فصلنامه فناوری در مهندسی هوافضا
دوره: ۷ / شماره: ۴ / زمستان۱۴۰۲/ صفحه ۷۰-۵۹
DOI: 10.30699/jtae.2023.7.4.6
علمی- ترویجی/ تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۸/۱۰/ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۲۱

مروری بر آرایه‌های خورشیدی فضایی

سید جاوید میراحمدی[۱*]، محمدرضا نصراصفهانی[۲]

۲و۱- استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران، پژوهشکده مواد و انرژی، اصفهان، ایران

*** نویسنده مخاطب: sj.mirahmadi@isrc.ac.ir**

تامین انرژی مورد نیاز فضاپیماها و ماهواره‌ها یک نیاز روزافزون است. به همین دلیل، آرایه‌های خورشیدی یکی از حوزه‌های فعال در توسعه فناوری‌های فضایی است. در کنار آرایه‌های خورشیدی بستر صلب که به طور متداول استفاده می‌شوند، آرایه‌های خورشیدی دارای بستر منعطف و آرایه‌های خورشیدی دارای متمرکز کننده از دیگر انواع موجود هستند. در این مقاله به بررسی پیشرفت‌ها و فناوری تجاری در هر یک از انواع آرایه‌های خورشیدی پرداخته می‌شود. آرایه‌های خورشیدی دارای بستر انعطاف‌پذیر از مواردی است که اخیراً در ماهواره‌ها مورد توجه قرار گرفته است. به نظر می‌رسد آرایه‌های دارای بستر انعطاف‌پذیر به دلیل جذابیت توان ویژه بالاتر و حجم کمتر نسبت به آرایه‌های صلب، در آینده نزدیک جایگزین آرایه‌های صلب شوند.

واژه‌های کلیدی: آرایه خورشیدی، پانل خورشیدی صلب، پانل خورشیدی انعطاف‌پذیر، پانل خورشیدی دارای متمرکزکننده

A Review on Space Solar Arrays

S. J. Mirahmadi[1*], M. R. Nasresfahani[2]

1, 2. Assistant Professor, Institute of Materials and Energy, Iranian Space Research Center, Esfahan, Iran

***Corresponding Author: sj.mirahmadi@isrc.ac.ir**

Supplying the energy demanded by spacecraft and satellites is an ever-increasing need. As a result, solar arrays are an active field in developing space technologies. In addition to the commonly used rigid substrate solar arrays, flexible substrate and concentrator solar arrays are other available categories. This paper reviewed the developments and commercial technologies in each category. The flexible solar arrays have recently attracted attention in satellites. It seems that these arrays will replace rigid arrays in the near term due to their higher specific power and smaller stow volume than rigid arrays.

Keywords: Solar array, Rigid solar panel, Flexible solar panel, Concentrator solar array.

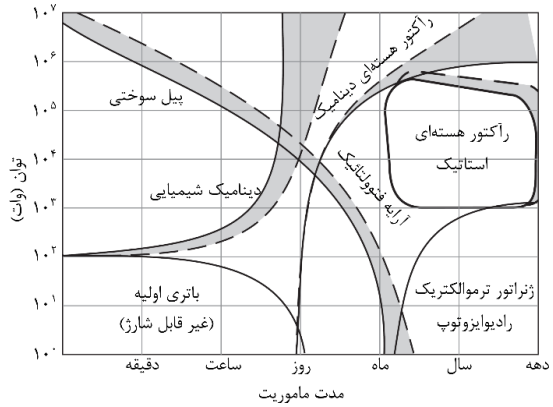
COPYRIGHTS
© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of Creative Commons Attribution 4.0 International (CC BY 4.0)

How to Cite this in Article:
S. J. Mirahmadi, M. R. Nasresfahani, "A Review on Space Solar Arrays," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 7, no. 4, pp. 59-70, 2024 (in Persian).

۱ مقدمه

اسپاتنیک I، اولین ماهواره تاریخ که در ۱۲ مهر ۱۳۳۶ به فضا پرتاب شد، از باتری‌هایی با توان W ۱ بهره می‌برد. هر چند این ماهواره در دی ماه همان سال به جو زمین بازگشت، اما عمر مفید آن تنها سه هفته و برابر با عمر باتری‌هایش بود. به فاصله کمی بعد، در ۲۶ اسفند ۱۳۳۶ ماهواره ونگارد I به فضا پرتاب شد که بر خلاف اسپاتنیک I، از سلول خورشیدی در کنار باتری قابل شارژ استفاده می‌کرد. این اولین استفاده از سلول خورشیدی در تامین توان ماهواره‌ها بود. استفاده از انرژی خورشید در کنار باتری باعث شد که تا اردیبهشت سال ۱۳۴۳ ارتباط با این ماهواره برقرار باشد. از آن زمان تا کنون همواره افزایش پیچیدگی ماهواره‌ها و توان مورد نیازشان منجر به تحول و پیشرفت روش‌های تامین توان شده است [۱].

ماموریت‌های فضایی را می‌توان به ۳ دسته تقسیم‌بندی نمود: (۱) پلتفرم‌هایی که در نزدیکی زمین مورد استفاده قرار می‌گیرند، مانند ماهواره‌های مخابراتی؛ (۲) ماموریت‌های ماه و سیاره‌ها؛ و (۳) کاوشگرهای مربوط به اعماق فضا. با توجه به نوع هر یک از این ماموریت‌ها، توان مورد نیاز از چند وات تا ده‌ها کیلووات یا حتی چند مگاوات متغیر است. از سوی دیگر زمان ماموریت ممکن است از چندین ساعت یا روز (مانند سیاره نورد) یا ده‌ها سال (ماموریت‌های اعماق فضا) متغیر باشد. بر این اساس، فناوری‌های مختلفی در دسترس هستند که می‌توانند این نیازهای مختلف به انرژی را پاسخ دهند (شکل ۱) [۲].



شکل ۱- روش‌های تامین توان در ماموریت‌های فضایی [۲]

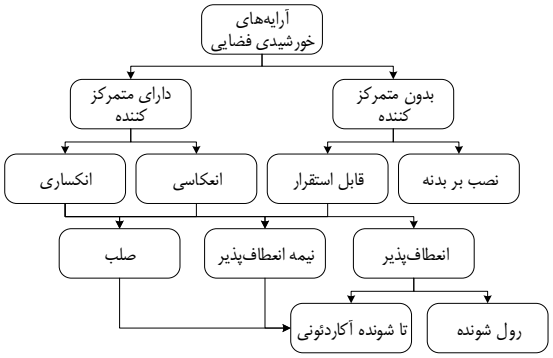
هر چند در برخی از کاربردها نظیر کاوشگرهای اعماق فضا از ژنراتورهای ترموالکتریک رادیوایزوتوپ استفاده می‌شود، اما آرایه‌های خورشیدی یا همان آرایه‌های فتوولتائیک پرکاربردترین روش برای تامین انرژی مورد نیاز در ماموریت‌های فضایی خصوصاً برای ماهواره‌ها است. لذا در این مقاله به دسته‌بندی و بررسی تحولات صورت گرفته در توسعه فناوری‌های تامین توان توسط آرایه‌های خورشیدی فضایی پرداخته می‌شود.

۲ انواع آرایه‌های خورشیدی فضایی

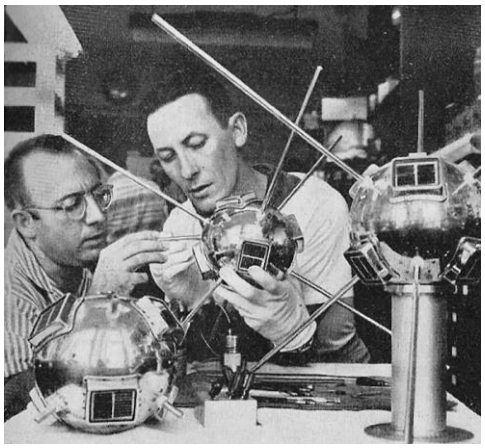
آرایه‌های خورشیدی را بر اساس معیارهای مختلفی می‌توان تقسیم‌بندی نمود. یکی از این معیارهای دسته‌بندی، بهره‌مندی یا عدم وجود متمرکز کننده انرژی خورشید بر سطح سلول‌های خورشیدی است. از دیگر معیارهای دسته‌بندی می‌توان به انعطاف‌پذیری بستر آرایه خورشیدی یا نحوه استقرار آن در فضا اشاره کرد. بدین ترتیب می‌توان دسته‌بندی شکل ۲ را برای انواع آرایه‌های خورشیدی ارائه نمود.

۳ آرایه‌های خورشیدی نصب بر روی بدنه

اولین آرایه خورشیدی مورد استفاده بر روی ماهواره‌ها، شامل ۶ پانل کوچک بود که بر روی سطح خارجی نسبتاً کروی ماهواره ونگارد I نصب شده (شکل ۳) و به مدت بیش از ۶ سال تامین کننده توان W 1 بود. هر پانل از یک سلول خورشیدی سیلیکونی تک کریستال مربع شکل با بازدهی ٪۱۰ و طول ضلع cm 5 تشکیل می‌شد که به عنوان منبع تامین توان ثانویه مورد استفاده قرار می‌گرفتند [۳].



شکل ۲- دسته‌بندی آرایه‌های خورشیدی فضایی [۴] (با تلخیص)



شکل ۳- ماهواره ونگارد I در حال ارزیابی [۳]

ماهواره‌های اولیه بدنه نسبتاً کروی را حفظ کردند تا پانل‌های کوچک بر روی سطح آن‌ها به صورت یکنواخت توزیع شوند. این کار

باعث می‌شد که حتی با وجود چرخش ماهواره حول محور خود، تولید پیوسته توان صورت بگیرد [۴، ۵].

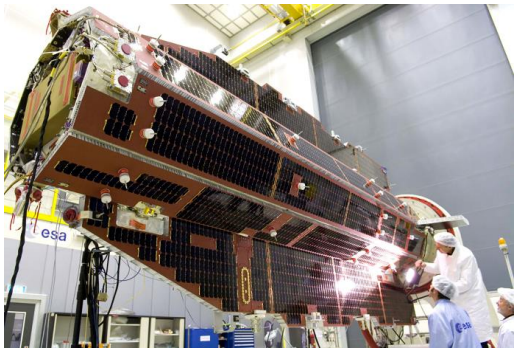
نیاز به توان بالاتر در ماهواره‌ها باعث شد که کل سطح ماهواره با پانل‌های خورشیدی پوشیده شود. با این وجود ماهواره‌های کروی اولیه به سرعت جای خود را به ماهواره‌های استوانه‌ای دادند که دارای پایداری دورانی بودند. با این تغییر هندسه بدنه، سلول‌های خورشیدی بر روی سطح استوانه‌ای ماهواره‌ای نصب می‌شدند. با توسعه ماهواره‌برهای بزرگتر، امکان افزایش طول و قطر این ماهواره‌ها فراهم شد. این نوع ماهواره در اواخر دهه ۱۳۵۰ و دهه ۱۳۶۰ به طور گسترده مورد استفاده قرار می‌گرفت. مجموعه ماهواره‌های Intelsat VI که طی سال‌های ۱۳۶۲ تا ۱۳۷۰ به فضا ارسال شد، از بزرگترین ماهواره‌های دارای پانل خورشیدی نصب بر روی بدنه هستند (شکل ۴). سلول‌های خورشیدی این ماهواره قابلیت تامین توان 2600 W در ابتدای عمر را داشتند [۵]

شکل۴– ماهواره Intelsat VI در حال تعمیر در فضا [۷]

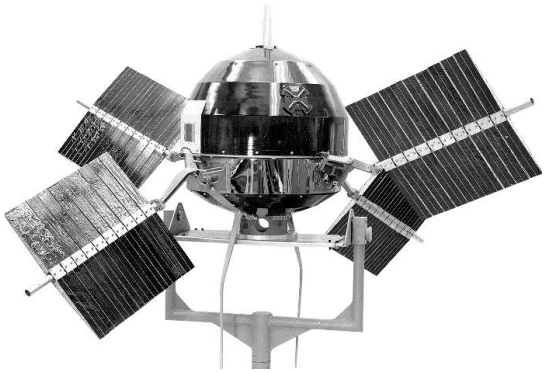
با وجود اینکه استفاده از آرایه‌های خورشیدی نصب بر روی بدنه در ماهواره‌های تجاری امروز مرسوم نیست، اما کماکان در ماموریت‌هایی نظیر ماهواره GOCE[1] مورد استفاده قرار می‌گیرد. این ماهواره (شکل ۵) از چهار پانل روی بدنه و دو پانل بر روی بالک‌ها بهره می‌برد که همگی رو به خورشید قرار می‌گیرند. GOCE در ۲۷ اسفند ۱۳۸۷ با ماموریت مطالعه دقیق میدان گرانشی زمین و جریان‌های اقیانوسی به فضا ارسال شد و در ۲۹ مهر ۱۳۹۲ به ماموریت خود خاتمه داد [۸].

۴ آرایه‌های قابل استقرار[2] تاشونده بستر صلب

محدودیت سطح ماهواره‌ها و به تبع آن تعداد سلول قابل نصب بر روی آن، در کنار این نکته که تمام سطوح ماهواره به طور همزمان در معرض نور خورشید قرار نمی‌گیرند، باعث شد تا با هدف افزایش توان، ماهواره‌ها به پانل‌های کوچکی مجهز شوند که بر روی بازوهایی به صورت لولایی نصب می‌شدند تا در زمان نیاز بتوانند از بدنه به بیرون گسترده شوند. اکسپلورر ۶ اولین ماهواره‌ای بود که از سیستم آرایه خورشیدی پارویی[3] استفاده کرد. این ماهواره که در مرداد ۱۳۳۸ پرتاب شد، چهار آرایه پارویی لولایی به مساحت ۵۱ cm۲ را با خود حمل کرد. پاروها به گونه‌ای جهت‌گیری می‌شدند تا توان پیوسته را حتی با چرخش ماهواره تامین کنند. با وجود مشکلاتی که برای آرایه‌های اکسپلورر ۶ به وجود آمد، اما پانل‌های صلب لولایی قابل تا شدن به پیکربندی استاندارد ماهواره‌های دهه‌های بعدی تبدیل شدند [۵، ۶].



شکل ۵– بازرسی آرایه‌های خورشیدی ماهواره GOCE [۹]

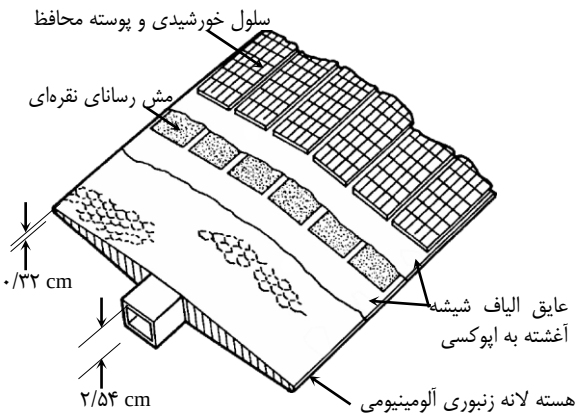


شکل ۶– ماهواره اکسپلورر ۶ دارای چهار آرایه پارویی [۱۰]

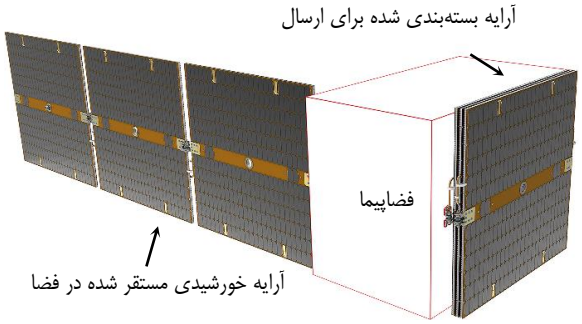
ساختار مرسوم آرایه‌های خورشیدی پارویی در شکل ۷ ارائه شده است. در این ساختار، بستر سلول‌های خورشیدی از ساندویچ پانل دارای هسته لانه زنبوری تشکیل شده است. همان گونه که مشاهده می‌شود، ضخامت هسته لانه زنبوری در لبه‌ها کمتر و در بخش مرکزی بیشترین مقدار را دارا است [۶].

به مرور زمان پانل‌های خورشیدی پارویی جای خود را به پانل‌های تاشوی لولایی دادند که دارای بستر ساندویچ پانل با ضخامت ثابت هستند (شکل ۸). همان گونه که در شکل ۸ دیده می‌شود، در زمان ارسال ماهواره، آرایه‌ها تاخورده و جمع می‌شوند تا ابعاد کوچکی به خود اختصاص دهند. در زمان مناسب با باز شدن و استقرار توان مورد نیاز را تامین می‌نمایند.

1. Gravity Field and Steady-state Ocean Circulation Explorer
2. Deployable
3. Paddle Solar Array



شکل ۷- ساختار یک پانل خورشیدی پارویی [۶]

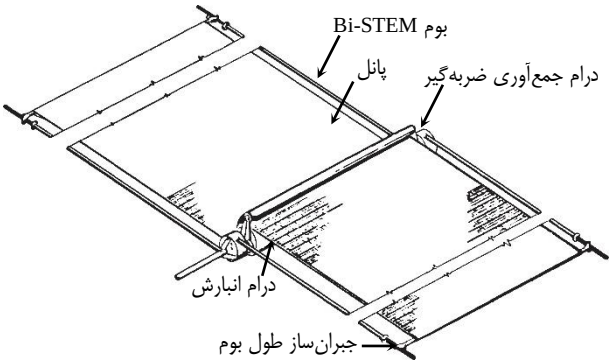


شکل ۸- آرایه خورشیدی قابل استقرار تاشونده با بستر صلب [۱۱]

امروزه متداول‌ترین آرایه‌های خورشیدی فضایی مورد استفاده از نوع بستر صلب تاشونده هستند که از بستر دارای هسته لانه زنبوری آلومینیومی و رویه کامپوزیت الیاف کربن آغشته به اپوکسی بهره می‌برند. با این وجود روند توسعه فناوری‌های اخیر نشانگر آن است که آرایه‌های خورشیدی دارای بستر منعطف در حال رشد هستند.

۵ آرایه‌های قابل استقرار بستر منعطف

با توجه به چگالی توان نسبی پایین آرایه‌های بستر صلب، با هدف دست‌یابی به چگالی توان و توان بالا، توسعه فناوری‌های آرایه‌های خورشیدی فضایی بستر منعطف قدمت زیادی دارد. از اولین کارهای صورت گرفته در این حوزه می‌توان به آرایه خورشیدی فروزا[1] با هدف دست‌یابی به توان ۱/۵ kW اشاره کرد. این آرایه خورشیدی که توسط شرکت هواپیمایی هیوز[2] توسعه یافت، در ۲۵ مهر ۱۳۵۰ به مدت ۶ ماه آزمون پروازی موفقیت‌آمیز داشت. این آرایه از دو پتوی سلول خورشیدی به طول ۴/۹ m و عرض ۱/۷ m استفاده می‌کرد که بر روی یک درام به قطر ۲۰ cm رول شده بودند. از کپتون برجسته به ضخامت ۵۰ µm به عنوان ضربه‌گیر برای محافظت از سلول‌ها در حالت بسته‌بندی شده و ارسال استفاده شده بود. پتوها از یک درام مشترک با استفاده از یک جفت بوم Bi-STEM[3] به قطر ۲۲ mm با نیروی کششی ۱۴ N استقرار می‌یافتند (شکل) [۱۲].



شکل ۹- پانل خورشیدی انعطاف‌پذیر فروزا [۱۳]

پس از آن در سال ۱۳۵۳ شرکت AEG-Telefunken در اروپا نیز بر مفهوم آرایه خورشیدی چند کیلوواتی با بستر انعطاف‌پذیر متمرکز شد. ماهیت این آرایه خورشیدی که دورا[4] نامیده شد، همانند فروزا بود و برای تامین توان در ماموریت‌هایی با نیاز ۹ kW تا ۲۰ kW هدف‌گذاری شد [۴]. نتایج به دست آمده در آرایه‌های خورشیدی بستر منعطف فروزا و دورا باعث شد تا ناسا تامین توان تلسکوپ فضایی هابل را با استفاده از آرایه خورشیدی دورا که بر پایه فروزا بود برنامه‌ریزی کند. تلسکوپ هابل با آرایه‌های خورشیدی منعطف با توان ۴/۵۲ kW در ولتاژ ۳۴ V و دمای ۷۰ °C در ابتدای عمر و ۳/۷۰ kW در انتهای عمر پنج ساله برنامه‌ریزی شد. در اصل ابتدا قرار بود هر ۲/۵ سال بازرسی تلسکوپ صورت گیرد و هر ۵ سال برای تعمیرات اساسی به زمین بازگردد. اما پس از آن تعمیرات اساسی در فضا در نظر گرفته شد. اتصال سلول‌های خورشیدی هابل توسط نوارهایی از جنس نقره که در پتوی متشکل از کپتون تقویت شده با الیاف شیشه قرار داشت صورت گرفت. اما نتایج آزمون پروازی، خوردگی سریع اتصالات را در اثر اکسیژن اتمی نشان داد. به همین دلیل در طرح اصلاحی اتصالات بین سلول از جنس مولیبدن انتخاب شد و کپتون توسط سیلیکون پوشش داده شد. سرانجام تلسکوپ فضایی هابل (شکل ۱۰) در تاریخ ۴ اردیبهشت ۱۳۶۹ به فضا ارسال شد. اما آرایه‌های خورشیدی هابل حساسیت زیادی به تغییرات دمایی داشتند و ارتعاشات ناشی از آن باعث می‌شد که تصاویر با وضوح مناسبی حاصل نشود. به همین دلیل اصلاحاتی بر روی آرایه

1. Flexible Roll-Up Solar Cell Array (FRUSA)
2. Hughes Aircraft Corporation
3. Storable Tubular Extendible Member
4. Double Roll-out Array (DORA)

خورشیدی انجام شد و در اولین ماموریت سرویس هابل که طی ۱۱ تا ۲۲ آذر ۱۳۷۲ صورت گرفت، تعویض شدند. سپس پس از ۸ سال و اتمام عمر این آرایه، در ماموریتی طی ۱۰ تا ۲۱ اسفند ۱۳۸۰ سومین آرایه خورشیدی که از نوع صلب است، بر روی هابل نصب شد. با پیشرفت سلول‌های خورشیدی طی عمر هابل، آخرین آرایه یک سوم کوچکتر از دو آرایه قبلی و قادر به تولید ۳۰ درصد توان بیشتر است [۱۴، ۱۵].

شکل ۱۰- تلسکوپ فضایی هابل مجهز به آرایه منعطف دورا [۱۶]

پس از توسعه آرایه‌های فروزا و دورا، ناسا بر توسعه آرایه‌های دارای بستر منعطفی متمرکز شد که به جای رول شدن، به طور آکاردئونی جمع شوند. اولین آزمون فضایی این آرایه تحت عنوان SAFE[1] در ۸ شهریور ۱۳۶۳ انجام گرفت. پس از آن آرایه FSSA[2] برای استفاده در ماهواره MILSTAR توسعه یافت که در بسیاری از ویژگی‌ها شبیه به SAFE بود. این آرایه دارای طول ۱۵/۲ m و عرض ۳/۰ m بود [۱۷]. اولین ماهواره از شش ماهواره MILSTAR در ۱۸ بهمن ۱۳۷۲ و آخرین آن در ۱۹ فروردین ۱۳۸۲ به فضا ارسال شد.

با توجه به نتایج مناسب آرایه خورشیدی بستر منعطف آکاردئونی مورد استفاده در ماهواره MILSTAR، ناسا از این نوع آرایه برای تامین توان ایستگاه بین‌المللی فضایی استفاده نمود. این ایستگاه بزرگترین سامانه فضایی است که از انرژی خورشیدی استفاده می‌کند. این سامانه از هشت بال فتوولتائیک استفاده می‌کند که با ۲۶۲،۴۰۰ سلول سیلیکونی ۸×۸ cm با بازدهی ۱۵٪ قابلیت تولید توان ۱۲۰ kW را دارد. چگالی توان این آرایه‌ها حدود ۳۰ W/kg است. در حالی که سطح کلی بال‌های استقرار یافته حدود ۳،۱۰۰ m^2 است، سطح پتوی فتوولتائیک آن حدود ۲،۵۱۲ m^2 است که چگالی توان حدود ۱۰۰ W/m^2 را نتیجه می‌دهد [۱۸]. آرایه‌های خورشیدی این ایستگاه طی چهار مرحله ارسال و نصب شدند. اولین ارسال در ۱۰ آذر ۱۳۷۹ و آخرین ارسال در ۲۵ اسفند ۱۳۸۷ انجام شد. در شکل ۱۱یکی از بال‌های فوتوولتائیک ایستگاه فضایی بین‌المللی در حال استقرار یافتن دیده می‌شود.

شکل ۱۱- آرایه خورشیدی ایستگاه فضایی بین‌المللی در حال استقرار [۱۹]

در طی سال‌های ۱۳۷۳ و ۱۳۷۴ شرکت ABLE Engineering شروع به توسعه فناوری جدیدی از آرایه‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر نمود که تحت عنوان تجاری UltraFlex نام گرفت [۲۰]. نحوه استقرار این آرایه خورشیدی در شکل ۱۲دیده می‌شود.

شکل ۱۲- آرایه خورشیدی UltraFlex در حال استقرار [۲۱]

اولین پرواز موفق آرایه خورشیدی UltraFlex بر روی مریخ نشین فونیکس[3] بود. توان مورد نیاز این فرودگر توسط دو بال UltraFlex تامین شد که هر یک دارای قطر ۲/۱ m و در مجموع ۷ m^2 مساحت آرایه خورشیدی با توان مجموع ۴۵۰ W بود. توان ویژه حاصل بر روی این آرایه با استفاده از سلول‌های خورشیدی TJ دارای بازدهی ٪ ۲۴ برابر با ۱۰۳ W/kg بود. توسعه آرایه‌های خورشیدی فونیکس سه سال به طول انجامید. ماموریت این فرودگر در ۱۳ مرداد ۱۳۸۶ آغاز شد و در ۵ خرداد ۱۳۸۷ بر روی مریخ فرود آمد. آخرین تماس با فونیکس در ۱۲ آبان ۱۳۸۷ گزارش شده است. تصویری از فونیکس به همراه دو آرایه خورشیدی آن در

1. Solar Array Flight Experiment (SAFE)
2. Flexible Substrate Solar Array (FSSA)
3. Phoenix Mars Lander

شکل ۱۳ ارائه شده است. در شهریور ۱۳۸۹ شرکت ABLE Engineering به همراه فناوری UltraFlex به شرکت Alliant Techsystems (ATK) ملحق شد [۲۲].

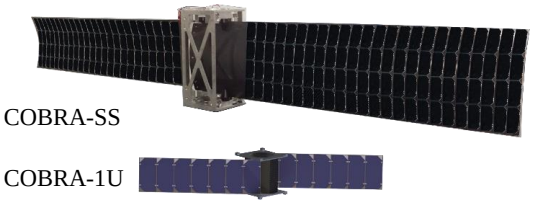
شکل ۱۳- مریخ نشین فونیکس با دو آرایه خورشیدی UltraFlex [۲۳]

پیرو بازنشستگی فضاپیمای شاتل، فضاپیمای سیگنس[1]برای انتقال محموله به ایستگاه فضایی بین‌المللی مورد استفاده قرار گرفت. اولین پرواز سیگنس در ۲۷ شهریور ۱۳۹۲ انجام شد. این فضاپیما از آرایه خورشیدی صلب برای تامین توان خود استفاده می‌نمود. با هدف افزایش جرم محموله قابل حمل، به سرعت نسخه ارتقا یافته سیگنس جایگزین نسخه استاندارد آن شد. اولین پرواز سیگنس ارتقا یافته در ۱۵ آذر ۱۳۹۴ انجام شد. در نسخه ارتقا یافته، آرایه خورشیدی UltraFlex جایگزین آرایه خورشیدی صلب شد تا با جرم کمتر توان بیشتری تولید کند. کماکان نسخه سیگنس ارتقا یافته در برنامه سرویس‌دهی قرار دارد. این فضاپیما در شکل دیده می‌شود.

شکل ۱۴- فضاپیمای سیگنس ارتقا یافته مجهز به آرایه خورشیدی UltraFlex [۲۴]

با توجه به موفقیت آرایه خورشیدی UltraFlex در ماموریت فونیکس، از این فناوری در ماموریت فرودگر مریخ Insight هم استفاده شد. بدین منظور با اصلاحاتی که بر روی آرایه انجام شده است، قطر هر آرایه به ۲/۱۵ m و توان آن به ۶۰۰ W ارتقا یافت. Insight در ۱۵ اردیبهشت ۱۳۹۷ ارسال شد و در ۵ آذر همان سال به بهره‌برداری رسید و سرویس‌دهی این فرودگر هنوز ادامه دارد. طی سال‌های ۱۳۹۰ تا ۱۳۹۳ در قالب دو برنامه با ناسا، فاز اول نسخه بزرگتر UltraFlex تحت عنوان MegaFlex برای توان‌های تا ۱۷۵ kW انجام شد [۲۵، ۲۶]. در اردیبهشت سال ۱۳۹۳ شرکت ATK با شرکت Orbital Sciences Corporation ادغام شد و در خرداد ۱۳۹۷ به شرکت نورثروپ گرومن[2] پیوست. در پی تحولات صورت گرفته، فاز دوم MegaFlex انجام نشد و در حال حاضر شرکت نورثروپ گرومن سازنده آرایه‌های خورشیدی UltraFlex است.

از دیگر توسعه‌های آرایه‌های خورشیدی دارای بستر منعطف می‌توان به کار مشترک شرکت‌های SolAero و Roccor اشاره نمود که به توسعه پانل رول شونده برای ماهواره‌های کوچک پرداختند. شرکت SolAero سازنده اجزای توان از جمله سلول‌های خورشیدی و شرکت Roccor نیز سازنده پانل‌های خورشیدی، آنتن‌ها و بوم‌های بازشونده است. عنوان محصول توسعه یافته توسط این دو شرکت کبرا[3] نام گرفت. دو محصول تجاری COBRA-SS برای ماهواره‌های کوچک و COBRA-1U برای ماهواره‌های مکعبی توسعه یافته‌اند. آرایه COBRA-SS تا توان ۶۰۰ W را بر پایه سلول‌های خورشیدی سه پیوندی ZTJ (بازدهی ۲۹٪۵) با توان ویژه بالاتر از ۱۵۰ W/kg تامین می‌کند. آرایه COBRA-1U توسط مکانیزم خوداستقرار قابلیت تامین توان تا ۱۰۰ W را دارد. همانند COBRA-SS از سلول‌های خورشیدی سه پیوندی ZTJ بهره می‌برد. این آرایه بر روی ماهواره‌های مکعبی 1U تا 3U یا بزرگتر قابل استفاده است. از حجم استوانه مرکزی آن می‌توان برای قرارگیری باتری یا تجهیزات الکترونیکی می‌توان بهره برد [۲۷]. این دو آرایه در شکل ۱۵ نشان داده شده‌اند.



شکل ۱۵- آرایه‌های خورشیدی COBRA-SS و COBRA-1U [۲۸]

با توجه به اینکه شرکت Roccor دارنده فناوری بوم قابل استقرار ماهواره از جنس کامپوزیت کرنش بالا بود و از این فناوری در آرایه کبرا بهره برده بود، در آبان ۱۳۹۹ توسط شرکت ردوایر[4] خریداری شد. همکار دیگر کبرا یعنی شرکت SolAero نیز در دی ۱۴۰۰ به مبلغ ۸۰ میلیون دلار توسط Rocket Lab خریداری شد تا پرونده کبرا به طور کامل بسته شود.

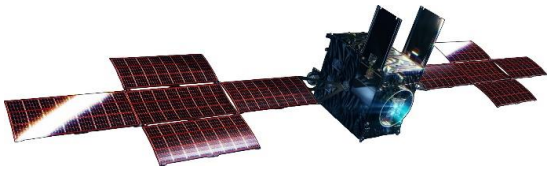
1. Cygnus
2. Northrop Grumman
3. COmposite Beam Rollout Array (COBRA)
4. Redwire

آرایه خورشیدی روزا [1] یکی دیگر از آرایه‌های خورشیدی دارای بستر منعطف در حال بهره‌برداری در فضا است. این آرایه توسط شرکت DSS [2] و تحت حمایت ناسا توسعه یافت. طراحی این آرایه از جهاتی شبیه به آرایه تلسکوپ فضایی هابل است. تفاوت اصلی این آرایه با طرح‌های دیگر، عدم استفاده از موتور الکتریکی برای مستقر کردن آرایه است. انرژی مورد نیاز برای استقرار این آرایه توسط انرژی کرنشی [3] ذخیره شده در دو بوم STEM از جنس الیاف کربن تامین می‌شود. این آرایه برای اولین آزمون فضایی خود در تاریخ ۱۳ خرداد ۱۳۹۶ به ایستگاه فضایی بین‌المللی ارسال شد [۲۹]. پس از آزمون موفق ۱۲ روزه روزا بر روی ایستگاه فضایی بین‌المللی، جمع‌آوری آن برای انتقال به زمین موفق نبود و به همین دلیل در فضا رها شد. پس از آزمون موفق روزا و با توجه به نزدیکی اتمام عمر آرایه‌های خورشیدی ایستگاه فضایی بین‌المللی، تصمیم بر آن شد که شش آرایه خورشیدی روزا تحت عنوان آی‌روزا [4] بر روی آرایه‌های خورشیدی قبلی ایستگاه فضایی نصب شود. با خرید شرکت DSS توسط شرکت ردوایر در تاریخ ۵ اسفند ۱۳۹۹ عملاً ساخت آی‌روزا توسط این شرکت صورت گرفت. در ۱۳ خرداد ۱۴۰۰ اولین جفت آی‌روزا به ایستگاه فضایی بین‌المللی ارسال شد. هرچند در ۹ تیر ۱۴۰۱ شرکت ردوایر دومین جفت آی‌روزا را نیز تحویل داده است، هنوز به ایستگاه فضایی بین‌المللی ارسال نشده است. قرار است این آرایه‌ها در آبان ۱۴۰۱ در ماموریت SpaceX CRS-26 به ایستگاه فضایی ارسال شود. تصویری از نحوه قرارگیری شش آرایه آی‌روزا بر روی آرایه‌های قبلی ایستگاه فضایی در شکل دیده می‌شود. از آرایه‌های خورشیدی روزا برای تامین توان ۶/۶ kW فضاپیمای دارت [5] که در تاریخ ۳ آذر ۱۴۰۰ ارسال شد نیز استفاده شد. ماموریت فضایی ناسا با عنوان دارت، آزمون روش دفاع سیاره‌ای برای اجرام نزدیک به زمین بود. در این دفاع، مومنتوم فضاپیما باعث انحراف مدار جرم هدف می‌شود. فضاپیمای دارت در ۴ مهر ۱۴۰۱ با موفقیت با سیاره هدف برخورد کرد.

مرکز هوافضای آلمان تحت برنامه Gossamer به توسعه بادبان فضایی پرداخت. این برنامه از سال ۱۳۸۸ آغاز شد و قرار بود طی سه مرحله Gossamer-1، Gossamer-2 و Gossamer-3 به ترتیب با مساحت m^2 ۵، ۲۰ و ۵۰ توسعه یابد. پس از توسعه Gossamer-1، این برنامه متوقف شد تا بر مبنای آن به توسعه آرایه خورشیدی فیلم نازک پرداخته شود [۳۱] که برنامه GoSolAr [6] برای توسعه آرایه خورشیدی انعطاف‌پذیر برای مدار LEO تعریف شد. ماموریت در نظر گرفته شده برای GoSolAr اثبات فناوری آرایه خورشیدی با مساحت ۵ m × ۵ m با قابلیت افزایش تا ۲۰ m × ۲۰ m است. طراحی کلی این آرایه بر پایه Gossamer-1 و با استفاده از فناوری سلول‌های خورشیدی CIGS است و توسعه آن کماکان ادامه دارد.

شکل ۱۶– ایستگاه فضایی بین‌المللی مجهز به شش آرایه خورشیدی آی‌روزا [۳۰]

شرکت شارپ در همکاری با آژانس اکتشافات فضایی ژاپن به توسعه پتوی انعطاف‌پذیر با استفاده از سلول‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر IMM سه پیوندی پرداخته است. این فناوری توسعه یافته Space Solar Sheet (SSS) نامیده شده است. بر اساس اینکه لایه محافظ بر روی سلول‌ها شیشه منعطف باشد یا فیلم پلیمری، این فناوری G-SSS یا F-SSS نامیده می‌شود. در شهریور ۱۳۹۲ تست G-SSS بر روی فضاپیما انجام شده است [۳۲]. این آرایه به صورت خمیده است تا استحکام لازم را داشته باشد. هدف‌گذاری نهایی این آرایه چگالی توان بالاتر از ۱۵۰ W/kg است. قرار است از این آرایه بر روی فضاپیمای اکتشاف اعماق فضای Destiny+ (شکل ۱۷) که برای سال ۱۴۰۳ برنامه‌ریزی شده است، استفاده شود.

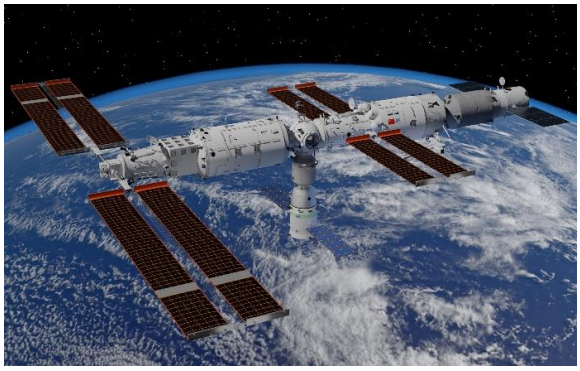


شکل ۱۷– فضاپیمای Destiny+ مجهز به آرایه خورشیدی SSS [۳۳]

OneSat نام ماهواره ماژولار شرکت ارباس است. این شرکت مدعی است که به دلیل طراحی ماژولار این ماهواره مخابراتی، زمان تحویل‌دهی آن بسیار کوتاه است [۳۴]. در اخبار منتشر شده است که در اردیبهشت ۱۴۰۰ شرکت ارباس ۲۴ مجموعه آرایه خورشیدی انعطاف‌پذیر از نوع تلسکوپی به شرکت نوثروپ گرومن سفارش داده است. این آرایه انعطاف‌پذیر به صورت آکاردئونی جمع می‌شود و با دارا بودن طول ۱۸ m، کلاس توانی ۲۰ kW دارد [۳۴].

1. Roll-Out Solar Array (ROSA)
2. Deployable Space Systems (DSS)
3. Strain Energy
4. ISS Roll-out Solar Array (iROSA)
5. Double Asteroid Redirection Test (DART)
6. Gossamer Solar Array

در کنار فعالیت‌های صورت گرفته در آمریکا، اروپا و ژاپن، کشور چین نیز به حوزه آرایه‌های خورشیدی دارای بستر انعطاف‌پذیر وارد شده است. ایستگاه فضایی در حال ساخت چین از چهار بخش Tianhe، Wentian، Mengtian و Xuntian تشکیل می‌شود. Tianhe که بخش اصلی است در ۹ اردیبهشت ۱۴۰۰ و Wentian در ۲ مرداد ۱۴۰۱ ارسال شد. دو بخش دیگر از این ایستگاه فضایی در مهر ۱۴۰۱ و آذر ۱۴۰۲ ارسال خواهند شد. همان گونه که در شکل ۱۸ دیده می‌شود، منبع تامین توان اصلی این ایستگاه فضایی، آرایه خورشیدی با بستر انعطاف‌پذیر است. سطح آرایه خورشیدی انعطاف‌پذیر بخش Tianhe برابر با m^2 ۱۳۶ است. این اولین بار است که کشور چین برای تامین توان فضاپیما از آرایه خورشیدی انعطاف‌پذیر استفاده می‌نماید [۳۵].



شکل ۱۸– ایستگاه فضایی چین مجهز به آرایه‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر [۳۳]

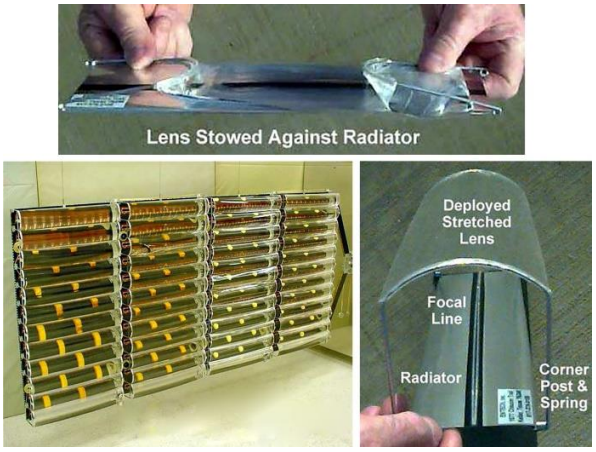
۶ آرایه خورشیدی متمرکزکننده

۶. ۱ آرایه خورشیدی متمرکزکننده انکساری

اولین تلاش برای استفاده از آرایه خورشیدی متمرکزکننده انکساری در برنامه هزاره جدید[1]ناسا صورت گرفت. این آرایه متمرکز کننده که SCARLET I[2]نام داشت، در مهر ۱۳۷۴ به دلیل مشکل در ارسال، از دست رفت. SCARLET I شامل چهار پانل متمرکز کننده نصب شده بر روی سازه آرایه قابل استقرار PUMA™[3]به همراه دو پانل مسطح سلول‌های سیلیکونی بود. طراحی اپتیکال این آرایه شامل لنزهای فرنل خطی گنبدی[4]بود که تمرکز انرژی حدود ۱۰x را ایجاد می‌کرد. استفاده از سلول‌های GaAs/Ge برروی این آرایه باعث می‌شد که عملکرد بهینه‌ای در آن سطح از تمرکز انرژی وجود داشته باشد [۴].

پس از SCARLET I، نسخه بهبود یافته آن تحت عنوان SCARLET II ساخته شد تا در همان برنامه هزاره جدید و بر روی فضاپیمای Deep Space 1 مورد استفاده قرار گیرد. در ۲ آبان ۱۳۷۷ Deep Space 1 از مرکز فضایی کندی به فضا ارسال شد تا ۱۲ فناوری مختلف فضایی شامل SCARLET مورد ارزیابی قرار گیرد. پرواز Deep Space 1 موفقیت‌آمیز بود و SCARLET علاوه بر تامین انرژی مورد نیاز تجهیزات الکترونیکی فضاپیما، توان مورد نیاز برای موتور یونی فضاپیما را نیز تامین نمود. SCARLET به توان سطحی W/m^2 ۲۰۰ و توان ویژه W/kg ۴۵ دست یافت. این توسعه فناوری تحت حمایت ناسا و توسط شرکت .Entech Inc انجام شد که بعداً به Entech Solar تغییر نام داد.

پس از آرایه SCARLET، Entech و ناسا همکاری خود را برای توسعه آرایه متمرکز کننده تحت عنوان آرایه لنز تحت کشش[5] (SLA) ادامه دادند. در واقع آرایه متمرکز کننده SLA نسخه بهبود یافته SCARLET بود که در آن از لنزهای فرنل سیلیکونی، سلول‌های خورشیدی چند پیوندی و صفحات رادیاتور کامپوزیتی استفاده می‌شد و اجزایی که در تولید توان نقشی نداشتند نظیر قاب‌های پشتیبان لنز، بیشتر هسته لانه‌زنبوری و رویه سطح پشتی پانل‌ها کنار گذاشته شدند. در شکل ۱۹آرایه صلب SLA دیده می‌شود. ویژگی SLA که باعث شد بتوان اجزایی را از آرایه SCARLET حذف نمود، متمرکز کننده‌های نوری لنز تحت کشش است. با استفاده از کمان‌های فنری برای کشیدن لنزهای فرنل سیلیکونی در راستای طولی، این لنزها به غشاهای تحت تنش خودپشتیبان تبدیل می‌شوند. بنابراین به کمان‌های شیشه‌ای SCARLET نیازی نبود و پیچیدگی، شکنندگی، هزینه و جرم آنها در SLA حذف شد.



شکل ۱۹– آرایه خورشیدی متمرکزکننده انکساری SLA [۳۶]

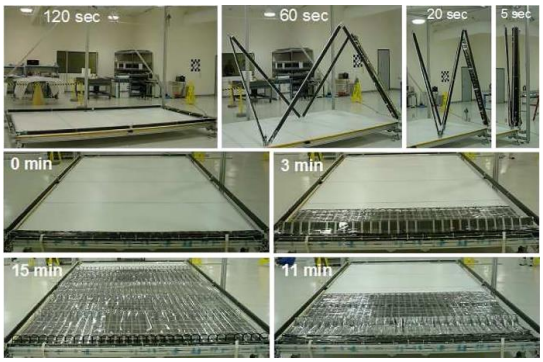
در ۵ مهر ۱۳۹۰ آرایه SLA بر روی ماهواره TacSat 4 به فضا ارسال شد تا مورد ارزیابی قرار گیرد. با توجه به اینکه لنز پلیمری تحت کشش بوده و به طور دائم در معرض دمای بالا و پایین قرار می‌گرفته است، لنز در ماه هفتم ماموریت شروع به پارگی می‌کند و در ماه

1. New Millennium
2. Space Concentrator Array with Refractive Linear Element (SCARLET I)
3. Pantographically Unfolding Modular Array (PUMA)
4. Domed linear Fresnel lens
5. Stretched Lens Array (SLA)

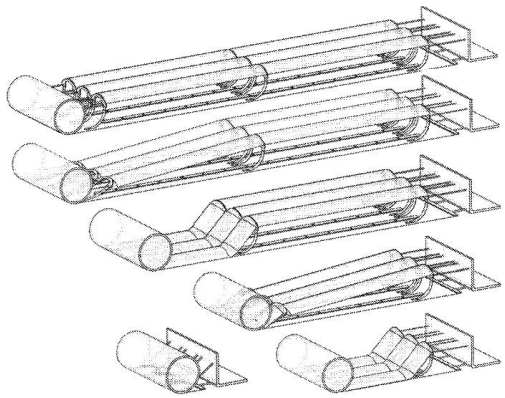
سیزدهم به طور کامل پاره می‌شود [۳۷]. برای رفع مشکل پارگی لنز، مخترعان SLA بر راهکار استفاده از نوارهایی متمرکز شدند تا به جای لنز، این نوارها تحت کشش قرار بگیرند [۳۸]. هرچند این مفهوم مورد ارزیابی عملیاتی قرار نگرفت.

در ادامه توسعه آرایه متمرکز کننده SLA، این آرایه به SLASR[1] ارتقا یافت تا قابل استقرار باشد. این مفهوم روش ماژولار را در نظر گرفته است. هر ماژول از یک قاب شش میله‌ای تشکیل می‌شود که نسبت اضلاع جانبی آن ۲:۱ است و به ارتفاع یکی از میله‌ها تاخورده و جمع می‌شوند. هر قاب تکیه‌گاه یک پتوی فتوولتائیک است که به لنزهای فرنل خطی انعطاف‌پذیر مجهز می‌شود. پتو و لنزها به صورت زیگزاگ تا می‌شوند تا یک نوار باریک تشکیل دهند و به یک میله قاب متصل می‌شوند. استقرار این آرایه در دو مرحله صورت می‌پذیرد: ابتدا قاب دارای اتصالات شش میله (ردیف اول شکل ۲۰) و در مرحله بعد تای پتوی فتوولتائیک باز می‌شود (ردیف‌های دوم و سوم شکل ۲۰). می‌توان تعداد دلخواهی از ماژول‌های SLASR را در کنار هم قرار داد تا سطح بزرگی از این نوع آرایه ساخت. مفهوم تا شدن و استفاده از تمرکز تابش توسط لنزهای فرنل آرایه SLASR را از منظر حجم مورد نیاز و هزینه به یک گزینه موثر تبدیل می‌کند. مشخصات عملکردی این نوع آرایه، شامل چگالی توان ۳۰۹ W/m^2، جرم ویژه ۰/۸۵۳ kg/m^2، توان ویژه ۳۶۲ W/kg و چگالی توان بسته‌بندی شده ۸۰ kW/m^3 تخمین زده شده است. اما به دلیل عمق محدود سازه پشتیبان در راستای عمود به صفحه آرایه، سفتی و استحکام سازه‌ای آن کم است [۳۹]. از نتایج عملیاتی آزمون SLASR گزارشی در دست نیست. با توجه به خریداری شرکت Orbital ATK توسط نورثروپ گرومن، فناوری‌های متمرکز کننده آن شامل متمرکز کننده انکساری SCARLAET با نسبت تمرکز ۷:۱ در اختیار این شرکت قرار گرفته است.

شرکت DSS به عنوان توسعه دهنده آرایه انعطاف‌پذیر رول شونده، به توسعه آرایه رول شونده مجهز به متمرکز کننده نیز پرداخته و آن را SOLAROSA نامیده است [۴۰]. طرحی از این آرایه خورشیدی انعطاف‌پذیر مجهز به لنز متمرکز کننده شامل نحوه استقرار آن در شکل ۲۱ ارائه شده است. لنزهای فرنل در این طرح از سیلیکون الاستومر DC93500 قالبگیری شده‌اند و سطح بیرونی آنها پوشش داده شده تا در برابر محیط فضا دوام و سازگاری مناسب را داشته باشد. در این طرح لنزها توسط عضوهای فنری دارای انحنا به بستر متصل می‌شوند. این عضوهای فنری علاوه بر ایجاد اتصال بین لنز و بستر، با نیروی فنری خود، نیروی لازم برای استقرار لنز را فراهم می‌کنند. در حالت جمع شده، این اتصالات به صورت مسطح نسبت سلول‌های خورشیدی قرار می‌گیرند و امکان مسطح شدن و قرارگیری لنزها بر روی پتو را فراهم می‌کنند. اتصالات کششی در دو انتهای لنزها قرار گرفته و موقعیت نهایی لنزها را تنظیم می‌کنند [۴۱].



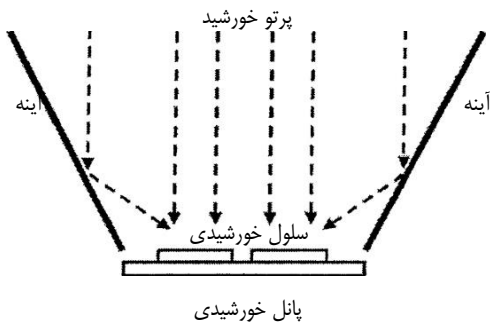
شکل ۲۰- مراحل استقرار آرایه خورشیدی متمرکز کننده SLASR [۳۹]



شکل ۲۱- مراحل استقرار آرایه خورشیدی متمرکز کننده SOLAROSA [۴۱]

۶. ۲ آرایه خورشیدی متمرکزکننده انعکاسی

آرایه خورشیدی متمرکز کننده انعکاسی، ابتدا در دی ۱۳۷۸ بر روی ماهواره Galaxy XI (با طراحی Boing 702) با کاربرد مدار ژئو استفاده شد. طراحی مفهومی این آرایه در شکل دیده می‌شود. استفاده از انعکاس نور خورشید بر روی آرایه باعث شد تا بسیار زودتر از موعد، این آرایه با افت دائم ٪ ۲۵ کارایی خود مواجه شود. به همین دلیل بوئینگ این نوع آرایه را در طرح‌های بعدی خود حذف نمود [۴۲].

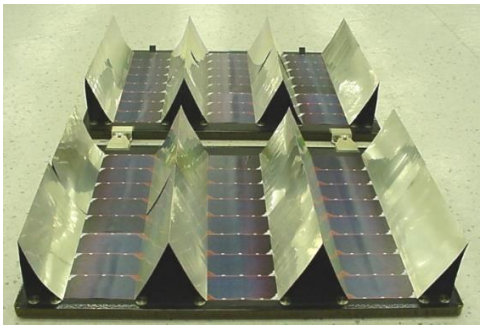


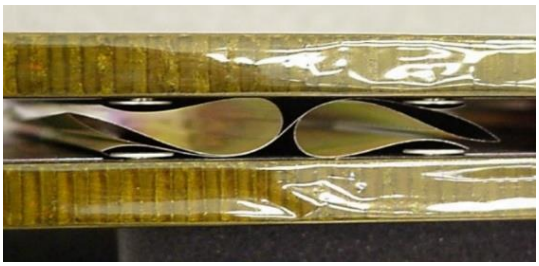
شکل ۲۲- طراحی مفهومی آرایه خورشیدی بکار رفته در ماهواره Galaxy XI [۴۲]

1. Stretched Lens Array SquareRigger (SLASR)

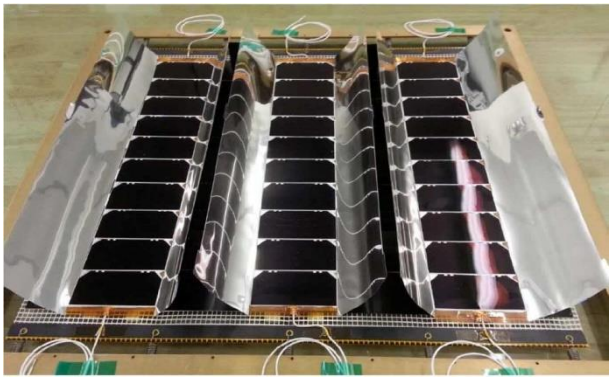
CellSaver نوعی آرایه خورشیدی متمرکز کننده توسعه یافته توسط شرکت Orbital ATK است که از منعکس کننده بر روی پانل‌های صلب استفاده می‌کند و نیاز به سلول خورشیدی را ٪ ۵۰ کاهش می‌دهد. تصویری از CellSaver در حالت‌های باز شده و جمع شده در شکل دیده می‌شود. در این مفهوم از فویل استحکام بالای تیتانیوم با ضخامت µm ۲۵ دارای پوشش فضایی دارای انعکاس بالا به عنوان منعکس کننده استفاده می‌شود [۴۳]. این پوشش از جنس نقره است که با لایه‌ای از پوشش سرامیکی محافظت می‌شود. علت استفاده از فویل آن است که قابلیت خم شدن تا شعاع‌های بسیار کوچک (mm ۵>) بدون شکست را دارد. در اواخر سال ۱۳۸۲ یک پانل خورشیدی CellSaver دارای چهار سلول بر روی یک ماهواره ژئو مورد ارزیابی قرار گرفت. نتایج گزارش شده نشان می‌دهد که افت شدید بازدهی ماهواره Galaxy XI در این مفهوم مشاهده نشده است و پانل با نرخی قابل مقایسه با پانل‌های مرسوم دچار زوال شده است [۴۴]. این مفهوم همان گونه که اشاره شد، با توجه به خریداری شرکت Orbital ATK توسط نورثروپ گرومن، فناوری متمرکز کننده انعکاسی CellSaver با نسبت تمرکز ۲:۱ در اختیار این شرکت قرار گرفته است.

با توجه به اینکه شرکت DSS بر آرایه‌های رول شونده متمرکز بوده است، به استفاده از آرایه خورشیدی متمرکز کننده انعکاسی نیز متمرکز شده است. محصول این شرکت که در شکل ۲۴ مشاهده می‌شود، FACT[1] نام دارد. مهم‌ترین تفاوت این آرایه خورشیدی با CellSaver در قابلیت انعطاف آن است که جمع شدن این آرایه را به صورت رولی ممکن می‌سازد. این آرایه در بخشی از آرایه خورشیدی فضاپیمای دارت به کار رفته است تا بتواند آزمون فضایی خود را بگذراند. ادعا شده است که با استفاده از آرایه خورشیدی FACT به ۴۰٪ سلول خورشیدی کمتری در مقایسه با آرایه غیرمتمرکز نیاز دارد که در مجموع باعث کاهش ٪۳۵–۲۵ هزینه آرایه خورشیدی می‌شود [۴۶]. پس از خریداری شرکت DSS توسط ردوایر ، در حاضر آرایه رول شونده مجهز به آینه‌های انعکاسی جزو محصولات شرکت ردوایر قرار گرفته است.





شکل ۳۳– آرایه خورشیدی متمرکز کننده CellSaver در دو حالت مستقر شده و جمع شده [۴۵]



شکل ۲۴–رایه خورشیدی انعطاف‌پذیر متمرکز کننده FACT [۴۷]

۷ نتیجه‌گیری

آرایه‌های خورشیدی فضایی نقش تعیین کننده‌ای در قابلیت‌ها و موفقیت ماموریت‌های فضایی دارند. به همین دلیل یکی از حوزه‌های تمرکز و توسعه فناوری فضایی هستند. یکی از انواع آرایه‌های خورشیدی، آرایه‌های قابل استقرار با بستر صلب است. این نوع آرایه بلوغ کافی یافته است و روش متداول در تامین توان ماهواره‌ها و فضاپیماهاست. از سوی دیگر آرایه‌های دارای بستر انعطاف‌پذیر رقیبی برای بستر صلب محسوب می‌شوند که به رغم پیشینه طولانی آنها، در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته و بر روی ماهواره و فضاپیما مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در دسته دیگر، آرایه‌های خورشیدی دارای متمرکز کننده، با وجود توسعه و جذابیت کاهش هزینه آرایه خورشیدی، هنوز جایگاه مناسبی در ماموریت‌های فضایی نیافته‌اند.

در حوزه فناوری‌های جدید تامین توان خورشیدی در فضا، دو شرکت ردوایر و نورثروپ گرومن را می‌توان دو رقیب نامید که شانه به شانه در حوزه فناوری‌های آرایه خورشیدی بستر انعطاف‌پذیر و دارای متمرکز کننده در حال پیشرفت هستند.

1. Flexible Array Concentrator Technology (FACT)

۸ مراجع

[1] M. Bille and E. Lishock, *The first space race: launching the world's first satellites*. Texas A&M University Press, 2004.

[2] Space Studies Board National Research Council, *Recapturing a future for space exploration: life and physical sciences research for a new era*. National Academies Press, 2011.

[3] C. M. Green and M. Lomask, *Project Vanguard: The NASA History*. Courier Corporation, 2012.

[4] H. S. Rauschenbach, *Solar cell array design handbook: the principles and technology of photovoltaic energy conversion*. Springer Science & Business Media, 1980.

[5] A. K. Hyder, S. Sabripour, D. J. Flood, G. Halpert, R. L. Wiley, and A. K. Hyder, *Spacecraft power technologies*, vol. 1. World Scientific, 2000, https://doi.org/10.1142/p100

[6] NASA, "Spacecraft Solar Cell Arrays," 1971.

[7] Hughes Aircraft Company, "Intelsat VI F-3 Recovery." https://www.hughesscgheritage.com/intelsat-vi-f-3-recovery/.

[8] M. R. Drinkwater *et al.*, "The GOCE gravity mission: ESA's first core Earth explorer," in *Proceedings of the 3rd international GOCE user workshop*, 2006, pp. 6–8.

[9] The European Space Agency, "GOCE Satellite." https://www.esa.int/Applications/Observing_the_Earth/FutureEO/GOCE/Satellite.

[10] NASA, "NASA Space Science Data Coordinated Archive, Explorer 6." https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1959-004A.

[11] Sparkwing, "Satellite Solar Panels." https://sparkwing.space/satellite-solar-panels/.

[12] H. Lee and M. Murozono, "Vibration Characteristics and Thermal Structural Dynamic Responses of a Flexible Rolled-up Solar Array," *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 54, no. 184, pp. 111–119, 2011.

[13] P. A. Jones and B. R. Spence, "Spacecraft solar array technology trends," *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 26, no. 8, pp. 17–28, Aug. 2011, https://doi.org/10.1109/MAES.2011.5980605

[14] L. L. Endelman, "Hubble Space Telescope: mission, history, and systems," in *19th Intl Congress on High-Speed Photography and Photonics*, 1991, vol. 1358, pp. 422–441.

[15] S. A. Hawley, "Hubble Space Telescope Solar Array Concerns and Consequences for Servicing Mission 2," *J. Spacecr. Rockets*, vol. 53, no. 1, pp. 15–24, 2016, https://doi.org/10.2514/1.A33545

[16] NASA, "Hubble Space Telescope." https://hubblesite.org/.

[17] J. Gibb, "MILSTAR's flexible substrate solar array: Lessons learned, addendum," 1990.

[18] D. J. Hoffman *et al.*, "Concept design of high power solar electric propulsion vehicles for human exploration," in *62nd International Astronautical Congress, Cape Town, South Africa*, 2011, pp. 3–7.

[19] NASA, "Space Station Gallery." https://www.nasa.gov/mission_pages/station/images/index.html.

[20] M. F. Piszczor *et al.*, "Advanced solar cell and array technology for NASA deep space missions," in *2008 33rd IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 2008, pp. 1–5.

[21] Orbital ATK, "UltraFlex^{TM} Solar Array Systems Fact Sheet," 2015.

[22] "ATK-Able Engineering Company Inc." https://www.inknowvation.com/sbir/companies/atk-able-engineering-company-inc.

[23] NASA, "Phoenix Mars Lander." https://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/main/index.html.

[24] A. Mann, "The Cygnus spacecraft: Northrop Grumman's cargo ship," 2021. https://www.space.com/cygnus-spacecraft.html.

[25] NASA, "MegaFlex Scale-Up Cost & Risk Reduction for >50kW Future Power Demands." https://www.sbir.gov/sbirsearch/detail/702323.

[26] NASA, "MegaFlex Solar Array Scale-Up, up to 175kW per Wing." https://www.sbir.gov/sbirsearch/detail/388526.

[27] D. Turse, L. Adams, K. A. Medina, K. Steele, and T. Stern, "Design, analysis and testing of a composite beam roll-out array (cobra) for small satellites," in *AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019, p. 2024.

[28] SolAero Technologies, "Cobra-Ss & Cobra-1U Composite Beam Rollout Array for SmallSats/CubeSats," no. August. p. 5000, 2016.

[29] NASA, "SpaceX CRS-11 Mission Overview," 2017.

[30] M. Garcia, "New Solar Arrays to Power NASA's International Space Station Research," *2021*. https://www.nasa.gov/feature/new-solar-arrays-to-power-nasa-s-international-space-station-research.

[31] T. Spröwitz *et al.*, "Membrane deployment technology development at DLR for solar sails and large-scale photovoltaics," in *2019 IEEE Aerospace Conference*, 2019, pp. 1–20.

[32] K. Shimazaki *et al.*, "First flight demonstration of glass-type space solar sheet," in *2014 IEEE 40th Photovoltaic Specialist Conference (PVSC)*, 2014, pp. 2149–2154.

[33] Japan Aerospace Exploration Agency, "Deep Space Exploration Technology Demonstrator DESTINY^{+}." https://www.isas.jaxa.jp/en/missions/spacecraft/developing/destiny_plus.html.

[34] Airbus, "OneSat, the customers' choice." https://www.airbus.com/en/products-services/space/telecom/onesat.

[35] L. Bin, "Flexible Solar Panel Wings Help Tianhe Fly in the Space," 2021.

"Rollable and accordian foldable refractive concentrator space solar array panel," US 9450131 B1, Sep. 20, 2016.
[42] S. T. Lai, "Charging of mirror surfaces in space," *J. Geophys. Res. Sp. Phys.*, vol. 110, no. A1, 2005.
[43] B. Spence and M. Eskenazi, "The CellSaver concentrator solar array system and qualification program," in *Space Power*, 2002, vol. 502, p. 451.
[44] M. Eskenazi *et al.*, "Preliminary test results for the CellSaver concentrator in geosynchronous earth orbit," in *Conference Record of the Thirty-first IEEE Photovoltaic Specialists Conference, 2005.*, 2005, pp. 622–625, https://doi.org/10.1109/PVSC.2005.1488208
[45] M. Eskenazi, A. Jones, and R. Jain, "Cellsaver qualification testing and contamination analysis," in *1st International Energy Conversion Engineering Conference (IECEC)*, p. 6084, 2003, http://dx.doi.org/10.2514/6.2003-6084
[46] Redwire, "Solar Arrays: Flexible Advanced Concentrator Technology (FACT)." Redwire, 2021.
[47] E. Gaddy *et al.*, "Transformational Solar Array Final Report," 2017.
https://hanfysolar.com/flexible-solar-panel-wings-help-tianhe-fly-in-the-space/.
[36] M. O'Neill *et al.*, "Stretched Lens Array SquareRigger (SLASR) Technology Maturation," 2007.
[37] P. P. Jenkins *et al.*, "Initial results from the TacSat-4 solar cell experiment," in *2013 IEEE 39th Photovoltaic Specialists Conference (PVSC)*, 2013, pp. 3108–3111.
[38] M. J. O'neill, "Stretched fresnel lens solar concentrator for space power, with cords, fibers, or wires strengthening the stretched lens." Google Patents, Jul. 16, 2019.
[39] M. Piszczor, M. O'Neill, M. Eskenazi, and H. Brandhorst, "The stretched lens array squarerigger (SLASR) for space power," in *4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC)*, 2006, p. 4137.
[40] M. O'Neill *et al.*, "Recent space PV concentrator advances: More robust, lighter, and easier to track," in *2015 IEEE 42nd Photovoltaic Specialist Conference (PVSC)*, pp. 1–6, 2015, http://dx.doi.org/10.1109/PVSC.2015.7356142
[41] B. R. Spence, S. F. White, and K. Schmid,