی مختلف در هر یک از پیکربندی‌های ماهواره مکعبی (به دلیل اینکه قابلیت اطمینان آرایه ۲۵ سلولی مجهز به میکرو لنز HCPV-25 بسیار کمتر از سایر مقادیر برآورده شده، برای نمایش بهتر، به صورت مجزا در نمودار کوچک درون شکل و در مقایسه با فقط دو نمودار دیگر نشان داده شده است)

### ضریب تناسب شکل

آخرین معیاری که برای مقایسه و ارزیابی کارآمدی هر یک از پیکربندی‌ها در نظر گرفته شده، معیاری است که توسط نویسندگان این مقاله پیشنهاد شده است. این معیار ضریب تناسب شکل<sup>۱۴</sup> یا SRF نامیده شده و مطابق رابطه (۸) برابر با نسبت کوچک‌ترین سطح مقطع سازه (برحسب U) به مجذور درازای بلندترین ابعاد ماهواره (برحسب U) تعریف می‌شود:

$$SRF = \frac{\min \text{Crossection Area } [U^2]}{(\max \text{Length})^2 [U^2]} \quad (8)$$

بر این اساس  $SRF_{1U}=1/9$  و  $SRF_{3U}=3/8$  و  $SRF_{24U-2}=3/8$  می‌باشد. فلسفه تعریف این فاکتور بیان اهمیت نسبت سطح مقطع به درازای سازه در استحکام و پایداری آن در برابر ارتعاشات و تنش‌های وارده است؛ که می‌تواند به عنوان یک معیار کلی و اولیه برای ارزیابی استحکام سازه ماهواره‌های مکعبی (که با شرایط همسان و استاندارد از نظر کیفیت مواد و پروسه طراحی ساخته می‌شوند) در نظر گرفته شود. بر این مبنا و با محاسبه این معیار برای همه ساختارها و پیکربندی‌های شکل (۳)، نمودار شکل (۱۲) به دست می‌آید.



شکل ۱۲- ضریب تناسب شکل در هر یک از پیکربندی‌های ماهواره مکعبی

با هم است، و همه آنها باید همزمان قابلیت تولید سهم خود را داشته باشند تا توان مورد نیاز ماهواره تامین شود. لذا در محاسبه قابلیت اطمینان همه رشته‌ها و سلول‌ها را باید به صورت سری در نظر گرفت. لذا قابلیت اطمینان آرایه‌ها مطابق رابطه (۷) برابر است با حاصل ضرب قابلیت اطمینان همه رشته‌ها و سلول‌های موجود، یعنی:

$$R_{Array} = (R_{SCA}^{2m})^{np} \quad (7)$$

در محاسبات این مقاله قابلیت اطمینان هر سلول SCA برابر با  $R_{SCA}=0.99995$  و قابلیت اطمینان هر سلول HCPV برابر  $R_{HCPV}=0.99992$  فرض می‌شود (به دلیل کارکردن سلول تحت شرایطی که شدت تابش نور دریافتی/حرارت/جریان سلول خیلی بیشتر از سلول‌های خورشیدی عادی است، امکان خرابی آن بیشتر و قابلیت اطمینان کمتر خواهد بود). مضافاً، در هر کدام از ساختارهای شکل (۲) برای هر پنل از آرایه‌های خورشیدی بازشونده متصل به هر وجه،  $2np$  عدد لولا وجود دارد. قابلیت اطمینان هر لولا برابر  $R_{joint}=0.99995$  فرض شده، و قابلیت اطمینان  $R_{reflector}=0.99995$  در نظر گرفته می‌شود. قابلیت اطمینان آرایه اپتیکی برای سیستم HCPV نیز برابر با  $R_{micro lens}=0.99999$  فرض می‌شود. فهرست پارامترهای مذکور در جدول (۸) ارائه شده است [15], [36], [37].

با در نظر گرفتن این مفروضات قابلیت اطمینان آرایه‌های خورشیدی هفت گانه در پیکربندی‌های مختلف محاسبه و در نمودار شکل (۱۱) ارائه شده‌اند. نتایج بیانگر آن است که به طور عمومی با افزایش ابعاد ماهواره قابلیت اطمینان بخش تولید توان کاهش می‌یابد. این مساله در مورد ساختار آرایه‌های مجهز به لنز HCPV-4، HCPV-25 (ساختارهای (۴-ز) و (۲۵-ز))، به دلیل تعدد سلول‌های خورشیدی HCPV بازتر است. در حالی که هر پنل از آرایه‌ها ۲۵ سلول داشته باشد، قابلیت اطمینان آرایه بسیار کاهش می‌یابد اما حالت HCPV-1 (ساختار (۱-ز)) قابلیت اطمینان نسبتاً بالایی دارد. در عین حال، باید توجه داشت که برای آرایه‌های خورشیدی بازشونده نیز قابلیت اطمینان به طرز مشهودی از آرایه‌های بدنه‌ای کمتر است.

جدول ۸- قابلیت اطمینان هر یک از اجزای آرایه خورشیدی در طول عمر ماهواره

عنوان	قابلیت اطمینان
یک مجتمع سلول خورشیدی SCA	۰/۹۹۹۹۵
یک سلول خورشیدی HCPV	۰/۹۹۹۹۲
مکانیزم و لولا برای هر پنل	۰/۹۹۹۹۵
بازتابنده (رفلکتور) برای ساختار LCPV	۰/۹۹۹۹۵
آرایه اپتیکی (میکرو لنز) برای ساختار HCPV	۰/۹۹۹۹۹

به طوری که با لحاظ نمودن سایر فاکتورهای سیستمی قابلیت تولید توان کافی را داشته باشد، امر ساده و سرراستی نیست و باید در تناسب سایر با نیازمندی‌های مأموریت انجام گیرد.

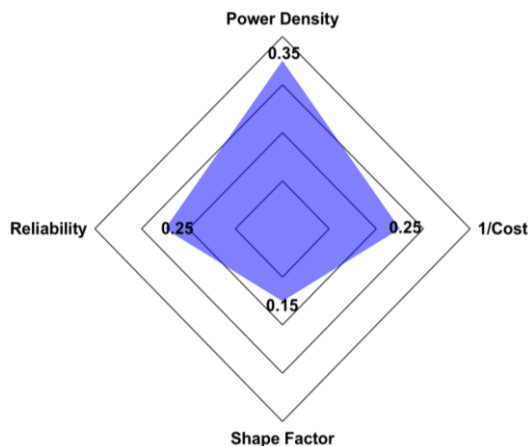
برای داشتن یک تصویر و معیار کلی از این که انتخاب پیکربندی ماهواره و آرایه‌های خورشیدی چگونه می‌تواند با فاکتورهای مورد بررسی در این پژوهش انجام گیرد، یک تابع هزینه ساده به منظور تعیین میزان کارآمدی و مناسب بودن Degree of Merit (DoM) هر یک از پیکربندی‌ها و ساختار آرایه‌های خورشیدی، به صورت رابطه (۹) تعریف شده که در آن  $a_1$  تا  $a_4$  به ترتیب ضرایب وزنی برای چگالی توان  $P$ ، قیمت  $C$  (یا ارزانی  $I/C$ )، قابلیت اطمینان  $R$  و ضریب تناسب شکل  $S$  هستند.

$$DoM = a_1P + a_2 \frac{1}{C} + a_3R + a_4S \quad (9)$$

برای هر مأموریت و متناسب با الزامات طراحی سیستمی می‌توان ضرایب  $a_1$  تا  $a_4$  را متفاوت در نظر گرفت. با توجه به اینکه در اغلب مأموریت‌های ماهواره‌های مکیبی چگالی توان بالاتر از اهمیت بیشتری برخوردار است، لذا ضریب وزنی آن بیش از سایر فاکتورها در نظر گرفته شده است. پس از آن، وزن ضرایب قابلیت اطمینان و قیمت آرایه خورشیدی بیشتر از ضریب تناسب شکل در نظر گرفته شده‌اند. بر این اساس پارامترهای مذکور مطابق جدول (۹) تعیین و در نمودار شکل (۱۳) نشان داده شده‌اند.

جدول ۹- ضرایب وزنی تابع هزینه تعریف شده

مقدار	پارامتر مرتبط	ضریب
۰/۳۵	چگالی توان	$a_1$
۰/۲۵	ارزانی	$a_2$
۰/۲۵	قابلیت اطمینان	$a_3$
۰/۱۵	ضریب تناسب شکل	$a_4$



شکل ۱۳- ضرایب وزنی تابع هزینه تعریف شده

با لحاظ کردن این ضرایب وزنی و اعمال نتایج بخش‌های ۳-۱ تا ۳-۴ در تابع DoM، نمودار شکل (۱۴) حاصل می‌شود. این نمودار

برای ساختارهای دارای آرایه بازشونده، طول هر وجه دو برابر (طول آرایه خورشیدی بازشونده + طول راستای متناظر آن) فرض شده است. بر این اساس دو گروه از منحنی‌ها در شکل (۱۲) ایجاد می‌شود. برای همه ساختارهای مبتنی بر استفاده از آرایه خورشیدی بازشونده، ضریب تناسب شکل کمتر و برای همه ساختارهای بدون آرایه خورشیدی بازشونده ضریب تناسب شکل مقدار بیشتری خواهد داشت. در عین حال برای هر پیکربندی که در آن یک وجه سازه ماهواره درازای بیشتری داشته باشد، ضریب مذکور کوچک‌تر است.

## نتایج و بحث

با توجه به نتایج به‌دست آمده در بخش قبل، می‌توان به این نتیجه رسید که با افزایش ابعاد ماهواره‌های مکیبی، از طریق افزودن ماژول‌های بیشتر، هم توان تولیدی و هم عموماً چگالی توان کلی افزایش می‌یابد. اما همان‌طور که در نمودارهای شکل (۹) و (۱۰) مشخص شد در برخی موارد این قاعده کلی برقرار نیست.

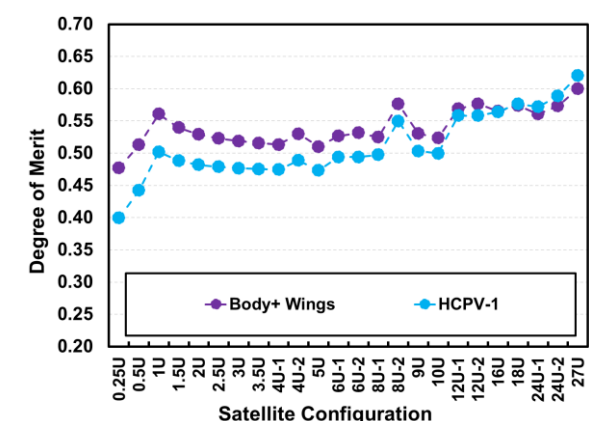
استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده گرچه قابلیت تولید توان را به طرز موثری افزایش می‌دهد اما با افزایش ابعاد ماهواره مسئله کاهش قابلیت اطمینان و ضریب تناسب شکل ماهواره به شکل بارزی رخ می‌دهد. لذا این مسئله مطرح می‌شود که آیا گزینه‌های دیگر نظیر آرایه خورشیدی دارای متمرکزکننده می‌توانند جایگزین مناسبی برای آنها باشد؟

مطابق نمودارهای شکل (۹) تا (۱۱) متمرکزکننده‌های لنزدار HCPV کارایی بهتری نسبت به متمرکزکننده‌های LCPV دارند. البته این آرایه‌ها در حالت‌های HCPV-4 و HCPV-25 که به ترتیب شامل ۴ و ۲۵ سلول خورشیدی هستند (ساختارهای ز-۴ و ز-۲۵، شکل (۳))، قابلیت اطمینان پایینی دارند که دلیل این امر سری شدن تعداد زیادی از سلول‌های HCPV است که قابلیت اطمینان کمتری از سلول‌های SCA دارند. ضمناً با افزایش تعداد سلول‌ها هزینه ساخت پنل و آرایه مربوطه هم بالاتر خواهد بود. اما آرایه‌های خورشیدی HCPV-1 مبتنی بر ساختار (ز-۱) با فرض طراحی اپتیکی مناسب، می‌توانند چگالی توان تولیدی بالا، هزینه بسیار کم و قابلیت اطمینان بالا داشته باشند. با افزایش ماژول‌های مکیبی، هزینه تولید توان در آرایه‌های مبتنی بر HCPV-1 کاهش چشمگیری پیدا می‌کند و این آرایه‌ها می‌توانند رقیب جدی برای آرایه‌های خورشیدی بازشونده باشند. آرایه‌های بدنه‌ای عادی (فاقد متمرکزکننده) هم گرچه از قابلیت اطمینان بالاتر، هزینه کمتر و سادگی بیشتری برخوردارند اما از نظر چگالی توان تولیدی در سطح بسیار پایین تری قرار دارند.

## میزان کارآمدی آرایه‌های خورشیدی مختلف

بر اساس نتایج ارائه شده تا کنون، مشخص است که انتخاب پیکربندی مناسب برای ماهواره و انتخاب ساختار آرایه خورشیدی متناسب با آن،

بینگر میزان مناسب بودن هر یک از آرایه‌های خورشیدی برای استفاده در پیکربندی‌های مختلف ماهواره‌های مکعبی است که در شکل‌های (۳) و (۵) معرفی شده‌اند. بر اساس این نتایج می‌توان به این دیدگاه کلی رسید که در همه شرایط با افزایش ابعاد ماهواره، کارایی سیستمی و قابلیت آرایه‌ها در تامین توان مورد نیاز افزایش می‌یابد. تنها مورد استثنا وضعیت ساختار (د) یعنی استفاده از آرایه‌های بازشونده به همراه آرایه وجه فوقانی با نشانه روی به سمت خورشید است. برای این ساختار خاص، با افزایش ابعاد ماهواره از کارآمدی کلی بخش تولید توان به تدریج کاسته می‌شود چرا که علیرغم بزرگ‌تر شدن ابعاد بخش‌های زیادی از سطح ماهواره بدون پوشش سلول‌های خورشیدی خواهند بود.

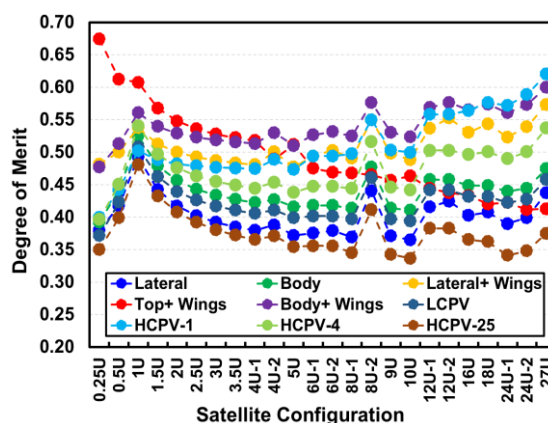


شکل ۱۵- بهبود میزان کارآمدی آرایه‌های خورشیدی مبتنی بر میکرولنزها در قیاس با آرایه‌های خورشیدی بازشونده در پیکربندی‌هایی با سازه بزرگ‌تر

### تعیین ساختار بهینه آرایه‌های خورشیدی

از یک منظر دیگر می‌توان داده‌های نمودار شکل (۱۴) را طوری نمایش داد که در آن میزان کارآمدی هر ساختار از آرایه‌ها برای پیکربندی‌های مختلف مقایسه شود. بدین روش می‌توان متناسب با شرایط تعریف شده در این پژوهش مناسب‌ترین ساختار آرایه خورشیدی برای کدام از پیکربندی‌ها را مشخص نمود. شکل (۱۶) نشان می‌دهد که برای هر یک از پیکربندی‌های ۲۴ گانه، بهترین میزان کارآمدی توسط چه ساختاری از آرایه‌های خورشیدی حاصل می‌شود. نکته جالب و مهم این نمودار این است که در پیکربندی‌هایی با ابعاد کوچک‌تر از 5U ساختار آرایه‌های خورشیدی بازشونده و آرایه نصب شده بر وجه فوقانی بالاترین میزان کارآمدی را دارد. برای ابعاد بزرگتر از 5U تا ابعاد 16U استفاده از آرایه‌های

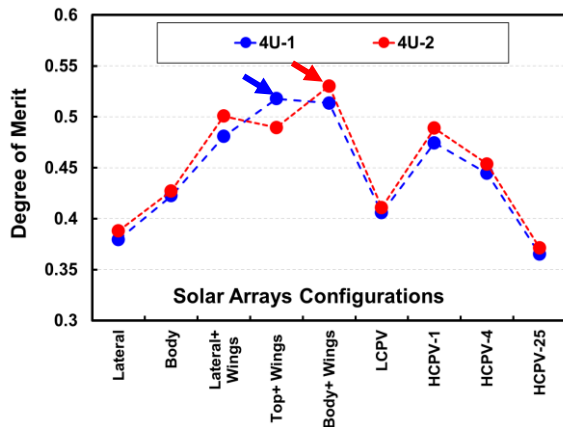
ببینگر میزان مناسب بودن هر یک از آرایه‌های خورشیدی برای استفاده در پیکربندی‌های مختلف ماهواره‌های مکعبی است که در شکل‌های (۳) و (۵) معرفی شده‌اند. بر اساس این نتایج می‌توان به این دیدگاه کلی رسید که در همه شرایط با افزایش ابعاد ماهواره، کارایی سیستمی و قابلیت آرایه‌ها در تامین توان مورد نیاز افزایش می‌یابد. تنها مورد استثنا وضعیت ساختار (د) یعنی استفاده از آرایه‌های بازشونده به همراه آرایه وجه فوقانی با نشانه روی به سمت خورشید است. برای این ساختار خاص، با افزایش ابعاد ماهواره از کارآمدی کلی بخش تولید توان به تدریج کاسته می‌شود چرا که علیرغم بزرگ‌تر شدن ابعاد بخش‌های زیادی از سطح ماهواره بدون پوشش سلول‌های خورشیدی خواهند بود.



شکل ۱۴- مقایسه میزان کارآمدی آرایه‌های خورشیدی مختلف برای پیکربندی‌های ماهواره مکعبی معرفی شده در شکل (۲)

از این میان و با در نظر گرفتن همه جوانب کارآمدترین ساختار تولید توان برای اغلب پیکربندی‌ها استفاده از آرایه خورشیدی بازشونده است. استفاده از این آرایه‌ها، گرچه بهترین راه افزایش تولید توان می‌باشد اما هم از نظر قیمت و هم از نظر قابلیت اطمینان چالش برانگیز است و هر اندازه که ابعاد ماهواره افزایش می‌یابد چالش‌های مربوط به این ساختار بیشتر می‌شود.

در وهله بعد، استفاده از آرایه‌های لنزدار مجهز به سلول‌های خورشیدی HCPV بر روی تمام وجه ماهواره، می‌تواند گزینه قابل توجهی باشد (به شرط آنکه تعداد سلول‌ها در هر پانل را محدود کرد). در عین حال همان‌طور که از نمودار شکل (۱۴) مشخص است میزان کارآمدی آرایه‌های خورشیدی عادی و بر روی وجه جانبی از جمله پایین‌ترین کارآمدی‌های محاسبه شده است که نشان می‌دهد این ساختار علیرغم سادگی و پرکاربرد بودن، برای مأموریت‌هایی با محموله‌های پرمصرف مناسب نیست. براین اساس استفاده از آرایه‌های خورشیدی دارای متمرکزکننده HCPV، حتی برای وضعیت تابش استاندارد AMO در مدار زمین، با صرف هزینه کمتر، چگالی توان تولیدی را به طرز قابل توجهی افزایش می‌دهد. هرچند قابلیت اطمینان این ساختار برای حالت‌های



شکل ۱۸- مقایسه کارآمدی آرایه‌های خورشیدی و انتخاب کارآمدترین نوع برای پیکربندی‌های ۴U-۱، ۴U-۲ (مشخص شده با فلش)

### نتیجه‌گیری

تأمین توان کافی برای ماهواره‌های مکعبی کوچک، که روز به روز به تنوع کاربردها و محموله‌های آنها، و به تبع آن توان مصرفی آنها، افزوده می‌شود، دغدغه مهمی برای طراحان زیرسیستم توان الکتریکی این کلاس از ماهواره است، زیرا محدودیت ابعاد این ماهواره‌ها، تأمین توان کافی را به یک چالش دشوار مبدل می‌نماید.

برای بررسی راهکارهای برطرف نمودن این محدودیت، در این مقاله ابتدا مساله تولید توان در ماهواره‌های مکعبی و رویکردهای موجود برای رفع آن مورد بررسی قرار گرفت. استفاده از ماهواره‌های با واحدهای مکعبی بیشتر، به کارگیری سلول‌های خورشیدی با راندمان بالاتر و استفاده از آرایه‌های خورشیدی بازشونده به‌عنوان سه راه کار اصلی در این مقاله مطرح و با ایده به کارگیری آرایه‌های مبتنی بر متمرکزکننده نور مقایسه و ارزیابی شدند. برای این منظور پارامترهای سیستمی نظیر چگالی توان، قیمت و قابلیت اطمینان و همچنین یک فاکتور جدید به نام ضریب تناسب شکل، برای آرایه‌های خورشید بررسی شد.

در این راستا، میزان کارآمدی هفت ساختار مختلف آرایه‌های خورشیدی برای ۲۴ پیکربندی‌های ماهواره مکعبی از اندازه ۰/۲۵U تا ۲۷U بر اساس چهار پارامتر مذکور و در قالب یک تابع هزینه ساده مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفت. نتایج این بررسی‌ها پتانسیل و قابلیت بالای آرایه‌های خورشیدی مبتنی بر لنز و مجهز به سلول‌های HCPV را نشان داد که می‌تواند رقیب جدی برای ساختارهای مرسوم نظیر آرایه‌های خورشیدی بدنه ایی و آرایه‌های خورشیدی بازشونده باشد و تحولی چشمگیر در تأمین توان ماهواره‌های مکعبی دارای محموله‌های پرمصرف به‌وجود آورد.

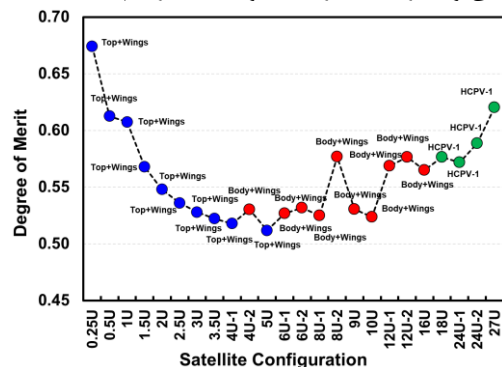
### تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

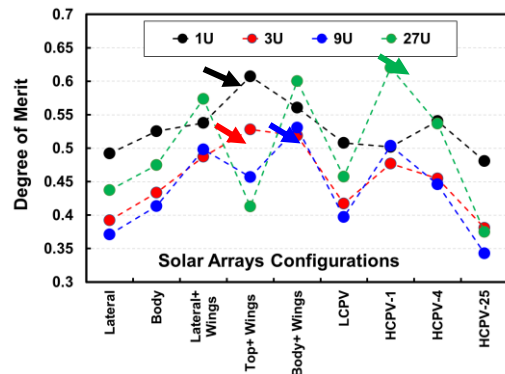
خورشیدی بازشونده به همراه آرایه‌های بدنه‌ای بر تمام وجوه بهترین کارآمدی را دارد. اما در ابعاد بزرگتر از آن استفاده از آرایه‌های دارای متمرکزکننده از نوع HCPV-1 عملکرد بهتری از آرایه‌های خورشیدی بازشونده خواهد داشت.

برای مثال در شکل (۱۷) می‌توان کارآمدترین آرایه خورشیدی را برای چند پیکربندی رایج از جمله ۹U، ۳U، ۱U و همچنین بزرگترین پیکربندی ممکن یعنی ۲۷U را مشخص کرد. مطابق این شکل در شرایطی که کارآمدترین ساختار آرایه خورشیدی برای ماهواره ۱U و ۳U از نوع آرایه فوقانی+آرایه بازشونده است، برای ماهواره ۹U بهترین ساختار از نوع آرایه بدنه‌ای+آرایه بازشونده است. اما برای ماهواره ۲۷U بهترین ساختار آرایه دارای متمرکزکننده HCPV-1 است.

نکته جالب توجه دیگر، وضعیت کارآمدی آرایه‌ها در پیکربندی‌هایی است که تعداد مکعب‌های یکسان دارند. برای این پیکربندی‌ها به نظر می‌رسد که ضریب تناسب شکل بهتر، تاثیر بارزی بر انتخاب کارآمدترین ساختار آرایه خورشیدی دارد. برای مثال در شکل (۱۸) دیده می‌شود که برای پیکربندی ۴U-۱ بهترین نوع آرایه خورشیدی از نوع آرایه فوقانی+آرایه بازشونده است در حالی که برای پیکربندی ۴U-۲ آرایه بدنه‌ای+آرایه بازشونده کارآمدتر است. این تفاوت می‌تواند برحسب شرایط مأموریت بارزتر هم باشد.



شکل ۱۶- میزان کارآمدی ساختار بهینه آرایه‌های خورشیدی برای هر یک از پیکربندی‌های ۲۴ گانه



شکل ۱۷- مقایسه کارآمدی آرایه‌های خورشیدی و انتخاب کارآمدترین نوع برای چهار پیکربندی ۱U، ۳U، ۹U، ۲۷U (مشخص شده با فلش)

## مراجع

- Rollout Array for SmallSats/CubeSats Data Sheet,” p. 5000, 2018, [Online]. Available: <https://solaerotech.com/wp-content/uploads/2018/04/COBRA-Datasheet-April-2018-v.1.pdf>.
- [18] E. McGill, “Development of a Self-Orienting CubeSat Solar Array,” *Honor. Thesis Univeristy Dayt.*, no. May, p. 47 pp., 2018, [Online]. Available: [https://ecommons.udayton.edu/honors\\_theses/8](https://ecommons.udayton.edu/honors_theses/8).
- [19] J. R. Blandino, B. Ross, N. Woo, Z. Smith, and E. McNaul, “Simulating cubesat structure deployment dynamics,” *AIAA Spacecr. Struct. Conf. 2018*, no. 210019, pp. 1–17, 2018, doi: 10.2514/6.2018-1677.
- [20] A. Klesh, “CubeSats to Mars in 2016,” 2016.
- [21] A. Freeman, “ISARA – Integrated Solar Array and Reflectarray Mission Overview Pre-Decisional Information -- For Planning and Discussion Purposes Only,” no. February, 2019.
- [22] D. M. Murphy, “The Scarlet Solar Array: Technology Validation and Flight Results,” *Proc. Deep Sp. I Technol. Valid. Symp.*, 2000.
- [23] M. J. O’Neill *et al.*, “The stretched lens array (SLA) [spacecraft solar power],” *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 18, no. 1, pp. 3–9, 2003, doi: 10.1109/maes.2003.1167322.
- [24] A. Ritou, P. Voarino, and O. Raccurt, “Does micro-scaling of CPV modules improve efficiency? A cell-to-module performance analysis,” *Sol. Energy*, vol. 173, no. July, pp. 789–803, 2018, doi: 10.1016/j.solener.2018.07.074.
- [25] C. J. Ruud *et al.*, “Design and demonstration of ultra-compact microcell concentrating photovoltaics for space,” *Opt. Express*, vol. 27, no. 20, p. A1467, 2019, doi: 10.1364/oe.27.0a1467.
- [26] J. S. Price, X. Sheng, B. M. Meulblok, J. A. Rogers, and N. C. Giebink, “Wide-angle planar microtracking for quasi-static microcell concentrating photovoltaics,” *Nat. Commun.*, vol. 6, no. 1, p. 6223, May 2015, doi: 10.1038/ncomms7223.
- [27] V. Manohar, “For Satellites , Think Small , Dream Big,” *IEEE Antennas Propag. Mag.*, no. February 2017, pp. 22–30, 2017.
- [28] “CubeSat Concept and the Provision of Deployer Services.” <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-concept>.
- [29] M. O’Neill *et al.*, “Stretched Lens Array SquareRigger (SLASR): A new space array for high-power missions,” in *Conference Record of the 2006 IEEE 4th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion, WCPEC-4*, 2006, vol. 2, pp. 2006–2009, doi: 10.1109/WCPEC.2006.279895.
- [30] R. Surampudi *et al.*, “Solar Power Technologies for Future Planetary Science Missions Work Performed under the Planetary Science Program Support Task Advisory Committee and Editors,” 2017. [Online]. Available: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Concept,+Design,+and+Prototyping+of+XSAS:+A+High+Power+Extendable+Solar+Array+for+CubeSat+Applications#0>.
- [31] K. A. W. Horowitz, M. Woodhouse, H. Lee, and G. P. Smestad, “A bottom-up cost analysis of a high concentration PV module,” *AIP Conf. Proc.*, vol. 1679, no. September 2015, 2015, doi: 10.1063/1.4931548.
- [32] Azur Space Solar Power GmbH, “30% Triple Junction GaAs Solar Cell Assembly, Type: TJ Solar Cell Assembly 3G30A,”
- [1] A. Freeman, “Deep Space Nanosats - Positioned for Exponential Growth,” *4S Symp. - Small Satell. Syst. Serv.*, no. 818, pp. 1–15, 2016.
- [2] J. M. Fletcher, “Electrical Power Subsystem Integration and Test for the NPS Solar Cell Array Tester CubeSat,” 2010, [Online]. Available: <http://calhoun.nps.edu/handle/10945/5000>.
- [3] L. Tyrone, “NPS-SCAT electrical power system NAVAL POSTGRADUATE,” 2009.
- [4] T. Sparr and P. Pilewski, “The Potential Role Of Small Satellites , Cubesats , Constellations , And Hosted Payloads In Designing The Future Earth Observing System Perspectives on SmallSats and CubeSats Designing the Future Earth Observing System Architecture Agenda,” 2014, pp. 1–21.
- [5] F. Hansen, “Udnyttelse af satellitdata - for et bedre miljø,” pp. 1–25, 2018.
- [6] M. Seablom, “Science Mission Directorate Strategic Technology - CubeSats By the Numbers,” 2016.
- [7] “Nanosat DB2,” 2021. <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/cubesat-database> (accessed Dec. 31, 2021).
- [8] “Nanosat DB,” 2021. [www.nanosats.eu/cubesat](http://www.nanosats.eu/cubesat) (accessed Dec. 31, 2021).
- [9] O. Shekoofa and “Evaluation of the Impacts of Orbit Parameters Change on Specifications and Performance of Power Sources of LEO Satellites,” *Space Science and Technology*, vol. 2, no. 4, 2010, [Online]. Available: [http://jsst.ias.ir/article\\_14383.html](http://jsst.ias.ir/article_14383.html) (in Persian).
- [10] M. Mirshams, A. Saghari and E. Zabihi, “Complementary Method the Conceptual Design of Space Craft Electrical Power Ā Subsystem,” vol. 8, no. 3, pp. 55–63, 1394, [Online]. Available: [http://jsst.ias.ir/article\\_14542.html](http://jsst.ias.ir/article_14542.html) (in Persian).
- [11] I. Uwarowa and M. Jaworski, “Potential use of thermoelectric generators for small satellites missions,” *Proc. Int. Astronaut. Congr. IAC*, no. September 2016, 2016.
- [12] Ames Research Center, “State of the Art Small Spacecraft Technology October 2020 Report,” *Nasa*, no. October, 2020, [Online]. Available: [https://www.google.com/search?q=State+of+the+Art+Small+Spacecraft+Technology+December+2018+Report&rlz=1C1CHBF\\_enUS854US854&oq=State+of+the+Art+Small+Spacecraft+Technology+December+2018+Report&aqs=chrome..69i57j420j0j4&sourceid=chrome&ie=UTF-8](https://www.google.com/search?q=State+of+the+Art+Small+Spacecraft+Technology+December+2018+Report&rlz=1C1CHBF_enUS854US854&oq=State+of+the+Art+Small+Spacecraft+Technology+December+2018+Report&aqs=chrome..69i57j420j0j4&sourceid=chrome&ie=UTF-8).
- [13] SolAero, “IMM alpha Preliminary Datasheet,” no. June, 2017.
- [14] M. Design, D. Staff, and M. Field, “Small Spacecraft Technology State of the Art,” no. February, pp. 1–197, 2014, doi: NASA/TP–2014–216648.
- [15] I. Vertat and A. Vobornik, “Efficient and reliable solar panels for small CubeSat picosatellites,” *Int. J. Photoenergy*, vol. 2014, 2014, doi: 10.1155/2014/537645.
- [16] P. Senatore, A. Klesh, T. H. Zurbuchen, D. McKague, and J. Cutler, “Concept, Design, and Prototyping of XSAS: A High Power Extendable Solar Array for CubeSat Applications,” *40th Aerosp. Mech. Symp.*, pp. 431–444, 2010, [Online]. Available: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Concept,+Design,+and+Prototyping+of+XSAS:+A+High+Power+Extendable+Solar+Array+for+CubeSat+Applications#0>.
- [17] SolAero, “COBRA-SS & COBRA-1U Composite Beam

- Expo. Energy Convers. Innov. a Clean Energy Futur. ECCE 2011, Proc.*, pp. 3633–3640, 2011, doi: 10.1109/ECCE.2011.6064262.
- [36] F. P. Mccluskey and D. Ph, “Reliability Modeling for Photovoltaic Modules Elements of Reliability Estimation,” 2009.
- [37] A. Sayed, M. El-Shimy, M. El-Metwally, and M. Elshahed, “Reliability, availability and maintainability analysis for grid-connected solar photovoltaic systems,” *Energies*, vol. 12, no. 7, 2019, doi: 10.3390/en12071213.
- 2019, [Online]. Available: [http://www.azurspace.com/images/006050-01-00\\_DB\\_3G30C-Advanced.pdf](http://www.azurspace.com/images/006050-01-00_DB_3G30C-Advanced.pdf).
- [33] B. Clevenger, L. Hise, F. Newman, D. Aiken, and P. Sharps, “Evaluation of ESD susceptibility of solar cells with a monolithic bypass diode,” *Conf. Rec. 2006 IEEE 4th World Conf. Photovolt. Energy Conversion, WCPEC-4*, vol. 2, pp. 1931–1934, 2006, doi: 10.1109/WCPEC.2006.279875.
- [34] M. Data and T. E. Data, “Cell Type : 3C35 / 175-100,” pp. 7–8, 2008.
- [35] S. Notani and S. Bhattacharya, “Flexible electrical power system controller design and battery integration for 1U to 12U CubeSats,” *IEEE Energy Convers. Congr.*