Archive of SID

دریافت مقاله: ۱۳۹۸/۰۴/۱۳
پذیرش مقاله: ۱۳۹۸/۰۷/۱۵

علمی – ترویجی

بررسی مکانیزم‌های بازشدن سازه‌های فضایی

میلاد عظیمی *، استادیار، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری

*نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، کدپستی: ۱۴۶۵۷۷۴۱۱۱

افزایش تعداد فضاپیماهای آماده پرتاب سبب نیاز به کاهش وزن، حجم و هزینه سخت‌افزارها و زیرسیستم‌های آنها شده است. همچنین، این امر سبب نیاز به کاهش وزن، حجم و هزینه سخت‌افزارها و زیرسیستم‌های آنها شده است. یکی از راهکارهای رفع این نیازمندی‌ها، استفاده از مکانیزم‌های بازشونده در سازه‌های فضایی است. ویژگی و کاربردهای استفاده از این مکانیزم‌ها با بزرگ‌تر شدن فضاپیماها افزایش می‌یابد که سبب توسعه فناوری برای سیستم‌های بزرگ‌تر نیز خواهد شد. از جمله پرکاربردترین مکانیزم‌های بازشونده فضایی می‌توان از آرایه‌های خورشیدی، آنتن‌های مخابراتی، بوم‌های گرادیان جاذبه، بادبان‌های خورشیدی نام برد. در این مقاله، انواع مکانیزم‌های حرکتی با تمرکز بر آرایه‌های خورشیدی، روش‌ها و تجهیزات باز شدن آنها پس از قرار گرفتن در مدار و مزایا و معایبشان بحث و بررسی شده است.

واژه‌های کلیدی: مکانیزم بازشونده، پنل‌های خورشیدی، سازه‌های فضایی، فضاپیما

Review of Deployment Mechanisms for Space Structures

M. Azimi*, Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology

*Corresponding Author, Postal Code: 1465774111, Tehran, IRAN

azimi.m@ari.ac.ir

Growing the number of satellites ready to be launched emphasizes the need for reduction of space hardware and subsystems cost, volume, and mass. Realizing these reductions can be implemented deploying new mechanisms for space structures. The performance benefit margin of deploying structures increases, as the size of the structure increases. Thus, it makes the technology more attractive for large-scale space systems. Examples of satellite components benefiingt from the utilization of inflatable structures including solar arrays, gravity gradient booms, communication antennas and solar sails. This paper discusses different types of deploying mechanism with their advantageous and disadvantageous focusing on solar arrays and required driven equipments after being placed in an operational orbit.

Keywords: Deployment Mechanism, Solar Panels, Space Structures, Spacecraft

www.SID.ir

Archive of SID

مقدمه

نیاز به توسعه قابلیت اطمینان در مکانیزم‌های فضایی متأثر از سابقه طولانی خرابی‌های ناشی از عملکرد نامناسب این مکانیزم‌ها در فضاپیماها و حامل‌هاست. با توجه به افزایش تقاضا در زمینه تجهیزات فضایی، فضاپیماهای بزرگ، پیچیده و انعطاف‌پذیر ظهور و پا به عرصه گذاشته‌اند. این فضاپیماها معمولاً تجهیزاتی انعطاف‌پذیر مانند صفحات خورشیدی، آنتن‌ها، بوم‌ها، بازوهای کنترل، پوشش‌ها و غیره را شامل می‌شوند. مکانیزم‌های بازشونده وظیفه تغییر پیکربندی یک فضاپیما از شرایط پرتاب تا شرایط درون‌مداری را به عهده دارند. این سازه‌ها شامل آن دسته از تجهیزاتی از فضاپیما می‌شوند که در پیکربندی درون‌مداری یا به اندازه‌ای بزرگ هستند که داخل محفظه پرتابگر جانمایی نمی‌شوند یا به حدی شکننده هستند که تحمل بارگذاری‌های شدید پرتاب را ندارند [۱]. بنابراین، این سازه‌ها به صورت جمع‌شده با قوام مناسب در زمان پرتاب آماده‌سازی و هنگام قرارگیری در مدار عملیاتی باز می‌شوند. در پایان مرحله بازشوندگی مأموریت خود را به عنوان منابع تأمین توان، اتصال، ارتباطات، محافظ و غیره برای فضاپیما آغاز می‌کنند. باید به این نکته توجه داشت که فرایند قفل‌شوندگی سازه‌های انعطاف‌پذیر ممکن است موجب ایجاد نیروها و گشتاورهای ضربه‌ای روی سیستم شود [۲] که وجود خطا در فرایند طراحی و قابلیت اطمینان می‌تواند خسارت‌های جبران‌ناپذیری را به سیستم تحمیل کند.

در مراحل اولیه مأموریت‌های فضایی، زمانی که فضاپیما هنوز به‌طور کامل باز نشده است، تغییر شکل‌های الاستیک اهمیت زیادی ندارند. بعد از اینکه اولین ماهواره ایالات متحده (کاوشگر ۱) در مأموریت خود دچار مشکل شد، بررسی اثر تغییر شکل الاستیک تجهیزات انعطاف‌پذیر روی بدنه فضاپیما اهمیت بیشتری پیدا کرد. یکی از این مشکلات اثر انعطاف‌پذیری تجهیزات روی بدنه فضاپیماها بود [۳]. همچنین، نبودن جاذبه در محیط فضا می‌تواند سبب رفتار کاملاً متفاوت این مکانیزم‌ها نسبت به شرایط محیط زمین شود. گاهی اوقات اثرات بی‌وزنی را می‌توان تا حدودی با تست‌های زمینی شبیه‌سازی کرد، اما اثرات دیگر مانند سیلان روانکارها نیز می‌باید در طراحی‌ها لحاظ شوند. محیط پرتاب، بارهای دینامیکی بی‌شماری را بر مکانیزم‌ها وارد می‌کند که می‌تواند منجر به شکست سازه‌ای، جدا شدن اتصالات و آسیب به سطوح حساس فضاپیما شود. از ملاحظات مهم دیگر که در طراحی این سازه‌ها باید به آن توجه شود، نبود بارهای گرانشی و توان الکتریکی محدود در شرایط عملیاتی است [۴].

تجهیزات مکانیزم‌های فضایی خیلی شبیه تجهیزاتی است که برای دیگر کاربردهای صنعتی استفاده می‌شود، البته با ملاحظات و نیازمندی‌های مأموریت‌های فضایی. برخی از این نیازمندی‌ها عبارتند از: نیازمندی‌های عملکرد (نیرو و گشتاورهای اعمال‌شده، سرعت، دقت و پیش‌بار)، توان و وزن (که از سمت سیستم تخصیص داده می‌شود)، نیازمندی‌های رابطی (ارتباطات مکانیکی و الکتریکی با دیگر تجهیزات)، محیط‌های عملیاتی و غیر عملیاتی (تست‌های محیطی، حمل و نقل، محل نگهداری، ارتعاشات، شوک، شرایط خلاء، تغییرات دمایی، تشعشع و تداخل‌های الکترومغناطیسی)، عمر عملیاتی و غیر عملیاتی (تعداد سیکل‌های عملیاتی و مدت زمانی که در محیط قرار دارد که انتخاب مواد، قطعات و نوع روانساز را مشخص می‌کند)، نیازمندی‌های سازه‌ای (قوام، عمر خستگی و سفتی) و نیازمندی‌های قابلیت اطمینان (که منجر به تعیین افزونگی برای این مکانیزم‌ها خواهد شد) [۵].

ساختار مقاله به این صورت دسته‌بندی شده است که بعد از بخش مقدمه، انواع سازه‌های بازشونده فضایی و مکانیزم‌های باز شدن آنها معرفی شده است، در بخش بعد مکانیزم‌های بازشونده این سازه‌ها و بیان مزایا و معایب آنها و همچنین ملاحظات طراحی این مکانیزم‌ها تحلیل و در بخش آخر مقاله به جمع‌بندی و نتیجه‌گیری شده است.

انواع سازه‌های بازشونده فضایی

سازه‌های بازشونده فضایی شامل پنل‌های خورشیدی، آرایه‌های خورشیدی نصب‌شده روی بدنه، آرایه‌های خورشیدی بازشونده، سازه‌های بادشونده، بوم‌ها، بوم با قابلیت جمع شدن، بوم‌های خرپایی بازشونده، بوم‌های تلسکوپی و آنتن‌های بازشونده می‌شود.

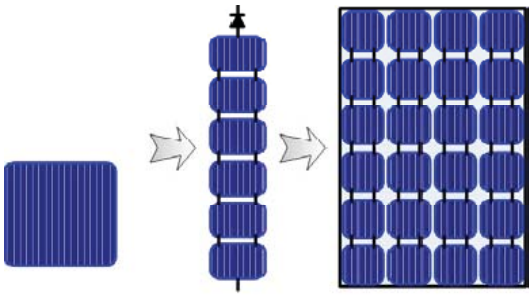
پنل‌های خورشیدی

هر پنل خورشیدی نوعی سازه انعطاف‌پذیر است که از ترکیب چند رشته[1] ساخته می‌شود که با آرایش سری یا موازی در کنار یکدیگر قرار می‌گیرند. یک رشته ترکیب سری چند سلول است که در انتهای آن، یک دیود موسوم به دیود سدکننده[2] قرار داده می‌شود تا در صورت آسیب دیدن یک یا تمام سلول‌های آن رشته‌ها، از رخ دادن پدیده‌هایی مانند سایه‌افکنی[3] (که منجر به تولید وضعیت نقطه داغ[4] در پنل می‌شود) جلوگیری و بتواند رشته مورد نظر را از بقیه پنل مجزا کند [۶] (شکل **۱**).

1. String
2. Blocking Diode
3. Shadowing
4. Hot Spot

www.SID.ir

Archive of SID

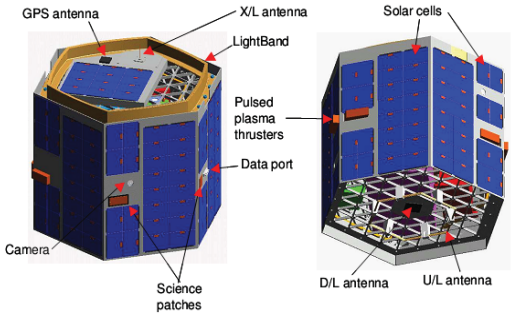


شکل ۱- اجزای یک پنل خورشیدی ساده [۷].

با توجه به وجود مصرف‌کننده‌های مختلف انرژی در داخل فضاپیما، وظیفه زیرسیستم توان در فضاپیما تنظیم و توزیع توان الکتریکی بین دیگر زیرسیستم‌هاست. زیرسیستم توان الکتریکی از سه قسمت اصلی تولید، ذخیره و توزیع انرژی الکتریکی تشکیل شده است. سلول‌های خورشیدی تولیدکننده عمده توان در ماهواره‌ها هستند، اما در برخی از مأموریت‌ها از راکتورهای اتمی هم برای تولید انرژی استفاده می‌شود. سلول‌های خورشیدی با توجه به ساختاری که دارند، نور خورشید را به انرژی الکتریکی تبدیل می‌کنند. جنس عمده این سلول‌ها از سیلیکون یا گالیوم آرسنایدِ است. در یک فضاپیما با توجه به عواملی مانند نوع مأموریت، طول دوره مأموریت و میزان انرژی مورد نیاز، از فناوری‌های مختلف برای جذب و ذخیره انرژی استفاده می‌شود. برای تولید توان الکتریکی از آرایه‌های خورشیدی و برای ذخیره‌سازی انرژی معمولاً از باطری استفاده می‌شود. یک آرایه خورشیدی خود از سه بخش سلول‌های خورشیدی، سازه آرایه و پوشش‌دهنده سلول‌ها تشکیل شده است. در بعضی از فضاپیماها پنل‌های خورشیدی روی بدنه و در بسیاری از انواع دیگر روی پنل‌هایی نصب می‌شوند که در ابتدای پرتاب بسته هستند و بعد از قرار گرفتن فضاپیما در مدار باز می‌شوند که باز شدن این پنل‌ها تأثیر بسزایی در دینامیک، کنترل وضعیت فضاپیما و تولید اغتشاشات دارد. نحوه انجام مأموریت فضاپیما بستگی به تأمین انرژی آن دارد، بنابراین، طراحی پنل‌ها به عنوان منبع جذب انرژی در فضاپیماها بسیار حساس و مهم است [۶].

آرایه‌های خورشیدی نصب‌شده روی بدنه

در گذشته معمول‌ترین روش نصب صفحات خورشیدی روی بدنه فضاپیما بوده است که بیشتر درباره فضاپیماهایی با مأموریت‌های ساده و با عمر محدود استفاده شده است که امروزه تقریباً کاربرد کمی دارد. این نوع فضاپیماها معمولاً وزن کمی دارند و در مدارهای پایین‌تر قرار می‌گیرند (شکل **۲**). مزایای استفاده از این روش، کاهش پیچیدگی‌های کنترل دما، کاهش جرم کل سازه فضاپیما و حذف مکانیزم باز و بسته کردن پنل‌هاست.



شکل ۲- نمونه آرایه‌های خورشیدی نصب‌شده روی بدنه [۷].

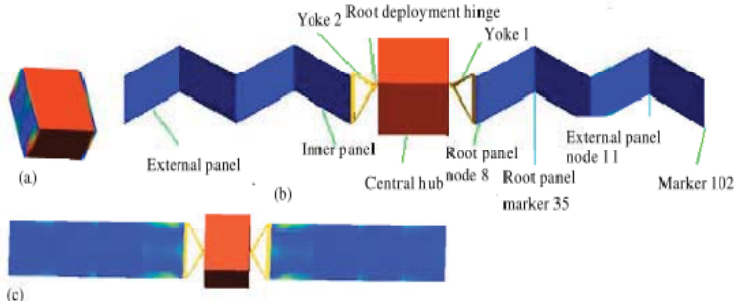
آرایه‌های خورشیدی بازشونده

این آرایه‌های خورشیدی در کنار فضاپیما قرار داده می‌شوند و به سازه اصلی آن متصل هستند و به علت محدودیت فضا در ابتدای پرتاب داخل پرتابگر قرار می‌گیرند و بعد از پرتاب و قرارگیری در مدار باز می‌شوند [۹ و ۸]. صفحات خورشیدی این نوع فضاپیماها معمولاً به صورت مجزا کنار هم قرار می‌گیرند که طریق قرارگیری و همچنین، باز و بسته شدن این صفحات به شیوه‌های مختلف انجام می‌شود که در ذیل به برخی ازآنها اشاره می‌شود:

- قرارگرفتن صفحات خورشیدی به صورت تک‌ردیفه: ساده‌ترین شکل قرارگیری صفحات به صورت تک‌ردیفه و کنارهم است که در بسیاری از فضاپیماها معمول است. باز و بسته شدن این صفحات به طراحی بدنه فضاپیما و مکانیزم حرکتی صفحات بستگی دارد. برای مثال در یک روش، صفحات روی یکدیگر قرار می‌گیرند و سپس با حرکت هر صفحه و قفل شدن، صفحه بعدی نیز باز خواهد شد و کنار آن قرار می‌گیرد تا اینکه به ترتیب تمام صفحات باز شوند. در روش دیگر ممکن است همه صفحات با حرکت زاویه‌ای و انتقالی هر صفحه نسبت به صفحه دیگر و به صورت هم‌زمان باز شوند که در شکل **۳** نشان داده شده است.
- صفحات خورشیدی به صورت چندردیفه: در این نوع مکانیزم، صفحات خورشیدی به صورت نصب روی اضلاع یکدیگر یا چندردیفه قرار می‌گیرند. شیوه‌های مختلفی برای حرکت این صفحات طراحی می‌شود، برای مثال در شکل **۴** هر دو حالت صفحات خورشیدی شامل ۱۵ پانل مستطیل شکل است به طوری که صفحات حول محورهایی حرکت می‌کنند که روی اضلاع صفحات وسطی در نظر گرفته شده‌اند. چرخش صفحات کناری حول صفحه مرکزی انجام می‌شود، لولاهای نصب‌شده در لبه‌های کناری صفحات با نیروی محرکه الکتریکی عمل چرخش را انجام می‌دهند. در شکل **۵** شیوه‌های مختلف حرکت صفحات جانبی نشان داده شده است.

www.SID.ir

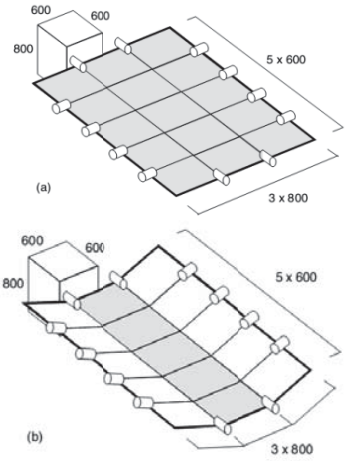
Archive of SID



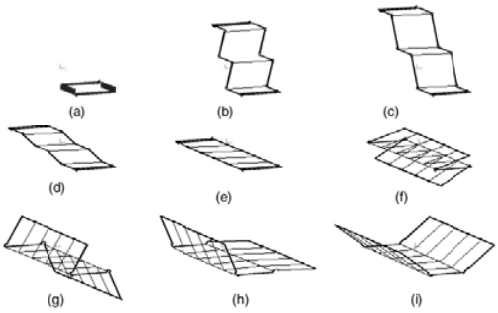
شکل ۳- باز شدن صفحات خورشیدی به صورت تک‌ردیف [۱۰].

جدول ۱- مزایا و معایب استفاده از انواع آرایه‌های خورشیدی.

پارامتر	رشته‌های بدنه‌ای	رشته‌های گسترده
فضای آزاد مورد نیاز در محفظه پرتابگر	کم	متوسط
امکان ایجاد فضاهای باز (پنجره‌های باز) روی بدنه فضاپیما	مشکل	آسان
امکان نصب و جابه‌جایی رشته‌ها در فضاپیما	کمی مشکل	آسان
امکان کنترل دما	آسان	زیاد آسان نیست
امکان پیش‌بینی و محاسبه میزان سایه‌انداز روی رشته‌ها	آسان	زیاد آسان نیست
میزان سطح مقطع مفید رشته‌ها (در جهت تابش خورشید)	۳۰-۲۵ درصد کل سطح سلول‌ها	۱۰۰ درصد کل سطح
حداکثر توان ممکن ماهواره برای پرتاب‌کننده مشخص	محدود	نامحدود
قابلیت تغییرپذیری در طراحی	کم	بیشتر
وزن بر واحد توان	زیاد (۴-۳ برابر)	کم
هزینه بر واحد توان	زیاد (۳-۲ برابر)	کم



شکل ۳- بازشدن صفحات خورشیدی به صورت چندردیفه [۱۰].



شکل ۴- شیوه‌های مختلف حرکت صفحات جانبی پنل خورشیدی [۱۰].

مزایای استفاده از این روش (آرایه‌های بازشونده) عبارتند از: ایجاد فضای مورد نیاز بیشتر در محفظه پرتابگر در مقایسه با انواع دیگر، سهولت ایجاد فضای آزاد روی بدنه فضاپیما، سهولت امکان نصب، مکان‌یابی و جانمایی مناسب در فضاپیما، استفاده از حداکثر توان ممکن برای فضاپیما، افزایش میزان سطح مقطع مفید پنل‌ها در جهت تابش خورشید به ۱۰۰٪ کل سطح سلول‌ها، کاهش وزن در مقایسه با توان ایجادشده، کاهش هزینه در مقایسه با توان ایجادشده. مزایا و معایب هریک از روش‌های یادشده در جدول **۱** فهرست شده است.

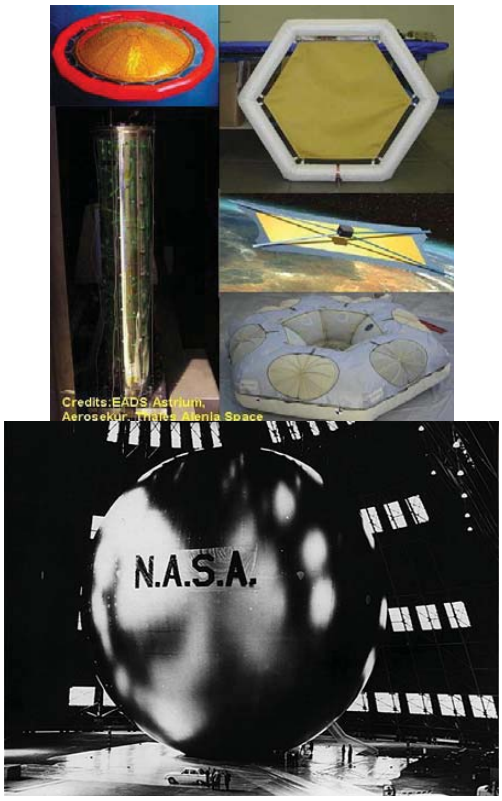
سازه‌های بادشونده

در آغاز عصر فضا تنها بالون‌های اکو ۱ و ۲ در سال‌های ۱۹۶۰-۱۹۶۴ در ردیف سازه‌های بادشونده قرار داشتند. پس از آن، تاکنون سازه‌های بادشونده یا در تصور باقی ماندند یا به عنوان اهداف تمرینی موشک‌ها استفاده شده‌اند. در بیشتر مواقع به‌کارگیری سازه‌های بادشونده می‌توانست سبب کاهش هزینه و وزن شود، اما مدیران پروژه‌ها به دلیل عدم تأیید عملکرد سازه‌های بادشونده در فضا از آنها استفاده نمی‌کردند. اما، تا چند سال آینده این سازه‌ها فرصت زیادی را برای اثبات توانایی‌های خود در فضا خواهند داشت و ممکن است به‌عنوان یکی از قسمت‌های مهم در طراحی فضاپیماها استفاده شود. از جمله

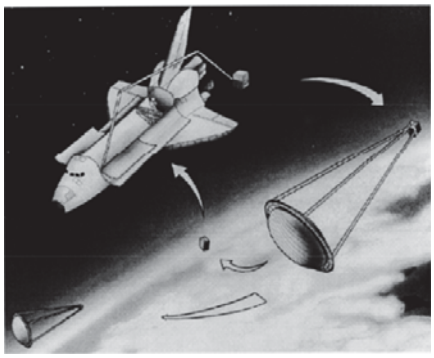
www.SID.ir

Archive of SID

کاربردهای سازه‌های باد شونده می‌توان به باز کردن و نگه داشتن پانل‌های خورشیدی، پیمایش سیاره‌ای، پوشش (محافظ) تلسکوپ‌های فضایی، ایستگاه‌های تحت فشار برای سکونت در فضا یا سطح سیارات، ترانس‌هاب (در ماژول اقامت فضانوردان ایستگاه فضایی بین‌المللی)، بادبان‌های خورشیدی بسیار سبک به منظور استفاده از فشار فوتون‌های نور خورشید، بالن‌هایی برای انجام عملیات در اتمسفر سیارات (مانند بالن فرانسوی که در سیاره زهره به عنوان قسمتی از مأموریت‌های وگا ۱ و ۲ اتحاد جماهیر شوروی سابق آزمایش‌هایی را برای جمع‌آوری اطلاعات انجام داد و استفاده از آنها به عنوان آنتن‌های انعکاسی) اشاره کرد (شکل **۶**) [۱۳-۱۱].



شکل ۶- انواع سازه‌های باد شونده [۱۴].



شکل ۷- آنتن با سازه بادشونده [۱۵].

از مشکلات این سازه‌ها می‌توان به نشتی‌های ناشی از نقص‌های مکانیکی در صورت برخورد شهاب سنگ‌ها یا زباله‌های فضایی بسیار کوچک، تغییر خواص مواد بر اثر قرار گرفتن طولانی‌مدت در فضا، باز شدن نامناسب، ایجاد نقص و بهم ریختگی بر اثر گیر کردن بادشونده به وسایل فضاپیما یا به خود و خروج فضاپیما از محدوده کنترل‌شده به واسطه نیروهای عکس‌العملی تولیدشده هنگام به هم‌ریختگی سازه بادشونده حین باز شدن اشاره کرد (شکل **۷**).

بوم‌ها

با توجه به تحقیقات، می‌توان شمار زیادی از بوم‌ها را انتخاب کرد که تنوع آنها بستگی به وزن، سختی، سرعت بازشوندگی و پیچیدگی‌های دیگری با توجه به مأموریت دارد [۱۷-۱۶]. رایج‌ترین نوع مکانیزم در این سازه‌ها، بوم‌هایی لولایی هستند که از حالت جمع‌شده به حالت بازشده کامل قرار می‌گیرند.

چهار نوع اصلی بوم وجود دارد: بوم‌های لولایی، بوم‌های با المان حالت بازشونده بادبانی‌شکل، بوم‌ها با خرپاهای بازشونده و بوم‌های تلسکوپی. خصوصیات بیشتر بوم‌های بازشونده عبارتند از: ۱- سختی هنگام باز شدن زیاد و نیازمند دقت و پایداری بالا، ۲- دارای حساسیت کم به گرادیان‌های حرارتی برای به حداقل رساندن انحراف حرارتی و خطاهای ناشی از آن، ۳- نرخ بالای گسترش طول ثانویه نسبت به طول جمع‌شده اولیه، ۴- نسبت طول به وزن بالا برای به حداقل رساندن وزن، ۵- دارای پیچیدگی کم برای به حداکثر رساندن قابلیت اطمینان، ۶- قابلیت استقرار در یک محیط با شرایط جاذبه طبیعی به منظور سهولت در فرایند تست. بسته به نوع کاربرد، ملاحظات شامل توانایی جمع شدن، سرعت باز شدن و گسترش سریع و توانایی تأمین نیروی لازم در طول زمان باز شدن هستند. در ادامه درباره چگونگی باز شدن سه نوع بوم بحث می‌شود.

بوم با قابلیت جمع شدن

المان بوم با قابلیت جمع‌شوندگی (شکل **۸**) در اصل به شکل نوارهای کارپنتر [5] است. از این سازه‌ها ممکن است به شکل یک یا چند المان کارپنتر یا به شکل قطعات متقاطع به شکل C و S یا O شکل در طرح‌های گسترش و بازشده استفاده کرد.

تعدادی از انواع بوم‌های جمع‌شونده مانند بوم با اعضای لوله‌ای‌شکل با قابلیت جمع‌شوندگی (STEM) یا بوم از نوع بایسینوسی [6] مجهز به موتور برای باز شدن (کنترل بازشوندگی) هستند. این نوع بوم‌ها اغلب می‌توانند نیروی چشمگیری را در طول فرایند باز شدن فراهم کنند و به عنوان محرک برای

5. Carpenter
6. B-sinusoildal

www.SID.ir

Archive of SID

دستگاه‌های دیگر استفاده شوند. برای مثال BI–STEM به قطر ۵۱mm به اندازه ۴۵۰N نیرو برای گسترش فراهم می‌کند. مزیت استفاده از این بوم‌ها حالت خودبازشوندگی آنهاست که توسط موتورهایی حالت بازگشت‌پذیر نیز دارند. بوم‌ها با قابلیت جمع شدن نسبت به انواع دیگر نسبت به تغییرات دمایی حساس‌تر هستند. سفتی آنها نیز به مقدار زیادی به نوع بوم جمع‌شونده بستگی دارد.

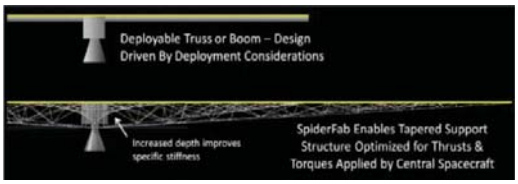
شکل ۸- المان بوم O شکل با قابلیت جمع‌شوندگی [۱۸].

بوم‌های خرپایی بازشونده

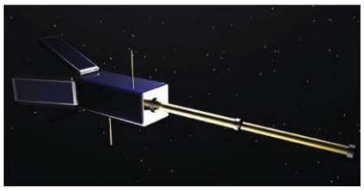
این بوم‌ها شامل المان‌های خرپایی هستند که قابلیت گسترده شدن دارند. آنها می‌توانند جمع شوند یا در یک لحظه سبب باز شدن سازه شوند. بیشترین استفاده از این سیستم‌ها در دکل‌های پیوسته لانگرون[7] یا سازه‌های حلقه‌ای یا دکل‌هایی است که با توجه به انرژی کرنش لانگرون‌های پیوسته دارای سفتی بالایی هستند. انواع دیگر دکل‌های مفصلی متشکل از لینک‌های صلب هستند که در جای خود در حالت گسترده محکم شده‌اند. شکل خرپاها را می‌توان طوری طراحی کرد که نسبت به تغییرات دمایی حساس نباشند. آنها می‌توانند بعد از باز شدن کامل و به صورت بسیار محکم استحکام خوبی در سازه فراهم کنند و نسبت طول به جمع‌شوندگی بسیار عالی دارند. در سازه لانگرون به هم پیوسته به دلیل توانایی این سازه در حلقه شدن، سفتی کل سازه محدود می‌شود.

بوم‌های تلسکوپی

بوم‌های تلسکوپی از تعدادی سیلندر متحدالمرکز یا لوله‌ای تشکیل شده‌اند که به تدریج قطر آنها به سمت داخل کاهش می‌یابد. حرکت قسمت‌های بوم‌ها طوری است که با برگشت به قسمت عقب، اجزاء به حالت داخل هم و بسته در می‌آیند. چرخش قسمت‌های مختلف به وسیله فنرها، موتورها یا روش‌های دیگر مشابه باز شدن آنتن رادیو اتومبیل است. برای به حداقل رساندن لقی و خلاصی و افزایش صلبیت نیاز است که بوم دارای همپوشانی محوری بین بخش‌ها و خلاصی شعاعی لوله‌ها باشد. با این حال همپوشانی محوری، نسبت طول گسترش‌یافته به طول اولیه را کاهش می‌دهد و خلاصی شعاعی نیز می‌تواند موجب بروز اصطکاک مخرب در سیستم حرکتی بوم شود. برای جلوگیری از این مشکلات می‌توان برای قفل کردن المان‌های بوم پس از باز شدن و اعمال پیش‌بار اولیه از قفل‌کننده‌هایی استفاده کرد تا اثرات ناشی از همپوشانی را به حداقل رساند (شکل **۹**).



سازه خرپایی شکل



بوم تلسکوپی

شکل ۹- سازه خرپایی‌شکل [۱۹] و بوم تلسکوپی [۲۰].

اگر نیاز باشد که بوم تلسکوپی دوباره جمع شود باید طراحی طوری انجام شود که قفل‌کننده‌ها هنگام انقباض و جمع شدن، بوم را رها کنند. بوم‌های تلسکوپی کوتاه را می‌توان توسط فنرهای مارپیچ فشرده باز کرد و طول آن را افزایش داد. بوم‌های بلندتر را می‌توان توسط STEM به حرکت در آورد که توسط موتور الکتریکی کار می‌کنند. مزایا و معایب بوم های بادشونده و قابل گسترش در جدول **۲** و **۳** ارائه شده است.

جدول ۲- مزایا و معایب بوم‌های قابل گسترش [۲۱].

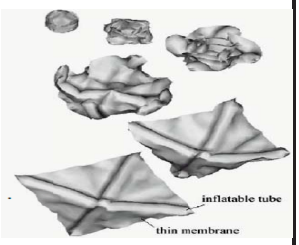
	مزایا	معایب
	مناسب برای آرایه‌های خورشیدی بزرگ	پیچیدگی
	ذخیره فضای زیاد در حالت جمع‌شده	غیر قابل برگشت
	سفتی کامل حین باز شدن	نیازمند توان مضاعف حین باز شدن
	شامل راه‌حلی برای راهنمایی	مشکل استفاده در مفصل‌دار
		خطر ایجاد ترک

7. Longeron

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۳- مزایا و معایب بوم‌های بادشونده [۲۲].

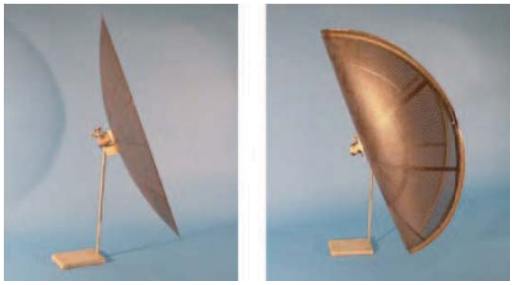
	مزایا	معایب
	امکان به‌کارگیری آرایه‌های خورشیدی بزرگ	نیاز به مخزن گاز
	فضای کم در حالت فشرده	مشکل در به‌کارگیری با مفصل‌بندی
	تعداد کم قطعات مکانیکی	رفتار باز شدن غیرقابل پیش‌بینی
		امکان کاهش فشار با تأثیرات محیطی

آنتن‌های بازشونده

آنتن‌های فضاپیماها معمولاً تقارن محوری دارند. تمام گونه‌های مطرح در مکانیزم‌های فضایی مانند مکانیزم‌های صلب، سیستم‌های تنسگریتی [۸]، سیستم‌های کابلی، سازه‌های بادشونده و دیگر پیکربندی‌های انعطاف‌پذیر برای آنتن‌ها به‌کار برده می‌شوند. ابعاد یک آنتن نقش مهمی را در انتخاب نوع مکانیزم بازشدن آن بازی می‌کند [۲۳]. به طور کلی سه نوع مختلف از آنتن‌های بازشونده وجود دارد: آنتن‌های مش‌بندی‌شده، آنتن‌های با سطوح صلب و آنتن‌های بادشونده [۲۴]. آنتن‌های مش‌بندی‌شده بادشونده در کلاس سطوح قابل پیچش بازتابنده قرار می‌گیرند که دارای عیب دقت سطح هستند. همچنین، آنتن‌های مش‌بندی‌شده ساختار ناپیوسته‌ای دارند و می‌توانند فرکانس‌های رادیویی تا GHz ۴۰ را بازتاب دهند [۲۵]. این آنتن‌ها معمولاً شبیه به چترند. ریب‌های آن معمولاً به یک هاب لولا شده است (شکل **۱۰**).

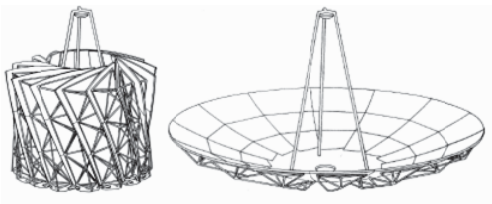
شکل ۱۰- آنتن چتری شکل باند Ka [۲۶].

همچنین، می‌توان از خرپاها برای نگهداری آنتن‌های مش‌بندی‌شده استفاده کرد [۲۹-۲۷]. خرپاها نیز سازه‌های بازشونده‌ای هستند که می‌توان آنها را در دسته سیستم‌های صلب یا کابلی به حساب آورد. بعضی از آنتن‌های مش‌بندی‌شده هیچ المان صلبی ندارند و فقط به واسطه المان‌های الاستیک باز می‌شوند (شکل **۱۱**).



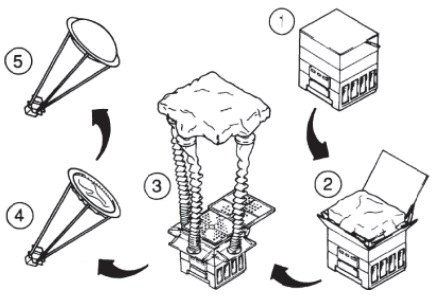
شکل ۱۱- آنتن مش‌بندی با ساختار الاستیک [۳۰].

برای دقت‌های بالای سطح، آنتن‌های با سطوح صلب ترجیح داده می‌شوند. این آنتن‌ها معمولاً به‌صورت گل باز می‌شوند. به واسطهٔ اتصالات صلب یک درجه آزادی برای هر گلبرگ که به صورت شعاعی و متقارن نصب شده‌اند باز شدن انجام می‌شود یا اینکه گلبرگ‌ها به‌سادگی توسط لولا یا اتصالات کروی به هاب متصل می‌شوند (شکل **۱۲**). تعداد بی‌شماری از مکانیزم‌های بازشدن آنتن‌ها به صورت شعاعی را می‌توان در مراجع [۳۲, ۳۱] مشاهده کرد.



شکل ۱۲- آنتن دورنیر [۳۳] .

برای آنتن‌های بادشونده انتخاب نوع ماده در طراحی بسیار مهم است. آنتن‌های بادشونده می‌توانند گین‌های بالاتری نسبت به آنتن‌های پچ یا مونوپل داشته باشند و می‌توانند در یک پیکربندی تجمیع شوند که فضای کمتری نسبت نمونه‌های مشابه اشغال می‌کند (شکل **۱۳**).



شکل ۱۳- آنتن بادشونده [۳۴].

8. Tensegrity

www.SID.ir

Archive of SID

مکانیزم‌های بازشدن سازه‌های فضایی

این بخش به سه قسمت تقسیم شده است: مکانیزم‌های محرک، مکانیزم‌های راهنما و مکانیزم‌های مفصل‌بندی [۹]. در قسمت مکانیزم‌های محرک، عملگرها به دو دسته چرخشی و خطی تقسیم می‌شوند [۳۵]. برخلاف مکانیزم‌های چرخشی، مکانیزم‌های خطی از حرکتی بهره می‌برند که انتقالی است. مکانیزم‌های محرک یا فعال‌ساز باید قابلیت اطمینان بالایی داشته باشند، زیرا اولین و مهم‌ترین بخش باز شدن سازه‌ها هستند و شکست آنها به شکست کل فرایند توسعه و احتمالاً فضاپیما منجر خواهد شد. در نتیجه، مکانیزم‌های معرفی‌شده برای افزایش قابلیت اطمینان شامل افزونگی [۱۰] خواهند بود.

مکانیزم‌های محرک

مکانیزم‌های محرک شامل فنرهای حلقوی، اتصالات انعطاف پذیر، آلیاژهای حافظه‌دار، فنرهای پیچشی، فنرهای مارپیچ، موتور الکتریکی، فنرهای میله‌پیچشی است.

فنرهای حلقوی

به علت قیود اندازه، فنرهای کوچک به مقدار گسترده‌ای در فضاپیماهای کوچک برای باز کردن پنل‌های خورشیدی استفاده می‌شوند. بعد از آزاد شدن، فنرها یک سرعت اولیه ایجاد می‌کنند. بعد از آن حرکت پنل کنترل نشده است، زیرا میرایی در موقعیت نهایی پنل با استفاده از فنر به تنهایی به دست نمی‌آید. کاربرد دیگر استفاده از فنرهای حلقوی برای تبدیل حرکت خطی به حرکت زاویه‌ای است.

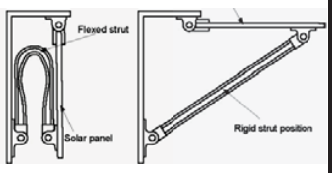
جدول ۴- مزایا و معایب فنرهای حلقوی.

مزایا	معایب
قابل استفاده در جهات محوری و شعاعی	نیروی اعمال‌شده سریع تنها در ابتدای فرایند
محدود شدن گشتاور اعمال‌شده تنها توسط بازوی اهرم	نیاز به فضای زیاد در حالت شعاعی
قابل استفاده هنگام انقباض پنل	نیاز به راهنما (تمایل به کمانش)
امکان قرارگیری بخشی از آن درون ماهواره	قفل نکردن پنل در انتها
امکان ترکیب با روش‌های دیگر	محدود بودن به پنل‌های صلب

اتصالات انعطاف‌پذیر

این اتصالات به صورت گسترده‌ای در سیستم‌های فضایی برای باز شدن و قفل کردن به کار می‌روند [۳۶]. برای مثال، ماهواره موو[11] دو پنل قابل باز شدن دارد که با اتصالات انعطاف‌پذیر به هم وصل شده‌اند و شامل چهار نوار انعطاف‌پذیر صلیبی می‌شود که راهنمایی و انرژی فعال‌سازی برای فرایند باز شدن را به‌صورت بهینه از نظر فضای اشغال‌شده فراهم می‌کند. بعد از رسیدن به موقعیت نهایی حرکت با اصطکاک اتصالات میرا می‌شود. نوع دوم پایه‌های انعطاف‌پذیر است که به عنوان مکانیزم فعال‌سازی استفاده می‌شوند بعد از اینکه پنل‌های خورشیدی تا زاویه ۴۵ درجه باز شدند. آنها پنل‌ها را در موقعیت نهایی نیز قفل می‌کنند [۳۷]. مزایا و معایب اتصلات انعطاف‌پذیر در جدول **۵** آمده است.

جدول ۵- مزایا و معایب اتصالات انعطاف‌پذیر.



مزایا	معایب
قفل پنل‌ها در موقعیت نهایی	مشکل انقباض
فضای اندک مورد نیاز	زاویه قابل تنظیم تنها با خمش نوار
عمل‌کردن به‌عنوان لولا	مشکل میرایی در موقعیت نهایی
قابلیت اطمینان بالا	محدود به پنل‌های صلب
گشتاور باز شدن اندک	

آلیاژهای حافظه‌دار

این آلیاژها در شاخه‌های مختلفی از جمله هوافضا استفاده می‌شوند. تغییر شکل‌های حاصل‌شده توسط این مکانیزم‌ها یک یا چند برابر تغییر شکل‌های ناشی از دمای فلزات معمول است. بسته به اندازه تغییر شکل که درون ناحیه الاستیک قرار گیرد، عمر خستگی می‌تواند به $۱۰^{۷}$ سیکل برسد. در غیراین صورت تعداد سیکل‌ها می‌تواند به چند هزار کاهش یابد. مزایا و معایب آلیاژهای حافظه‌دار در جدول **۶** آمده است.

9. Articulation
10. Redundancy
11. MOVE

www.SID.ir

Archive of SID

جدول۶- مزایا و معایب آلیاژهای حافظه‌دار.

مزایا	معایب
قابل استفاده برای انقباض	آموزش مورد نیاز برای انقباض
نسبت کار به حجم بالا	تریگر [۱۲] خارجی مورد نیاز
قابلیت مفصل‌بندی	فقط دو موقعیت در دسترس بسته به فرکانس فعالسازی
	ریسک فراموشی در صورت نگهداری در یک موقعیت به مدت طولانی

فنرهای پیچشی

فنرهای پیچشی اجزای معمول لولاها هستند. همچنین، آنها برای مکانیزم باز شدن برای مأموریت نت لندر [۱۳] آژانس فضایی اروپا استفاده شدند. یک مکانیزم خاص دیگر که از فنرهای پیچشی استفاده کرده است در مرجع [۳۸] معرفی شده است. حرکت القاشده توسط فنر به وسیله مجموعه‌ای از فنرهای بشقابی بر عکس میرا می‌شود. هنگام به‌کارگیری با لولاها، فنرهای فشاری، یک مکانیزم قابل اطمینان و بهینه از نظر حجم فراهم می‌کنند. مزایا و معایب فنرهای پیچشی در جدول **۷** آمده است.

جدول ۷- مزایا و معایب فنرهای پیچشی.

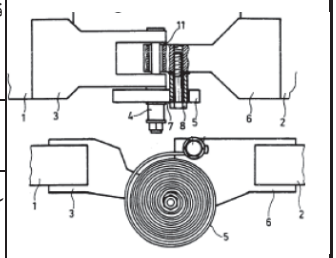
مزایا	معایب
قابل به‌کارگیری با مکانیزم میرایی	مقاومت مکانیکی کم برای بکارگیری به عنوان لولا
فضای اندک	گشتاور اندک
اندازه شعاعی کم	نیروی کم باقیمانده در انتهای باز شدن
کاهش شتاب در رسیدن به موقعیت نهایی	موقعیت نهایی تعریف نشده

فنرهای مارپیچ

این فنرها در حرکت پنل‌های خورشیدی به عنوان طرح جدید معرفی شده‌اند، مانند آنچه در شکل زیر نشان داده شده است. در کاربردهای دیگر به عنوان مکانیزم پشتیبان موتورهای الکتریکی برای باز کردن پوسته خارجی فضاپیما استفاده شده‌اند. اما به علت گشتاور کم نمی‌توانند پنل را از بالا به پایین (برای مثال در یک موقعیت فرود) باز کنند. مزایا و معایب فنرهای مارپیچ در جدول **۸** آمده است.

12 Trigger
13. Net Lander

جدول ۸- مزایا و معایب فنرهای مارپیچ [۳۹].

	مزایا	معایب
	قابل به‌کارگیری با آلیاژهای حافظه‌دار	ضعیف در به‌کارگیری به عنوان لولا
	قابل به‌کارگیری با نوارهای دو فلز	گشتاور کم
	تولید گشتاور مستقیم	فضای زیاد مورد نیاز
	کاهش شتاب در موقعیت نهایی	موقعیت نهایی تعریف‌نشده
	قابل به‌کارگیری با مکانیزم میرایی	مشکل نصب به پنل
	خصوصیات خطی	

موتور الکتریکی

موتورهای الکتریکی دورانی وقتی استفاده می‌شوند که به گشتاور زیاد، دقت زیاد یا طرح انعطاف‌پذیری برای باز شدن نیاز باشد. در حالت اول، برای تبدیل سرعت دوران زیاد به گشتاور به چرخ‌دنده نیاز است. این نیاز می‌تواند با چرخ‌دنده‌های خورشیدی یا با طناب رفع شود. از طرف دیگر، موتورهای خطی می‌توانند برخی از این خصوصیات را با حجم بسیار کم فراهم کنند. مزایا و معایب موتورهای الکتریکی در جدول **۹** آمده است.

جدول ۹- مزایا و معایب موتورهای الکتریکی.

مزایا	معایب
قابل برگشت	نیازمند انرژی مضاعف
امکان استفاده از طراح‌های بازشدن پیچیده	نیازمند مدارهای کنترل اضافی
دقت بالا	نیاز به چرخ‌دنده
قابلیت قفل شدن در هر موقعیتی	در حالت خطی نیازمند تبدیل برای حرکت دورانی
بدون نیاز به مکانیزم آزاد کردن	نصب مشکل در پنل (مدل خطی)

فنرهای میله‌پیچشی

این فنرها یک مکانیزم بهینه از نظر فضای اشغال‌شده هستند که می‌توانند با آلیاژهای حافظه‌دار به کار روند. یک انتهای این فنرها به پنل متصل و انتهای دیگر به بدنه فضاپیما وصل می‌شود. مزایا و معایب فنرهای میله پیچشی در جدول **۱۰** آمده است.

www.SID.ir

Archive of SID

جدول ۱۰- مزایا و معایب فنرهای میله پیچشی.

مزایا	معایب
قابل به‌کارگیری با آلیاژهای حافظه‌دار	نیروی کم باقی‌مانده در انتهای باز شدن
فضای کم	موقعیت نهایی تعریف‌نشده
قابل استفاده برای مفصل‌بندی	توانایی محدود در نیروهای برشی
تولید گشتاور مستقیم	تنش‌های بالا در ماده

مکانیزم‌های راهنما برای باز شدن

در این بخش به معرفی و بررسی انواع مکانیزم‌های راهنما برای باز شدن پرداخته می‌شود.

باز شدن چرخشی

این مکانیزم بخشی از برنامه فناوری فضای-۸ [۱۴] ناسا بود که برای فضاپیمای اوریون [۱۵] نیز پیشنهاد شده بود. بعد از آزاد شدن مهار، مجموعه پنل‌های خورشیدی ۹۰ درجه از فضاپیما زاویه می‌گیرد. پس از آن، آرایه با استفاده از کابل محرک به وسیله موتور باز می‌شود که به پنل لولا متصل و به دور پولی موتور پیچیده شده است. این حرکت ادامه می‌یابد تا زمانی که لولا به موقعیت نهایی در ۳۶۰ درجه نزدیک می‌شود. آنگاه یک فنر پیش‌بارشده پنل را محکم و در جای خود قفل می‌کند. مزایا و معایب مکانیزم‌های چرخشی در جدول **۱۱** آمده است.

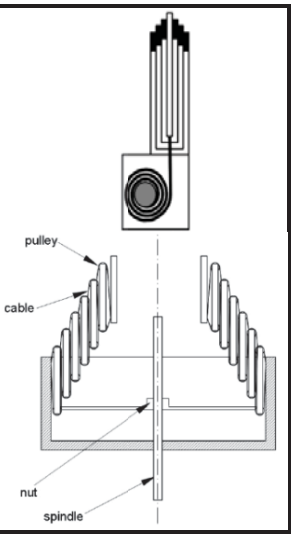
جدول ۱۱- مزایا و معایب مکانیزم‌های چرخشی.

مزایا	معایب
فضای کم مور نیاز در حالت جمع‌شده	فرایند پیچیده باز شدن
نسبت توان به جرم بالا	نیاز به موتور الکتریکی
قابل استفاده برای مفصل‌بندی	اعمال گشتاورهای اضافی به فضاپیما
مناسب برای سلول‌های خورشیدی صلب و لایه نازک	فضای مورد نیاز بالا

سیلندر تلسکوپی

این روش در مأموریت شاتل فضایی اس تی اس - ۴۶ [۱۶] طی آزمایش ماهواره با کابل کششی عملی شد. در این آزمایش، ماهواره در فاصله ۲۵۶ متری باز شد. این مکانیزم از یک سیلندر تلسکوپی شامل ۷ سیلندر مختلف با قطر ۵۰ - ۱۲۰میلی‌متر و طول ۴۰۰ میلی‌متر تشکیل می‌شد. باز شدن تمام سیلندرها هم‌زمان انجام شد. در حالی که بزرگ‌ترین آنها توسط یک محرک اسپیندل الکتریکی حرکت داده می‌شد، کوچک‌ترها با یک مکانیزم طناب کشیده می‌شدند (جدول **۱۲**).

جدول ۱۲- مزایا و معایب مکانیزم سیلندر تلسکوپی [۴۰].



مزایا	معایب
راهنمایی خوب و دقیق فرایند باز شدن	فضای زیاد مورد نیاز در جهت محوری
می‌تواند با استفاده از یک مکانیزم فعال‌ساز استفاده شود	مشکل در به‌کارگیری با مفصل‌بندی
قابل برگشت	
مناسب برای سلول‌های خورشیدی صلب و لایه نازک	

راهنمای مکانیکی

راهنماهای مکانیکی به طور گسترده‌ای در کاربردهای فضایی استفاده می‌شوند. شکل زیر یک مکانیزم باز شدن سپر گرمایی کپسول بازگشت‌پذیر را برای برم-ست-۲ [۱۷] را نشان می‌دهد. این مکانیزم از یک محرک اسپیندل برای چرخاندن بخش میانی استفاده می‌کند. با اصلاحات جزئی می‌تواند برای پنل‌های خورشیدی هم به کار گرفته شود. به علاوه، می‌تواند مکانیزم باز شدن را در هر زمانی متوقف کند یعنی می‌تواند با مفصل‌بندی هم استفاده شود.

جدول ۱۳- مزایا و معایب استفاده از راهنمای مکانیکی [۴۱].

مزایا	معایب
راهنمای دقیق و خوب	نیاز به اجزای زیاد
شامل میرایی در انتهای فرایند	مناسب برای فقط یک پنل
قابل برگشت	مشکل روانکاری
شامل مکانیزم مفصل‌بندی	مناسب تنها برای سلول‌های خوشیدی صلب
فرایند قابل پیش‌بینی	

14. SPACE-8
15. ORION
16. STS-46
17. BREM-SAT-2

www.SID.ir

Archive of SID

کابل کشنده

مؤسسه تکنولوژی توکیو در ماهواره کیوت– ۱.۷[18] از یک کابل با ضخامت ۰/۱ میلی‌متر و طول ۱۰ متر برای کنترل بیرون راندن یک پنل خورشیدی استفاده کرد که برای تولید انرژی به کار برده نشد، بلکه کاربرد آن برای افزایش اصطکاک جوی ماهواره و برای افزایش نرخ کاهش مداری بود. پنل با استفاده از فنر حلقوی متصل به کف ماهواره شتاب می‌گرفت. در این مکانیزم به علت سرعت کم ۳۰ سانتی‌متر بر ثانیه، میرایی قابل صرف نظرکردن است.

جدول ۱۴– مزایا و معایب استفاده از کابل کشنده [۴۲].

مزایا	معایب
حجم و جرم مناسب	راهنمایی غیردقیق
امکان ایجاد فاصله زیاد از ماهواره	بدون میرایی
استفاده به عنوان یک منبع توان اضافی	بدون مفصل‌بندی
	متمایل به نیروهای برشی
	افزایش اصطکاک جوی

بوم‌های قیچی‌شکل (پانتوگراف)

این مکانیزم تنها برای پنل‌های خورشیدی لایه نازک مناسب است. این مکانیزم مشابه مکانیزم باز کردن کرکره‌هاست [۴۳]. در این مکانیزم، یک طناب به یک میله با بیشترین فاصله از ماهواره متصل است. یک موتور الکتریکی در ماهواره یک غلتک را برای جمع کردن طناب حرکت می‌دهد. این حرکت در دو لبه پنل خورشیدی انجام می‌شود که می‌تواند با مقداری اصلاحات برای پنل‌های صلب هم استفاده شود.

جدول ۱۵– مزایا و معایب استفاده از بوم قیچی‌شکل.

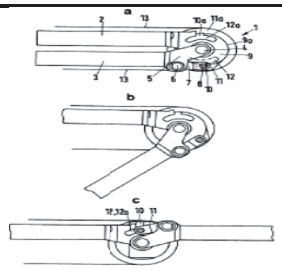
مزایا	معایب
مهار آسان	مناسب برای تنها پنل‌های لایه نازک
	حداکثر فاصله محدود به طول بوم‌ها
	غیر قابل برگشت
	حجم و جرم زیاد

18. CUTE-1.7

همگام‌سازی با مکانیزم‌های طناب

در شکل زیر مکانیزمی نشان داده شده است که از یک محرک کششی بهره می‌برد. در انتهای فرایند باز شدن، اتصال قطع می‌شود. زاویه پنل خورشیدی را می‌توان با استفاده از موتور متصل به شفت لولا تنظیم کرد. تنظیم ارتفاع را نیز می‌توان به دیگر پنل‌ها با استفاده از محرک کششی انتقال داد و موقعیت نهایی را می‌توان به دلخواه با موقعیت شیار تنظیم کرد. فرایند کامل شده باز شدن در شکل زیر نشان داده شده است.

جدول ۱۶– مزایا و معایب استفاده از مکانیزم طناب [۴۴].



مزایا	معایب
قابل به‌کارگیری با مکانیزم مفصل‌بندی‌شده	اجزای زیاد
مناسب برای آرایه‌های خورشیدی بزرگ	حجم زیاد مورد نیاز
قفل شدن در موقعیت نهایی	غیر قابل بازگشت
راهنمایی خوب فرایند باز شدن	زاویه مفصل محدود

مکانیزم فعال‌سازی برای مفصل‌بندی

مکانیزم فعال‌سازی برای مفصل‌بندی توسط موتورهای پیزوالکتریک، پارافینی با بادامک، نوارهای دوفلزی، مکانیزم جابه جایی خطی و موتورهای پله‌ای انجام می شود.

موتورهای پیزوالکتریک

موتورهای پیزوالکتریک ابعاد بسیار کوچکی حدود چند میلی‌متر دارند. از آنجایی که این موتورها، موتورهای خطی هستند باید تبدیل حرکت خطی به چرخشی در طراحی در نظر گرفته شود. برای این کار می‌توان از بادامک‌ها استفاده کرد که با یک اتصال مستقیم به پنل خورشیدی وصل می‌شوند. حداکثر مصرف توان در این مکانیزم حدود ۲ وات است.

جدول ۱۷– مزایا و معایب استفاده از موتورهای پیزو الکتریک.

مزایا	معایب
فضای بهینه	نیاز به تبدیل حرکت خطی به دورانی
عدم نیاز به توان برای قفل کردن	نیاز به درایور اضافه
دقت بالای موقعیت‌یابی	محدوده دمایی اندک
	نیاز به ساخت مستقل درایورها برای مناسب بودن حجم

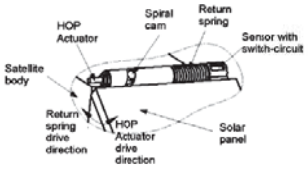
www.SID.ir

Archive of SID

موتورهای پارافینی با بادامک

در این مکانیزم از انبساط پارافین برای حرکت دادن یک عملگر مکانیکی استفاده می‌شود. این مکانیزم‌ها عملگرهای خطی هستند. در مکانیزم نشان داده شده، از فنرهای مارپیچ برای نگه‌داشتن پنل‌ها در موقعیت جمع شده استفاده می‌شود. این سیستم دید زاویه خورشید را با استفاده یک حسگر خورشیدی اندازه‌گیری می‌کند. سیستم کنترل سپس زاویه پنل را با خاموش یا روشن‌کردن عملگر تنظیم می‌کند. توان مورد نیاز برای سیستم توسط خود سیستم تولید می‌شود (جدول **۱۸**).

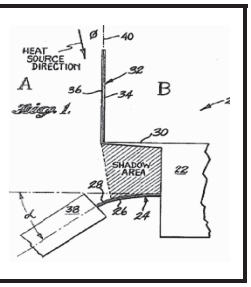
جدول ۱۸– مزایا و معایب استفاده از موتورهای پارافینی [۴۵].

	مزایا	معایب
	قابلیت اطمینان بالا	مصرف توان بالا
	بدون شوک	حجم زیاد مورد نیاز
	قابل استفاده مجدد	
	نسبت جرم به نیروی بالا	

نوارهای دو فلزی

نوارهای دو فلزی حرکت خود را از نسبت انبساط گرمایی متفاوت مواد متصل به هم تولید می‌کنند. از آنجایی که تغییر طول و زاویه حاصل به طور مستقیم متناسب با دمای مکانیزم است، امکان فرایند فعال‌سازی با استفاده از یک گرم‌کننده فراهم می‌شود. یک کاربرد این مکانیزم در شکل زیر نشان داده شده است. با تابش خورشید، نوار شروع به انبساط می‌کند و در نتیجه، سبب تغییر زاویه خورشید می‌شود. برای کنترل حرکت پنل یک ورق فلزی دیگر روی بخشی از نوار به کار می‌رود (جدول **۱۹**).

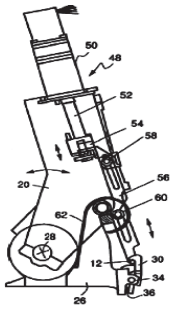
جدول ۱۹– مزایا و معایب استفاده از نوارهای دو فلزی [۴۶].

	مزایا	معایب
	مود فعال / غیرفعال	نیاز به مواد مخصوص فضا
	تعیین موقعیت‌های دلخواه با دما	
	بازدهی جرمی و حجمی بالا	

مکانیزم جابه‌جایی خطی

این روش بر اساس مکانیزم چفت شدن و با چرخش محرک اسپیندل شامل پیچ و لغزنده، به وسیله موتور عمل می‌کند. لغزنده در شیار حرکت می‌کند و سبب جمع شدن پنل می‌شود. راهنمای حرکت پنل توسط عضو ۶۰ موتور فراهم می‌شود. جدای از موتورهای دورانی، می‌توان از عملگرهای پارافینی هم برای عدم استفاده از تبدیل‌های حجیم دورانی به خطی بهره برد (جدول **۲۰**).

جدول ۲۰– مزایا و معایب استفاده از مکانیزم جابه‌جایی خطی [۴۶].

	مزایا	معایب
	قابلیت به‌کارگیری با عملگرهای پارافینی	محدوده زاویه‌ای کم
	مفصل‌بندی دقیق	حجم زیاد
	قفل‌کردن	مکانیزم پیچیده
		جرم زیاد
		نیاز به عملگر اضافی

موتور پله‌ای

موتورهای پله‌ای می‌توانند انعطاف‌پذیری و دقت بالا را برای فرایند مفصل‌بندی فراهم کنند. دقت گشتاور با استفاده از چرخ‌دنده می‌تواند افزایش یابد. یک مزیت دیگر موتور پله‌ای قابلیت کنترل خوب آنهاست (جدول **۲۱**).

جدول ۲۱– مزایا و معایب استفاده از موتور پله‌ای.

مزایا	معایب
قابل برگشت	نیاز به انرژی بیشتر
دقت بالا	
قابلیت قفل در موقعیت با گشتاور ترمز	
بدون نیاز به مکانیزم آزادسازی	
گشتاورهای زیاد	

ملاحظات طراحی

فرایند بازشدن سازه‌های انعطاف‌پذیر یک حرکت بسیار دینامیک است که پیش‌بینی می‌شود تأثیرات بسیاری بر رفتار فضاپیما داشته باشد. در پایان فرایند باز شدن عملیات قفل شدن برای اطمینان از عدم حرکت نسبی اجزاء انجام می‌شود. این عملیات منجر به توزیع مجدد مومنتوم کل می‌شود که سبب تولید ممان‌ها و القای نیروهای ضربه‌ای بر کل سیستم خواهد شد.

www.SID.ir

Archive of SID

نیروهای ضربه‌ای القاشده ممکن است سبب ارتعاشات گسترده در پنل‌های سبک و حتی آسیب به اجزای دیگر شود. در نتیجه، بررسی دینامیک فرایند باز شدن آرایه خورشیدی برای پیش‌بینی حرکت فضاپیما اهمیت بسیاری دارد. برای درک بهتر مفهوم تأثیر دینامیک مکانیزم‌های فضایی باید تاریخچه طولانی و علت‌های غیر معمولی بررسی شود که سبب شکست مأموریت فضاپیماها شده‌اند.

عوامل بی‌شماری برای مکانیزم‌های سیستم فضایی سبب بروز مشکل می‌شود. محیط فضا و گرادیان‌های دمایی، تغییرات سریع در دما را سبب می‌شود که می‌تواند قسمت‌های متحرک مکانیزم را محصور و گرفتار کند. تشعشعات فرابنفش و وجود خلاء سبب می‌شود که خواص بسیاری از مواد کاهش یابد یا رفتارهایی متفاوت‌تر از زمین در فضا بروز یابد که شبیه‌سازی فعالیت آنها در تست‌های زمینی بسیار مشکل خواهد بود.

همچنین، نبود جاذبه در فضا سبب می‌شود که مکانیزم‌ها کارکردی داشته باشند متفاوتی با آنچه روی زمین دارند.

اغلب اوقات، اثرات جاذبه صفر می‌تواند در تست زمینی شبیه‌سازی شود، مانند بی‌بار کردن وزن مکانیزم‌های بازشونده. دیگراثرات مانند تغییر ترکیبات شیمیایی و روغن‌کاری نمی‌تواند شبیه‌سازی شوند و باید در طراحی مد نظر قرار گیرند. روش‌های بی‌شماری برای کاهش میزان آسیب‌های ایجادشده در مکانیزم‌ها یا کاهش اثرات شکست اجزاء وجود دارند. با بررسی منابع، اطلاعات مربوط به شدت شکست اجزای اصلی مکانیزم باز شدن پنل‌های خورشیدی و تأثیرات آن بر دیگر بخش‌های فضاپیما در جدول **۲۲** جمع‌بندی شده است.

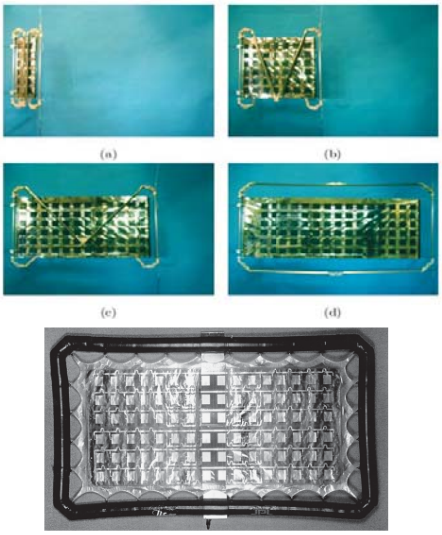
جدول ۲۲- علل عمده شکست اجزای مکانیزم توسعه پنل‌ها.

عنوان	مود شکست	علت	تأثیر		
			تأثیر جزئی	تأثیر بر سایر مکانیزم‌ها	تأثیر نهایی
پین‌های جعبه	شکست	خستگی	شکست پین‌های جعبه	از کار افتادن وسیله قفل‌کننده	قفل نشدن آرایه در وضعیت کاری برای مدت طولانی و از کار افتادن فضاپیما
	تغییر شکل	ضربه	شکست پین‌های جعبه	از کار افتادن وسیله قفل‌کننده	قفل نشدن آرایه در وضعیت کاری برای مدت طولانی و از کار افتادن فضاپیما
فنرها	شکست مقاومت	خستگی	شکست فنر	از کار افتادن وسیله قفل‌کننده	قفل نشدن آرایه در وضعیت کاری برای مدت طولانی و از کار افتادن فضاپیما
تیغه‌ها	تغییر شکل	ضربه	شکست محدودکننده موقعیت	شکست قفل‌کننده لولا	قفل نشدن آرایه در وضعیت کاری برای مدت طولانی و از کار افتادن فضاپیما
	شکست	خستگی	شکست محدودکننده موقعیت	شکست قفل‌کننده لولا	شکست قفل آرایه خورشیدی و تأثیر بر عملکرد عادی فضاپیما
کاترها	ناتوانی در قطع کابل فشاری	نقص طراحی یا ساخت	از کار افتادن بازکننده قفل	شکست مکانیزم باز شدن	شکست باز شدن آرایه، کاهش منبع تغذیه آرایه و از دست دادن انرژی
لولاها	گیر کردن	تداخل ذرات در فضا، عمر کم روان‌کار	قفل شدن اجزای مکانیزم باز شدن	شکست باز شدن	شکست باز شدن آرایه، کاهش منبع تغذیه آرایه و از دست دادن انرژی
پول کابل‌ها	گیر کردن	تداخل ذرات در فضا، عمر کم روان‌کار	قفل شدن CCL	شکست باز شدن	باز نشدن کامل آرایه و کاهش منبع توان و شکست یک آرایه خوشیدی
چرخ‌های کوپل‌شده	گشتاور محرک ناکافی	نقص طراحی یا ساخت	قفل شدن CCL	شکست باز شدن	باز نشدن کامل آرایه و کاهش منبع توان و شکست یک آرایه خوشیدی
فنرهای پیچشی	گشتاور محرک ناکافی	نقص طراحی یا ساخت	شکست در باز شدن کامل آرایه خورشیدی	کاهش منبع توان	باز نشدن آرایه در زمان مورد نظر و در نهایت شکست فضاپیما
کابل‌ها	پیش‌بار ناکافی	نقص طراحی یا ساخت	شل شدن کابل CCL	شکست در باز شدن کامل آرایه خورشیدی	باز نشدن آرایه تا وضعیت کاری و قفل شدن، کاهش منبع توان
	تغییر شکل	تغییر شکل پلاستیک	شل شدن کابل CCL	شکست در باز شدن کامل آرایه خورشیدی	باز نشدن آرایه تا وضعیت کاری و قفل شدن، کاهش منبع توان
	شکست	خستگی	عدم باز شدن کامل	شکست در باز شدن کامل آرایه خورشیدی	باز نشدن آرایه تا وضعیت کاری یا باز شدن هماهنگ، شکست آرایه
پنل‌های خورشیدی	تغییر شکل	ضربه	شکست سوراخ قفل	عدم توانایی در قراردادن پین جعبه در سوراخ	قفل نشدن پنل‌ها و نگهدرای وضعیت کاری برای مدت طولانی، شکست فضاپیما

www.SID.ir

Archive of SID

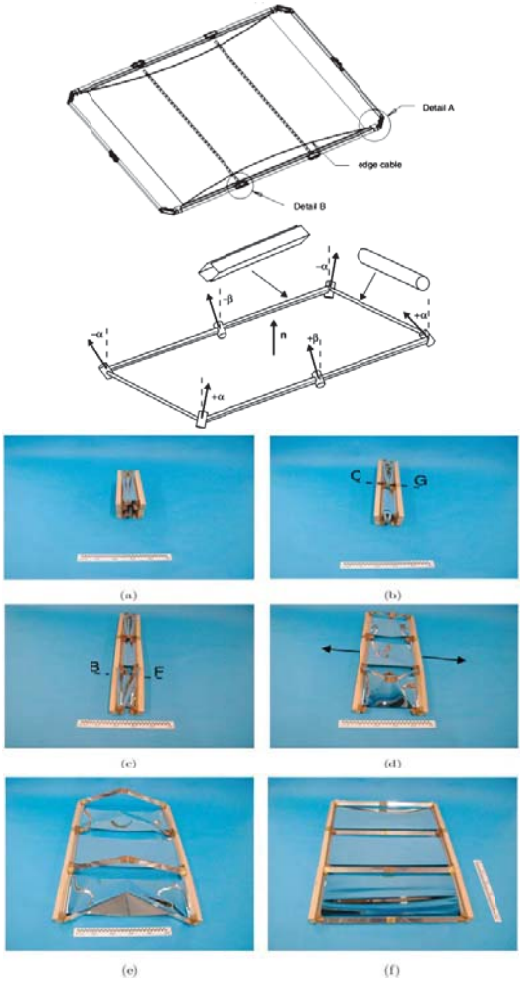
در ادامه، نمونه‌های عملیاتی از مکانیزم‌های بازشونده معرفی می‌شوند. هرکدام از مکانیزم‌ها اهداف طراحی و نوع کاربرد خاصی دارند. یکی از رایج‌ترین مکانیزم‌های باز شدن پنل‌های خورشیدی فضاپیماها بوده است. این مکانیزم از یک قاب با لولاهای تی‌اس‌آر [۱۹] که مطابق شکل **۱۴** روی آن نصب شده است، در سال ۱۹۹۸ طراحی و ساخته شده است. مهم‌ترین بخش این سازه قاب اصلی آن است که با توجه به طراحی آن و محل قرارگیری لولاها، حالت‌های مختلفی را برای باز و بسته کردن صفحات خورشیدی پیش‌بینی کرده است که در شکل‌های **۱۵** تا **۱۴** نشان داده شده است.



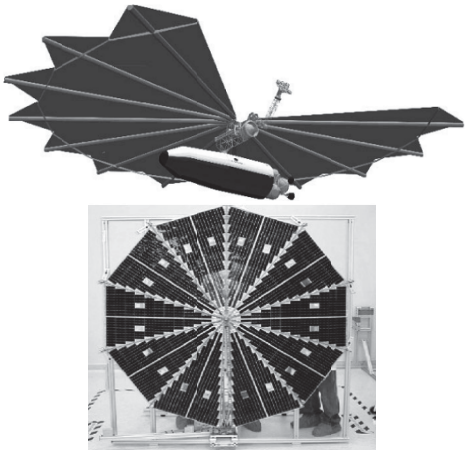
شکل ۱۴– حالت‌های مختلف باز و بسته شدن سازه سار [۱۰].

همان‌طور که در شکل **۱۴** مشاهده می‌شود، صفحات انعطاف‌پذیر در داخل قابی قرارگرفته‌اند که توسط یک موتور الکتریکی DC کنترل می‌شود. طرح شماتیک این سازه با توجه به قابلیت متفاوت‌بودن زاویه‌های حرکتی لولاها در شکل **۱۵** نشان داده شده است.

سازه‌های سار می‌توانند به حالت‌های متفاوتی باز و بسته شوند. در شکل **۱۶** نوعی دیگر از باز و بسته شدن این سازه‌ها نشان داده شده است. این مکانیزم دارای یک درجه آزادی است و قابلیت جمع شدن و تاشوندگی دارد. با اعمال نیروی تحریک به لولاهای تی‌اس‌آر که روی سازه نصب شده‌اند، (مطابق تصاویر a تا f) شروع به باز شدن می‌کند و در نهایت، در حالت گسترش کامل سازه کاملاً قفل می‌شود. از مزایای این نوع از طراحی سازه صفحات خورشیدی و شیوه حرکتی آنها که در پروژه تحقیقاتی ناسا در مأموریت فضاپیمای مریخ‌نورد پیشنهاد شده است، استفاده از یک موتور محرک مرکزی است تا سازه را که به شکل چتر طراحی شده است به شکل متمرکز باز و بسته کند. یکنواختی حرکت زاویه‌ای، جلوگیری از تنش‌های مخرب و کمانش و حفظ یکپارچگی صفحات هنگام حرکت از مباحث اساسی این مکانیزم است.



شکل ۱۵– مکانیزم حرکتی انواع سازه سار [۱۰].



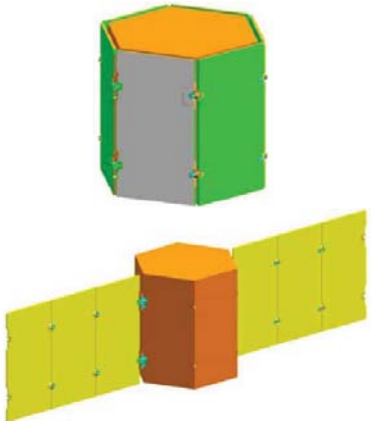
شکل ۱۶– فضاپیما با پنل‌های خورشیدی دوار [۴۷].

19. TSR

www.SID.ir

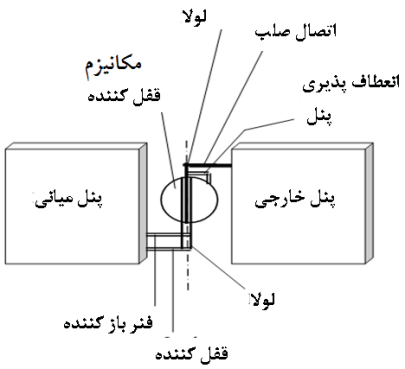
Archive of SID

در شکل **۱۷** ماهواره‌ای با بدنه شش‌ضلعی نشان داده شده است که صفحات خورشیدی به شکل یک ردیفه قرار می‌گیرد. پنل‌ها توسط دو لولا، هرکدام با یک فنر پیچشی و یک مکانیزم قفل‌شونده به بدنه ماهواره متصل شده‌اند. مکانیزم حرکت صفحات طوری انعطاف‌پذیر طراحی شده است که صفحات به طورکامل بدنه را پوشش می‌دهند.



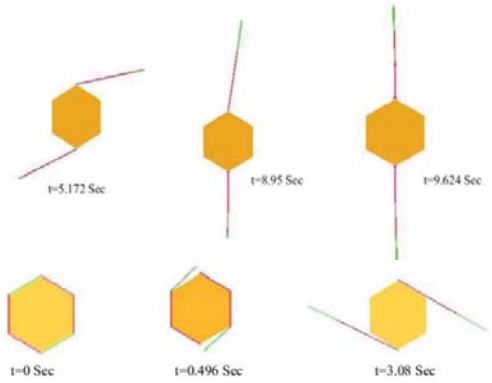
شکل ۱۷- ماهواره‌ای با بدنه شش ضلعی درحالت‌های باز و بسته بودن پنل‌های خورشیدی [۴۸].

در این نوع سازه صفحات پس از باز شدن قفل می‌شوند. شماتیک حالت لولایی و قفل بین دو پنل در شکل **۱۸** نشان داده شده است. این مکانیزم به گونه‌ای طراحی شده است که در زاویه‌ای مشخص اقدام به قفل کردن و ثابت کردن صفحات در محل خود می‌نماید.



شکل ۱۸- مکانیزم قفل‌کننده.

مکانیزم حرکت پنل‌ها، مراحل باز شدن و مدت زمان آنها نیز در شکل **۱۹** نشان داده شده است. برنامه کنترلی حرکت صفحات باید به طور دقیق مطابق برنامه‌ریزی انجام‌شده باشد زیرا هرگونه ناپایداری هنگام بازشدن پنل‌ها موجب آسیب‌دیدگی این صفحات خواهد شد. در این مکانیزم مدت زمان کامل باز شدن صفحات در مجموع ۹/۶۲۴ ثانیه طول می‌کشد. با تحریک نیروی اولیه باز شدن صفحات آغاز و مرحله به مرحله توسط شش مکانیزم قفل‌کننده هر کدام از صفحات در جای خود ثابت می‌شوند.



شکل ۱۹- مکانیزم حرکت پنل‌ها، مراحل بازشدن و مدت زمان آنها [۴۸].

نوعی دیگر از روش‌های نصب صفحات روی ماهواره با استفاده از بازوی کنترل‌کننده مطابق شکل **۲۰** است. بر خلاف طرح‌های قبلی که بازو به شکل عمودی روی صفحه قرار می‌گرفت، در این طراحی صفحات به صورت موازی با بازو قرارگرفته‌اند و توسط آن کنترل می‌شوند.

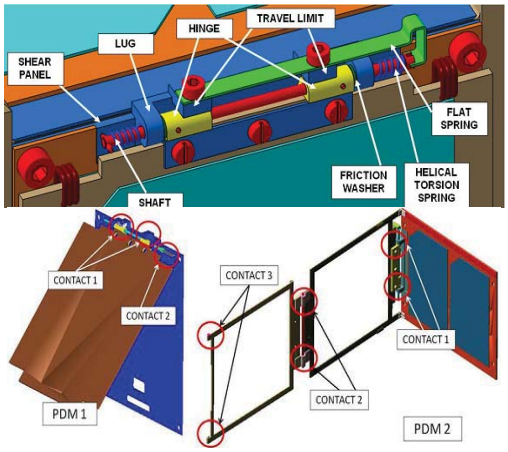
شکل ۲۰- نصب صفحات به صورت موازی روی بازوهای ماهواره [۴۹].

شیوه حرکت نوع دیگری از مکانیزم‌ها، باز شدن یک سازه با پنل خورشیدی همراه محرک آن است که به شکل لولا بین صفحات نصب می‌شود که با جزئیات مطابق شکل **۲۱** نمایش داده شده است. این مکانیزم از یک محور اصلی همراه دو نوع فنر مسطح و پیچشی تشکیل شده است که حرکات زاویه‌ای لولا را کنترل می‌کنند.

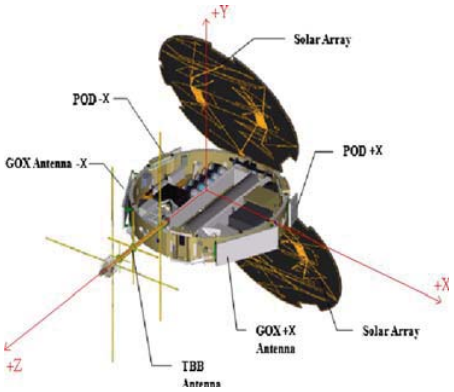
ماهواره فورمو-ست ۳، محصول مشترک کشورهای تایوان و امریکاست که در سال ۲۰۰۶ طراحی و ساخته شد و در مدار قرار گرفت. مأموریت این ماهواره تعیین وضعیت آب و هوا و مطالعات هواشناسی بود. سیستم حرکتی پانل‌های خورشیدی این ماهواره به طور ساده به شکل لولایی است و حول محور خود می‌چرخد. در شکل **۲۲** اجزای این ماهواره نشان داده شده است.

www.SID.ir

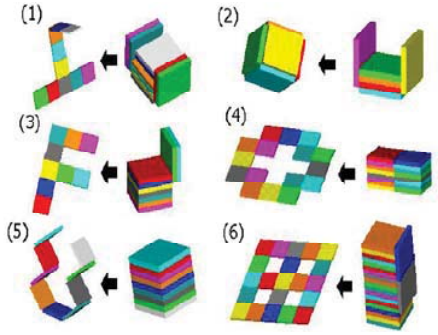
Archive of SID



شکل ۲۱- محل‌های نصب لولاها روی سازه پانل خورشیدی [۵۰].



اجزای ماهواره فورمو-ست۳



مکانیزم حرکتی پیشنهادی ماهواره پت‌ست

شکل ۲۲- اجزای ماهواره فورمو-ست۳ [۵۱] و شش مکانیزم حرکتی پیشنهادی ماهواره پت‌ست [۵۲].

ماهواره پت‌ست با مأموریت تحقیقات فضایی با قابلیت عکس‌برداری با رزولوشن ۴ کیلومتر و ساخت کشور ژاپن است که در سال ۲۰۰۳ در مدار قرار گرفت. شیوه‌های فراوانی برای باز و بسته شدن پنل‌های خورشیدی این ماهواره پیشنهاد شد که ۶ مکانیزم حرکتی این طرح‌ها مطابق شکل **۲۲** است. در تمامی این مکانیزم‌ها از قفل‌کننده برای قفل کردن و پایداری صفحات استفاده شده است.

نتیجه‌گیری

با توجه به ارتفاع مداری، مأموریت، وزن، میزان توان مصرفی، شکل سازه یک فضاپیما، نوع و پیکربندی، تعداد و محل قرارگیری صفحات خورشیدی، آنتن‌های مخابراتی یا بوم‌های گرادیان جاذبه (به عنوان سه دسته اصلی سازه‌های با قابلیت بازشوندگی) روی سازه آن تعیین می‌شود. هر مکانیزم حرکتی مزایا و معایبی دارد. در انتخاب بهترین مکانیزم عواملی مانند سادگی حرکت مکانیزم، پایداری مکانیزم، میزان زمان حرکت، میزان انرژی مصرفی و غیره نقش اساسی ایفا می‌کنند. تحلیل دینامیکی هرکدام از مکانیزم‌ها شامل بحث‌های گسترده‌تری است. در این مقاله مدل‌های مختلف سازه‌های فضایی معرفی و انواع مهم مکانیزم‌ها و راه‌اندازهای رایج مربوطه توصیف شده است. مزایا و معایب هریک همراه کاربردهای آنها تشریح شد. این مقاله با تمرکز بر انواع مکانیزم‌های رایج در باز شدن پنل‌های خورشیدی و ارائه رویکردهای طراحی می‌تواند به عنوان بستر مناسبی برای طراحان و علاقه‌مندان در این حوزه به شمار رود.

مراجع

[1] Conley, P.L., *Space Vehicle Mechanisms: Elements of Successful Design*, John Wiley & Sons, New York, USA, 1998.

[2] Jones, P.A. and Spence, B.R., "Spacecraft Solar Array Technology Trends", *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine,* Vol. 26, pp. 17-28, 2011.

[3] Fowler, R., Howell, L., and Magleby, S., "Compliant Space Mechanisms: A New Frontier for Compliant Mechanisms", *Mech. Sci,* Vol. 2, pp. 205-215, 2011.

[4] Wertz, J.R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Springer Science&Business Media, Vol. 73, 2012.

[5] Sarafin, T.P. and Larson, W.J., *Spacecraft Structures and Mechanisms-From Concept To Launch*, Springer, Netherlands, 1995.

[6] Kanji, S., Mechanical Aspects of Design, Analysis, and Testing for the NORSAT-1 Microsatellite, (M.Sc. Thesis), University of Toronto, 2015.

[7] Stevens, C. L., Design, Analysis, Fabrication, and Testing of a Nanosatellite Structure, (M.Sc. Thesis), Virginia Polytechnic Institute and State University, 2002.

[8] Morozov, E. and Lopatin, A., "Design and Analysis of the Composite Lattice Frame of a Spacecraft Solar Array", *Composite Structures,* Vol. 93, pp. 1640-1648, 2011.

[9] Zhang, L.X., Bai, Z.F., Zhao, Y., and Cao, X.B., "Dynamic Response of Solar Panel Deployment on Spacecraft System Considering Joint Clearance", *Acta Astronautica,* Vol. 81, pp. 174-185, 2012.

www.SID.ir

Archive of SID

[10] Pellegrino, S., Kukathasan, S., Tibert, G., and Watt, A., *Small Satellite Deployment Mechanisms*, Department of Engineering, University of Cambridge, 2000.

[11] Cadogan D.P. and Grahne, M.S., "Deployment Control Mechanisms for Inflatable Space Structures", *The 33rd Aerospace Mechanisms Conference*, Pasadena: NASA, pp. 1-12, 1999.

[12] Katsumata, M., Natori, M.C., and Yamakawa, H. "Analysis of Dynamic Behaviour of Inflatable Booms in Zigzag and Modified Zigzag Folding Patterns", *Acta Astron.*, Vol. 93, pp. 45-54, 2014.

[13] Szyszkowski, W. and, Glockner, P.,"Inflatable Booms And Pneumatic Hinges: An Application In Deployment of Satellite Sensors", *Engineering Structures,* Vol. 13, pp. 357-365, 1991.

[14] Freeland, R., Bilyeu, G., Veal, G., and Mikulas, M.,"Inflatable Deployable Space Structures Technology Summary", *IAF-98-I.5.01 presented at 49th Congress of the International Astronautical Federation,* Melbourne, Australia, Sept. 28-Oct. 2, 1998.

[15] Cassapakis C. and Thomas, M., "Inflatable Structures Technology Development Overview", in *Space Programs and Technologies Conference*, pp. 3738, Huntsville, AL, USA 1995.

[16] Herzl, G.G., *Tubular Spacecraft Booms: Extendible, Reel Stored*: Lockheed Missiles & Space Company, 1970.

[17] Meyers, S. and Sturm, J., "Development of a Strain Energy Deployable Boom for the Space Technology, 5 Mission", Proceedings of the 37th Aerospace Mechanisms Symposium, Johnson Space Center, May 19-21, 2004.

[18] Thomson, M., "AstroMesh™ Deployable Reflectors For Ku And Ka Band Commercial Satellites", *The 20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit.*, pp. 2032, 2002.

[19] Hoyt, R.P., "Spiderfab: An Architecture for Self-Fabricating Space Systems", in *AIAA Space 2013 Conference and Exposition*, pp. 5509, 2013.

[20] Christian, J., Jayaram, S., and Swartwout, M., "Feasibility of A Deployable Boom Aboard Picosatellites for Instrumentation and Control Purposes", in *2012 IEEE Aerospace Conference*, , pp. 1-9, 2012.

[21] Straubel, M., Block, J., Sinapius, M., and Hühne, C., "Deployable Composite Booms for Various Gossamer Space Structures", in *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 19th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference 13th*, pp. 2023, 2011.

[22] Miyazaki, H.I.Y., Kodama, T., Uchiki, M., and Hinuma, S.,"AIAA/USU annual Conference on Small Satellite," *15th utah university, Logan,* 2001.

[23] Lake, M.S., Peterson, L.D., Mikulas, M.M., Hinkle, J.D., Hardaway, L.R., and Heald, J., "Structural Concepts and Mechanics Issues for Ultra-Large Optical Systems," *The 1999 Ultra Lightweight Space Optics Workshop*, 1999.

[24] Tibert, G., "Deployable Tensegrity Structures for Space Applications", (Ph.D. Thesis) Kungliga Tekniska H¨ogskolan, Stockholm, Sweden, 2002.

[25] Mikulas, M.M., "State-Of-The-Art and Technology Needs for Large Space Structures," *ASME Monograph on Flight-Vehicle Materials, Structures, and Dynamics Technologies,* 1993.

[26] Chandra, A., "Inflatable Parabolic Reflectors for Small Satellite Communication", (M.Sc. Thesis), Arizona State University, USA, 2015.

[27] Guan, F.L., Shou, J.J., Hou, G.Y., and Zhang, J.J., "Static Analysis of Synchronism Deployable Antenna", *Journal of Zhejiang University-SCIENCE A,* Vol. 7, pp. 1365-1371, 2006.

[28] Onoda, J., "Two-dimensional Deployable Truss Structures for Space Applications", *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 25, pp. 109-116, 1988.

[29] You, Z., "Deployable structure of Curved Profile for Space Antennas", *Journal of Aerospace Engineering,* Vol. 13, pp. 139-143, 2000.

[30] Barrett, R., Taylor, R., Keller, P., Codell, D., and Adams, L., "Deployable Reflectors for Small Satellites", 21th Annual Conf. Smart Satellites, Logan. UT, 2007.

[31] Kiper, G., Söylemez, E., and Kişisel, A. Ö., "A Family of Deployable Polygons and Polyhedra", *Mechanism and Machine Theory,* Vol. 43, pp. 627-640, 2008.

[32] You, Z., "Motion Structures Extend Their Reach", *Materials Today,* Vol. 10, pp. 52-57, 2007.

[33] Hedgepeth, J.M., "Structures for Remotely Deployable Precision Antennas", NASA Contractor Report 182065, 1989.

[34] Freeland, R., Bilyeu, G. and Veal, G. , "Validation of A Unique Concept for A Low-Cost, Lightweight Space-Deployable Antenna Structure", *Acta Astronautica,* Vol. 35, pp. 565-572, 1995.

[35] Boesiger, E.A., "44th Aerospace Mechanisms Symposium", NASA Technical Reports Server (NTRS), 2018.

[36] Vyvyan, W.W., "Self-Actuating, Self-Locking Hinge," ed: Google Patents, 1968.

[37] Greenbelt, S.C.M.,"AIAA/USU Annual Conference On Small satellite", *10th Utah state University, Logan.,* 1996.

[38] Nagaraj, B., Nataraju, B., and Ghosal, A., "Dynamics of A Two-Link Flexible System Undergoing Locking: Mathematical Modelling and Comparison with Experiments", *Journal of sound and vibration,* Vol. 207, pp. 567-589, 1997.

[39] Bieler, T., "Handbuch Der Raumfahrttechnik", *Aufl., Munich: Hanser,* S. 238, 2008.

[40] Pellegrino, S., "Large Retractable Appendages in Spacecraft", *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 32, pp. 1006-1014, 1995.

[41] Wiegand, M., and Konigsmann, H., "A Small Re-Entry Capsule-BREM-SAT 2," *10th AIAA/USU Small Satellite Conference*, Logan., Volume 1, 1996.

[42] Miyashita, N. and *et al.*, "Development Of Nano-Satellite Cute-1.7+ APD And Its Current Status," in *56th International Astronautical Congress, Fukuoka*, pp. 17-21, 2005.

[43] Nagaraj, B., Pandiyan, R., and Ghosal, A., "Kinematics of Pantograph Masts," *Mechanism and Machine Theory,* Vol. 44, pp. 822-834, 2009.

www.SID.ir

Archive of SID

[44] Stoeckle, W.D.I.S., "Satellite Solar Generator Panel Deployment Device," *Patent: DE19610297 (C1),* 1997.

[45] M. L. u. a., "AIAA/USU annual conference on small satellite", *10th Utah state University, Logan.,* 1996.

[46] Zimmerman, W. H.,"Servomechanisms Responsive to A Heat Source," *Patent: US3311322A,* 1967-03-28.

[47] [on line]: http://spaceflight101.com/insight/insight-spacecraft/.

[48] Yu, W., Ang, L., Guan, X., and Zhang, Z., "Application of MSC Adams/View Technology in Spacecraft Solar Array Dynamic Analysis," *Computer Aided Engineering,* p. S1, 2006.

[49] [on line]: https: //space.skyrocket.de/ doc_sdat/gals-1.htm.

[50] Plaza, J.M.E., Vilán Vilán, J.A., Agelet, F.A., Mancheño, J.B., Estévez, M.L., Fernández, C.M., and Ares, F.S., "Xatcobeo: Small Mechanisms for CubeSat Satellites-Antenna and Solar Array Deployment", *Proceedings of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium,* NASA Kennedy Space Center, May 12-14, 2010.

[51] Fong, C.J., Yen, N.L., and Chi, S., "Space-Based Global Weather Monitoring System: FORMOSAT-3/COSMIC Constellation and Its Follow-On Mission," *Journal of Spacecraft and Rockets,* Vol. 46, pp. 883-891, 2009.

[52] Sugawara, Y. and *et al.*, "A satellite for Demonstration of Panel Extension Satellite (PETSAT)," *Acta Astronautica, V*ol. 63, pp. 228-237, 2008.

www.SID.ir