

Research Paper

Modeling and Simulation of a Flexible Spacecraft Solar Panels Deployment Mechanism with Yoke Driven Assembly

H.Soleimani¹ and M.Azimi^{2*}

1. Islamic Azad University, North Tehran Branch, Tehran, Iran

2. Aerospace Research Institute of Iran Ministry of Science, Technology, and Research, Tehran, Iran

*azimi.m@ari.ac.ir

This paper analyses the dynamic behavior of rigid solar panels deploying the mechanism of a spacecraft with flexible hinges. The proposed mechanism, maintaining a proper speed, guarantees the deployment synchronization of solar panels and minimizes the effects of impact and vibration applied during the final stage and after the panels lock up using torsional springs in the hinges and yoke driven assembly. The equations of the motion of the system are derived using the Lagrangean approach, and the behavior of the mechanism for constant and variable torque excitation modes is investigated. The simulation results presented, along with the dynamic simulations performed by Adams software and conventional mechanisms, show the proposed method's efficiency.

Keywords: Adams, Deploying solar panels, Torsional spring, Flexible spacecraft, Yoke driven assembly

1.PhD Student

2.Assistant Professor (Corresponding Author)

مقاله علمی - پژوهشی

مدل سازی و تحلیل مکانیزم گسترش پنل های خورشیدی فضایمای انعطاف پذیر با محرک پایه

حمیدرضا سلیمانی^۱ و میلاد عظیمی^{۲*}

۱- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد تهران شرق، تهران، ایران

۲- پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

*azimi.m@ari.ac.ir

این مقاله به تحلیل و طراحی مکانیزم باز شدن پنل های صلب فضایمای نمونه با اتصالات انعطاف پذیر پرداخته است. مکانیزم گسترش با حفظ سرعت مناسب، همزمانی باز شدن پنل های خورشیدی را تضمین کرده و اثرات ناشی از ضربه و ارتعاشات اعمال شده در مرحله پایانی و پس از قفل شدن پنل ها را با به کارگیری المان های فنر پیچشی در اتصالات پنل ها و محرک پایه به حداقل می رساند. معادلات حرکت سیستم با استفاده از روابط لاگرانژ استخراج شده و رفتار مکانیزم طراحی شده برای مودهای تحریک گشتاور ثابت و متغیر بررسی شده است. نتایج ارائه شده در مقایسه با شبیه سازی های دینامیکی صورت گرفته توسط نرم افزار آدامز و مکانیزم های مشابه کارایی روش پیشنهادی را نشان می دهد.

واژه های کلیدی: آدامز، پنل های باز شونده، فنر پیچشی، فضایمای انعطاف پذیر، محرک پایه

علائم و اختصارات

I	اینرسی بدنه فضایما		
m	جرم پایه/پنل		
θ_{IF}	زاویه گشتاور صفر فنر پایه/پنل	T_i	گشتاور کابل نام
		θ_i	زاویه مفصل نام
		r	شعاع کابل-پولی
		T	انرژی جنبشی
		V	انرژی پتانسیل
		L	تابع لاگرانژ
		Q_i	نیروی عمومی
		q_i	مختصه عمومی
		k	ثابت فنر
		λ_i	ضرایب لاگرانژ
		F	نیروی اصطکاک

مقدمه

با بزرگتر و پیچیده تر شدن فضایماها، نیاز به جمع کردن فضایما در محدوده ابعادی پرتابگرها به یک قید طراحی جدی تبدیل شده است. به این دلیل، فضایماها به گونه ای ساخته می شوند که در یک پیکربندی به صورت تجمیعی داخل پرتابگرها قرار گرفته و سپس در پیکربندی دیگری به صورت باز شده در مدار قرار گیرند. فضایماها اغلب شامل تجهیزات و وصله های انعطاف پذیری مانند صفحات خورشیدی، آنتن ها، بازوهای کنترل بوم های گرادیان جاذبه و ... می باشند [۱-۳]. رایج ترین این وصله ها، صفحات خورشیدی هستند که در حین پرتاب جمع شده تا فضای کمی اشغال شود و پس از قرارگیری در مدار باز شده یا به اصطلاح گسترده می شوند [۴، ۵]. در پایان مرحله بازشوندگی این صفحات در محل اتصال قفل شده و

۱. دانشجوی دکتری
 ۲. استادیار

بررسی اثر تغییر شکل الاستیک تجهیزات انعطاف‌پذیر بر روی بدنه فضاپیما بعد از اینکه اولین ماهواره ایالات متحده (کاوشگر ۱) در ماموریت خود دچار مشکل شد بیشتر اهمیت پیدا کرد. یکی از این مشکلات اثر انعطاف‌پذیری تجهیزات بر روی بدنه صلب و سیستم کنترل وضعیت بود [۲۳، ۲۴].

ناگراج^۹ و همکاران [۲۵] به صورت تحلیل و آزمایشگاهی به بررسی دینامیک دو لینک انعطاف‌پذیر در حین عملیات قفل شونده پرداختند. در این مطالعه، یک مدل ریاضی به همراه آزمایشی برای یک سیستم انعطاف‌پذیر دو لینکی ارائه می‌شود که در حین حرکت دچار قفل‌شدگی می‌گردد. انعطاف‌پذیری سازه‌های این سیستم با روش المان محدود مدل شده و معادلات حرکت با استفاده از روابط لاگرانژ استخراج می‌شود. عمل قفل‌شدگی در مفاصل توسط روش موازنه حرکت مدل شده است. این روش امکان پیش‌بینی حرکت‌های جسم صلب و همچنین حرکت الاستیک سیستم پس از قفل‌شدگی را فراهم می‌کند. در این مقاله نتایج شبیه‌سازی از قبیل زمان قفل‌شدگی، پاسخ هر مفصل و کرنش در پایه هر اتصال با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. بنابراین روش موازنه حرکت قادر به پیش‌بینی مناسب و صحیح دینامیک یک سیستم انعطاف‌پذیر است که در حین حرکت قفل می‌شود.

به‌منظور نمایش دقیق‌تر مشخصه‌های دینامیکی از بازشدن پانل‌های خورشیدی ماهواره درون مدار، شبیه‌سازی و کنترل وضعیت یک ماهواره نمونه در مودلیکا^{۱۰} صورت پذیرفته است [۲۶]. بر اساس کتابخانه استاندارد موجود در این نرم‌افزار، یکپارچه‌سازی اغتشاشات فضایی و مقیاس‌های زمانی سماوی و سایر پارامترهای فضایی در شبیه‌سازی‌ها در نظر گرفته شده است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های باز شدن پانل‌های خورشیدی در مدار و کنترل وضعیت با سمت‌گیری به سمت زمین به این سوال پاسخ می‌دهد که برای مکانیزم باز شدن پانل‌های خورشیدی نیازی به طراحی کل ماهواره نیاز می‌باشد یا خیر. نارایانا^{۱۱} و همکاران [۲۷] حرکت ماهواره با دو پانل خورشیدی را با استفاده از نرم‌افزار آدامز شبیه‌سازی کردند. این مطالعه، تأثیر متقابل پیچیده بین فرآیندهای استقرار و قفل‌شدگی صفحات خورشیدی انعطاف‌پذیر ماهواره با دینامیک ماهواره را بررسی می‌کند. صفحات انعطاف‌پذیر در معرض لرزش‌های کوچک در محل اتصال به ماهواره قرار گرفته و همچنین به دلیل وجود گشتاورهای اینرسی و اغتشاشات خارجی، احتمال ایجاد تغییر شکل و تحریک در آنها بالاست. این نوع بارگذاری‌ها غالباً در حین عملیات بر روی مدار شدت می‌یابد. در این

ماموریت خود را به عنوان منبع تامین توان الکتریکی برای فضاپیما شروع می‌کنند. باید به این نکته توجه داشت که فرایند قفل شونده می‌تواند موجب ایجاد نیروها و گشتاورهای ضربه‌ای بر روی سیستم شود [۶]. گسترش پانل‌های خورشیدی معمولاً به واسطه فنرهای پیچشی مستقر بر روی میله‌های اتصال میان صفحات صورت می‌پذیرد [۷، ۸]. ضربات گذرا در لحظه گسترش کامل صفحات رخ می‌دهد که می‌تواند سازه و یا دینامیک سیستم را متأثر از خود سازد و برای کاهش سرعت گسترش، اغلب از یک دمپر ویسکوز بر روی لولا استفاده می‌شود [۹]. البته باید به این نکته توجه داشت که با افزایش ابعاد صفحات خورشیدی، میزان اثر دمپرهای ویسکوز نیز کمتر می‌شود. به طوری که استفاده از دمپرهای با ضریب میرایی کم قادر به مقابله با ضربات باز شدن را نداشته و دمپرهای با ضریب میرایی بالاتر تضمینی برای فرایند قفل‌شدگی را ایجاد نمی‌کند. بنابراین تکنیک‌های دیگری برای کنترل حرکت میان پانل‌ها از طریق لولاها مطرح می‌شود [۱۰-۱۲]. برای هماهنگی حرکت پانل‌های خورشیدی می‌توان از یک سیستم سنکرون‌ساز که در امتداد هر پانل نصب می‌شود نیز استفاده کرد [۱، ۱۳، ۱۴].

محققان زیادی بر روی باز شدن پانل‌های خورشیدی و اثرات آن بر روی وضعیت فضاپیما یا سایر زیرسیستم‌های دیگر مطالعات گوناگونی را انجام داده‌اند [۱۵-۱۷]. کواک^۳ و همکاران یک مدل چنددرجه آزادی بدون عملگرهای راه‌انداز لولا را برای مدلسازی دینامیکی گسترش پانل‌های خورشیدی ارائه کردند [۱۸]. فوفا^۴ و همکاران تعامل پیچیده میان باز شدن پانل‌های خورشیدی فضاپیما با دینامیک وضعیت ماهواره را با نرم‌افزار آدامز مورد بررسی قرار دادند [۱۹]. لی^۵ و همکاران به تحلیل عددی مکانیزم باز شدن پانل‌های خورشیدی دو بخشی صلب-انعطاف‌پذیر با لحاظ خلاصی لولاها از اتصال پرداختند و نتایج را با نرم‌افزار آدامز مقایسه کردند [۲۰]. کیم^۶ و پارک^۷ به تحلیل مکانیزم باز شدن پانل‌های خورشیدی یک فضاپیما با در نظر گرفتن رفتار غیرخطی لولای نواری - فنری وابسته به مسیر به صورت عددی و آزمایشگاهی پرداختند [۲۱]. گو^۸ و همکاران یک بستر آزمایشگاهی زمینی برای باز شدن پانل‌های انعطاف‌پذیر بزرگ ایجاد کردند و نتایج را در نرم‌افزار آدامز تحلیل کردند [۲۲].

در مراحل اولیه ماموریت، زمانی که فضاپیما هنوز به طور کامل باز نشده است، تغییر شکل‌های الاستیک اهمیت چندانی ندارند. اما پس از باز شدن این وصله‌های فوق سبک، انعطاف‌پذیری اثرات جبران‌ناپذیری را بر دینامیک و ماموریت سیستم خواهد گذاشت.

3. Kwak
4. Fufa
5. Li
6. Kyung-Won Kim
7. Youngjin Park
8. Guo

9. Nagaraj
10. Modelica
11. Narayana

نمود که عملیات قفل شدگی تأثیر بزرگی بر رفتار ماهواره دارد و شتاب زاویه‌ای ماهواره در حرکت قفل شدگی به $22/03$ درجه بر مجذور ثانیه می‌رسد. مدل صفحات خورشیدی انعطاف پذیر قادر به پیش‌بینی پاسخ صحیح ماهواره در حین گسترش و نوسانات صفحات خورشیدی است؛ نیروی ضربه لحظه‌ای در حین فرآیند قفل شدگی حدود $1/5$ کیلونیوتن در زمان $0/32$ ثانیه است. این مدل، یک رویکرد مؤثر برای ارائه فرآیند گسترش صفحات خورشیدی و ارزیابی تأثیر قفل شدگی فراهم می‌کند.

فرآیند باز شدن پانل به واسطه دینامیک پیچیده فضایی به عنوان سیستم‌های با دینامیک چند جسمی و دینامیک کوپل صلب - انعطاف پذیر در مانورهای عملیاتی مورد توجه بسیاری از محققان این حوزه می‌باشد و فعالیت‌های گزارش شده در سطح دنیا و همچنین در این بخش بر این موضوع گواهی می‌دهد. بنابراین پیاده‌سازی و پیشنهاد یک طرح کارآمد در طراحی مکانیزم‌های باز شونده می‌تواند محققان این حوزه (طراحان کنترل وضعیت و مدل‌سازان دینامیک فضایی) را در بحث کنترل پذیر بودن سرعت و گشتاورهای اعمالی برای باز شدن پل‌ها، مطالعه و پیش‌بینی رفتار آنها، مدل‌سازی هرچه دقیق‌تر دینامیک آنها و تضمین پایداری آنها (در حضور اغتشاشات نامعین فرآیند باز شدن پل‌ها و انعطاف پذیری آنها) راهنمایی کند. بنابراین استخراج مدل‌های ریاضی حاکم و مطالعه مقایسه‌ای مکانیزم‌های رایج و ساده برای باز شدن و همچنین انتخاب بهترین توپولوژی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. این مقاله پس از بررسی و مدل‌سازی دینامیک مکانیزم باز شدن با توالی مستقل پل‌های خورشیدی با اتصالات انعطاف پذیر متصل به هاب (بدنه) صلب یک فضایی نمونه و ارائه پیچیدگی‌های روابط آن، با رویکرد حفظ فیزیک مسئله به ارائه و مدل‌سازی یک مکانیزم پانتوگراف پرداخته است. در مدل پانتوگراف برخلاف مدل قبلی که از کابل‌های کشنده و عملگرهای کنترلی بر روی هر اتصال استفاده می‌شود صرفاً از لینک‌های صلب و تنها یک موتور محرک با حرکت مقید استفاده می‌شود. انعطاف پذیری فضایی در هر دو مدل در قالب فنرهای پیچشی در اتصالات در سیستم لحاظ شده است. موتور محرک در نظر گرفته شده بر روی بدنه فضایی با مکانیزم پانتوگراف امکان کنترل سرعت و گشتاور اعمالی برای پانل را در پیکربندی فراهم می‌سازد. طراحی توپولوژی گسترش پانل‌ها (لحاظ گشتاور قابل کنترل در صرفاً یک موتور) نه تنها از لحاظ سادگی سیستم را تقویت کرده و پیاده‌سازی آن را امکان پذیرتر کرده است، بلکه تعداد درجات آزادی سیستم جهت اعمال گشتاورهای کنترلی را نیز کاهش داده است (استفاده از یک عملگر بر روی بدنه صلب به جای استفاده از عملگرهای مستقل بر روی هر اتصال). مدل‌سازی تحلیلی و نرم‌افزاری دینامیک باز شدن پانل بر اساس توالی پیش‌بینی شده در قالب یک مطالعه مقایسه‌ای همچنین تحلیل رفتار مکانیزم

مطالعه، کاربرد نرم‌افزار آدامز و انسیس برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی بخش‌های انعطاف پذیر در حین عملیات گسترش و قفل شدگی ارائه شده است. نتایج این شبیه‌سازی چگونگی اثرگذاری عملیات گسترش و قفل شدگی بر دینامیک ماهواره را نشان می‌دهد. این مدل می‌تواند به طراحان در طراحی سیستم کنترل ارتعاشات و اولویت بندی میزان اثر انعطاف پذیری در رفتار دینامیکی فضاییها کمک شایانی کند.

کوانگ^{۱۲} و همکاران [۲۸] ماهواره‌ای را به صورت یک بدنه صلب مرکزی و دو پانل خورشیدی قابل گسترش و به صورت لولا شده مدل‌سازی کردند و حرکت سیستم را در حین گسترش این صفحات خورشیدی بررسی کردند. در این مطالعه دینامیک چندجسمی یک ماهواره در مدار دایروی مورد بررسی قرار می‌گیرد. معمولاً صفحات خورشیدی با استفاده از فنرهای پیچشی تحت فشار در لولاها و به شکل آکاردئونی مدل‌سازی و تجمیع می‌شوند، که بدین ترتیب بارهای ضربه‌ای وارده شده به لولاها به حداقل می‌رسد. پنج درجه آزادی برای جسم‌های صلبی که با هم در تماس هستند، وجود دارد که شامل حرکات وضعی جسم صلب به علاوه چرخش‌های نسبی آرایه‌های صفحه خورشیدی می‌باشد. معادلات دینامیکی حرکت سیستم با استفاده از معادلات کین^{۱۳} استخراج شده است. سپس از این معادلات برای بررسی رفتار دینامیکی این سیستم در حین گسترش صفحات خورشیدی با استفاده از الگوریتم‌های گیری عددی رانگ-کوتا مرتبه هفتم و هشتم استفاده می‌شود. در این مقاله همچنین رفتار آشوبناک دینامیک ماهواره در معرض گشتاورهای گرانشی با استفاده از روش تحلیلی مِلینکوف^{۱۴} بررسی شده است. به منظور تسهیل، انجام این تحلیل از معادلات همیلتون بر اساس متغیرهای دپریت^{۱۵} استفاده شده است. در نهایت یک کنترلر فازی PID برای کاهش اثرات ناشی از تحریک‌های وارد بر فضاییها بر اثر باز شدن پل‌ها طراحی شده است.

گاوو^{۱۶} و همکاران از نرم‌افزار آدامز برای شبیه‌سازی گسترش و قفل شونده صفحات خورشیدی لانه زنبوری استفاده کردند [۲۹]. برای پیش‌بینی رفتار ماهواره در تمام فرآیند گسترش و همچنین ارزیابی قفل شدگی، یک مدل عددی از یک ماهواره انعطاف پذیر دارای چهار صفحه خورشیدی ارائه شد. این صفحات خورشیدی با استفاده از تحلیل المان محدود مدل شده و معادلات حرکت از طریق روابط لاگرانژ استخراج شده است. فرآیند قفل شدگی مبتنی بر روش تماس هرتزی می‌باشد که امکان پیش‌بینی تأثیر قفل شدگی بر ماهواره و نوسانات بعدی صفحات خورشیدی را فراهم می‌کند. نتایج مشخص

12. Kuang

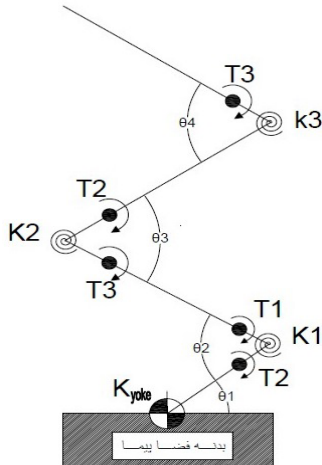
13. Kane

14. Melnikov

15. Deprit

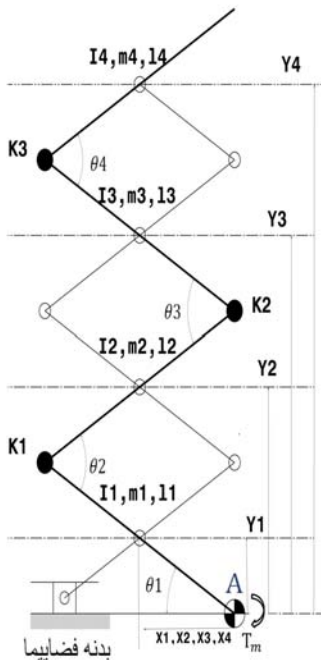
16. Gao

ترتیب به طور غیر همزمان و همزمان باز می‌شوند. مدل شماره (۱) متشکل از ۱ پایه، ۳ پنل، ۴ فنر پیچشی و سه کابل می‌باشد. کابل‌ها به ترتیب لولای ۱ پنل را به بدنه ثابت، لولای ۲ پنل را به لولای ۱ و لولای ۳ پنل را به لولای ۲ متصل کرده‌اند.



شکل ۱- شماتیک مکانیزم باز شدن پانل‌های خورشیدی مدل شماره (۱)

مکانیزم مدل شماره (۲) شامل ۴ لینک و ۳ فنر پیچشی به همراه ۱ لغزنده و ۱ موتور مولد حرکت است که لینک ۱ به لغزنده، پایه و لینک ۲ لولا شده است، لینک ۲ علاوه بر لینک ۱ به پنل ۱ و لینک ۳ لولا شده، لینک ۳ به لینک ۲، پنل ۲ و لینک ۴ متصل است و در نهایت لینک ۴ به لینک ۳ و پنل ۳ لولا شده است. لغزنده درون شیار راهنمای روی بدنه قادر به حرکت خطی در جهت عمود می‌باشد که عدم قطعیت در میزان و سرعت باز شدن پنل‌ها را به میزان قابل توجهی کاهش می‌دهد.



شکل ۲- شماتیک مکانیزم آرایه خورشیدی با مکانیزم قیچی شکل (مدل شماره ۲)

در معرض گشتاورهای خارجی متفاوت، رفتار پس از قفل شدن و انتخاب اولیه موتور محرک از جمله نکات برجسته این مقاله می‌باشد.

در این مقاله پس از مقدمه، در بخش دوم، به مدلسازی ریاضی مکانیزم باز شدن پنل‌های خورشیدی با زوایای متغیر و زوایای یکساندر قالب یک مکانیزم پانتوگراف قیچی شکل و استخراج معادلات حاکم بر رفتار دینامیکی پنل‌ها می‌پردازد. در بخش سوم، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌ها در دو نرم‌افزار متلب و آدامز ارائه شده است. شبیه‌سازی‌ها با ورودی‌های مختلف (ثابت و متغیر) پایه برای فاز قفل شدن پنل و اثرات قفل شدگی در رفتار دینامیکی سیستم در نرم‌افزار آدامز بررسی و تحلیل شده است. جمع‌بندی نتایج و پیشنهادهای برای ادامه کار در بخش آخر مقاله صورت پذیرفته است.

مدلسازی ریاضی

همزمانی باز شدن پنل‌ها و کنترل سرعت اجزای مکانیزم در فرآیند باز شدن به گونه‌ای که منجر به شکست مکانیزم یا باز شدن ناقص نشود، از جمله چالش‌های اصلی در طراحی مکانیزم‌های باز شونده فضاپیماهای امروزی می‌باشد. از جمله مکانیزم‌های رایج در این حوزه استفاده از فنر و کابل‌های کششی می‌باشد که مشکلاتی نظیر عدم قطعیت را بوجود می‌آورد. برای مثال اصطکاک موجود در مفصل‌ها که به عنوان دمپر در کنترل سرعت استفاده می‌شود با تغییرات دما تحت تاثیر قرار می‌گیرد که می‌تواند منجر به رفتار پیش‌بینی نشده‌ای در شرایط نامشخص فضا نظیر عدم باز شدن کامل پنل‌ها گردد. در ادامه به ارائه دو مکانیزم برای آرایه‌های خورشیدی فضاپیماها پرداخته خواهد شد. این مکانیزم‌ها برای فضاپیما بیبا پیکربندی سه پنل متصل به هم و چسبیده به یک پایه (بدنه صلب مرکزی) ثابت جهت تحلیل باز شدن پنل‌ها که انعطاف‌پذیری آنها در قالب فنرهای پیچشی در لولاها تعریف شده است، ارائه می‌شود. در ابتدا مدلی که در آن توالی باز شدن پانل‌های از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است و به تعداد اتصالات میان پنل‌ها نیازمند عملگرهای کنترلی می‌باشد معرفی شده است (شکل (۱)). این مدل صرفاً جهت مقایسه عملکرد و پیچیدگی روابط نسبت به مدل شماره (۲) ارائه شده است. سپس مدلی مبتنی بر پانتوگراف در قالب یک مکانیزم قیچی شکل (شکل‌های (۲) و (۳)) به عنوان راهنمای اجزا، بدون قید در توالی باز شدن با قابلیت کنترل صرفاً با یک عملگر (موتور الکتریکی دورانی) به عنوان محرک معرفی شده است که همزمانی باز شدن پنل‌ها را تضمین و ظرفیت سیستم در برخورد با شرایط نامشخص را بالا می‌برد.

آرایه خورشیدی سه بخشی با مکانیزم نشان داده شده در مدل‌های شماره (۱) و (۲) بر روی بدنه صلب فضاپیما نمونه، به

پیچشی معادل، l_i طول لینک های متصل به پنل ها می باشد. زاویه مفصل کاملاً باز شده پایه ۹۰ درجه است، در حالی که زاویه مفصل ۱ در حالت کاملاً باز شده ۱۸۰ درجه می باشد. باید به این نکته توجه داشت که روابط فوق برای حالتی است که زوایای میان لینک ها مستقل از یکدیگر می باشند و لزوماً با باز شدن یک پنل بقیه پنل ها باز نمی شوند. در استخراج معادلات حرکت فضایی ما مورد نظر از روش لاگرانژ استفاده می شود. به این منظور انرژی جنبشی کل سیستم را می توان با استفاده از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$T = \sum_{i=1}^4 T_i$$

$$T_1 = \frac{1}{2} m_1 (\dot{x}_1^2 + \dot{y}_1^2) + \frac{1}{2} I_1 (\dot{\theta}_1^2)$$

$$T_2 = \frac{1}{2} m_2 (\dot{x}_2^2 + \dot{y}_2^2) + \frac{1}{2} I_2 (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1)^2 \quad (3)$$

$$T_3 = \frac{1}{2} m_3 (\dot{x}_3^2 + \dot{y}_3^2) + \frac{1}{2} I_3 (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1))^2$$

$$T_4 = \frac{1}{2} m_4 (\dot{x}_4^2 + \dot{y}_4^2) + \frac{1}{2} I_4 (\dot{\theta}_4 - (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1)))^2$$

انرژی پتانسیل سیستم برابر است با مجموع انرژی پتانسیل ذخیره شده در فنر مفصل ها و انرژی پتانسیل موجود در کابل ها که از رابطه زیر محاسبه می شود:

$$V = \frac{1}{2} k_y (\theta_F - \theta_1)^2 + \frac{1}{2} k_1 (\theta_{2F} - \theta_2)^2 +$$

$$\frac{1}{2} k_3 (\theta_{3F} - \theta_3)^2 + \frac{1}{2} k_4 (\theta_{4F} - \theta_4)^2 + \quad (4)$$

$$\frac{1}{2} k \{ (2\theta_1 - \theta_2)^2 + (\theta_2 - \theta_3)^2 + (\theta_3 - \theta_4)^2 \}$$

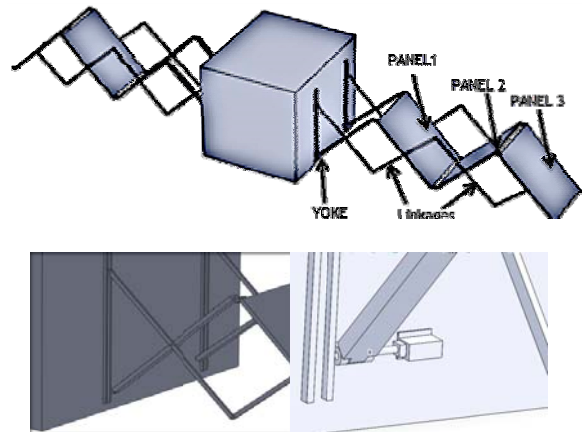
که در آن θ_F زوایای لولا زمانی است که فنرهای مستقر روی لولاها تحت هیچ تنشی قرار نمی گیرد. ترم های درون آکولاد رابطه (۴) مبین انرژی پتانسیل ناشی از کشش کابل ها و k سفتی پیچشی معادل آن می باشد. معادلات حرکت بر حسب مختصات عمومی $q = \{ \theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4 \}$ با استفاده از معادلات لاگرانژ محاسبه می شود:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_j} = Q_j \quad j = 1, \dots, 4 \quad (5)$$

که در آن Q_j می تواند نیروهای عمومی وارد بر سیستم در قالب اصطکاک های موجود در هر مفصل و گشتاورهای ناشی از پیش فشردگی فنرها باشد:

$$Q_j = -f_j \quad j = 1:4 \quad (6)$$

با استفاده از روابط لاگرانژ، معادلات حرکت برای چهار مختصه عمومی به صورت زیر استخراج می شود:



شکل ۳- پنل با مکانیزم پانتوگراف پیچی شکل به همراه مفصل بندی، شیار و لغزنده

معادلات حرکت مکانیزم فضایی نمونه با استفاده از روش لاگرانژ و با فرض قرارگیری مرکز جرم پنل ها در مرکز پنل و صرف نظر از جرم لینک ها و در نظر گرفتن اصطکاک اتصالات و سه فنر پیچشی در مفصل ها استخراج می شود. شکل (۱) مدل صفحه ای ساده شده با گشتاور معادل لینک ها بر روی هر پنل را نمایش می دهد. برای محاسبه انرژی جنبشی لازم است مختصات مرکز جرم لینک ها بر حسب زوایای پنل ها تعریف شود. مشتق زمانی این مختصات برای مدل شماره (۱) عبارت است از:

$$\dot{x}_1 = -\dot{\theta}_1 \frac{l_1}{2} \sin \theta_1$$

$$\dot{x}_2 = -\dot{\theta}_1 l_1 \sin \theta_1 + (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1) \frac{l_2}{2} \sin(\theta_2 - \theta_1)$$

$$\dot{x}_3 = -\dot{\theta}_1 l_1 \sin \theta_1 + (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1) l_2 \sin(\theta_2 - \theta_1) - (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1)) \frac{l_3}{2} \sin(\theta_3 - (\theta_2 - \theta_1)) \quad (1)$$

$$\dot{x}_4 = -\dot{\theta}_1 l_1 \sin \theta_1 + (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1) l_2 \sin(\theta_2 - \theta_1) - (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1)) l_3 \sin(\theta_3 - (\theta_2 - \theta_1)) + (\dot{\theta}_4 - (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1))) \frac{l_4}{2} \sin(\theta_4 - (\theta_3 - (\theta_2 - \theta_1)))$$

$$\dot{y}_1 = \dot{\theta}_1 \frac{l_1}{2} \cos \theta_1$$

$$\dot{y}_2 = \dot{\theta}_1 l_1 \cos \theta_1 + (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1) \frac{l_2}{2} \cos(\theta_2 - \theta_1)$$

$$\dot{y}_3 = \dot{\theta}_1 l_1 \cos \theta_1 + (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1) l_2 \cos(\theta_2 - \theta_1) + (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1)) \frac{l_3}{2} \cos(\theta_3 - (\theta_2 - \theta_1)) \quad (2)$$

$$\dot{y}_4 = \dot{\theta}_1 l_1 \cos \theta_1 + (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1) l_2 \cos(\theta_2 - \theta_1) + (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1)) l_3 \cos(\theta_3 - (\theta_2 - \theta_1)) + (\dot{\theta}_4 - (\dot{\theta}_3 - (\dot{\theta}_2 - \dot{\theta}_1))) \frac{l_4}{2} \cos(\theta_4 - (\theta_3 - (\theta_2 - \theta_1)))$$

که در آن θ_i زاویه بین پنل ها یا همان زاویه مفصل نام بر حسب رادیان، T_i گشتاور لینک نام بر حسب نیوتن-متر، K_i سفتی

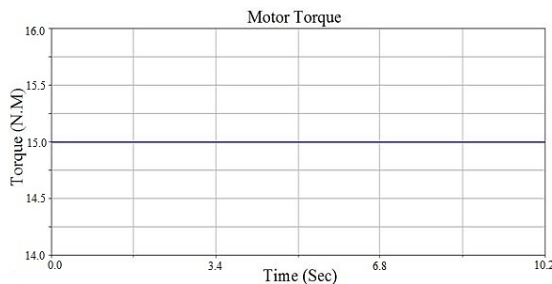
شبیه‌سازی‌های عددی

در این بخش با توجه پارامترهای در نظر گرفته شده در جدول (۱) به استخراج نتایج و پاسخ‌های دینامیکی با ورودی‌های مختلف پرداخته شده است. معادلات حرکت سیستم در محیط متلب حل شده و همچنین یک مدل دینامیکی از فضای پیمای مورد بررسی با مکانیزم قیچی در نرم‌افزار آدامز تحلیل شده است. عملکرد مکانیزم‌ها در قالب دو مدل که در آن زوایا به صورت مستقل از یکدیگر هستند (مدل شماره ۱) و مکانیزم قیچی شکل (مدل شماره ۲) با یکدیگر مقایسه شده‌اند.

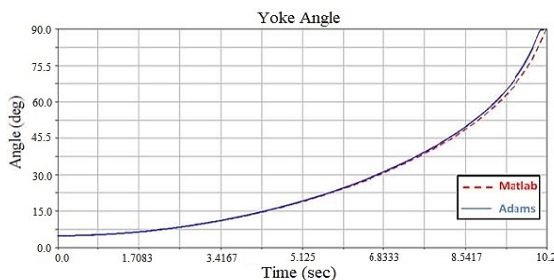
جدول ۱- پارامترهای فیزیکی فضای پیمای

پارامتر	طول l (m)	جرم M (kg)	اینرسی I (kg.m ²)	اصطکاک f (N.m)	سفتی فنر K (Nm/rad)
پایه	۲	۲/۲۲۲	۰/۷۶۹۵	۰/۶۶	-----
پنل ۱	۲	۱۲/۶۳۷	۴/۳۸۰۵	۰/۶۴	۰/۱۳۰۵
پنل ۲	۲	۹/۹۸۹	۳/۴۵۹۱	۰/۶۹	۰/۱۳۰۵
پنل ۳	۲	۸/۹۲۰	۳/۰۸۸۲	۰/۷۰	۰/۱۳۰۵

شکل‌های (۴) تا (۶) نتایج تغییرات زاویه و سرعت زاویه‌ای را برای پایه و پنل‌ها بر حسب زمان در دو محیط متلب و آدامز برای مدل شماره (۲) (مکانیزم قیچی شکل) نمایش می‌دهد. زاویه اولیه پایه و بدنه در زمان صفر به ترتیب ۵ و ۱۰ درجه و سرعت زاویه‌ای اولیه آنها صفر در نظر گرفته شده است.



شکل ۴- گشتاور اعمال شده بر حسب زمان



شکل ۵- تغییرات زاویه پایه و پنل‌های فضای پیمای بر حسب زمان

$$\begin{aligned}\ddot{\theta}_1 &= f_1(\theta_i, \dot{\theta}_i) \\ \ddot{\theta}_2 &= f_2(\theta_i, \dot{\theta}_i) \\ \ddot{\theta}_3 &= f_3(\theta_i, \dot{\theta}_i) \\ \ddot{\theta}_4 &= f_4(\theta_i, \dot{\theta}_i)\end{aligned}\quad (7)$$

که در آن توابعی غیرخطی می‌باشند. برای مدل‌سازی و استخراج روابط مدل شماره (۲) فرض طول یکسان برای همه لینک‌ها یعنی $l_1 = l_2 = l_3 = l_4$ و فرض:

$$\theta_2 = \theta_3 = \theta_4 = 2\theta_1 \quad (8)$$

در نظر گرفته شده است. رابطه زیر بین اجزای مکانیزم برقرار می‌شود:

$$\begin{aligned}x_1 = x_2 = x_3 = x_4 &= \frac{1}{2} \cos(\theta_1) \\ y_1 &= \frac{l}{2} \sin(\theta_1) \\ y_2 = l \sin(\theta_1) + \frac{l}{2} \sin(\theta_1) &= \frac{3}{2} l \sin(\theta_1) \\ y_3 = 2l \sin(\theta_1) + \frac{l}{2} \sin(\theta_1) &= \frac{5}{2} l \sin(\theta_1) \\ y_4 = 3l \sin(\theta_1) + \frac{l}{2} \sin(\theta_1) &= \frac{7}{2} l \sin(\theta_1)\end{aligned}\quad (9)$$

انرژی جنبشی سیستم برابر با مجموع انرژی جنبشی اجزای که در آن از جرم لینک‌های مربوط به مکانیزم قیچی شکل در مقایسه با پنل‌ها صرف نظر شده است:

$$T = \sum_{i=1}^4 T_i = \frac{1}{2} m_i (\dot{x}_i^2 + \dot{y}_i^2) + \frac{1}{2} I_i (\dot{\theta}_i)^2 \quad (10)$$

و انرژی پتانسیل سیستم برابر با مجموع انرژی پتانسیل ذخیره شده در فنرهاست که با فرض یکسان بودن ثابت فنرها از معادله زیر استخراج می‌شود:

$$V = \frac{1}{2} k_2 \theta_2^2 + \frac{1}{2} k_3 \theta_3^2 + \frac{1}{2} k_4 \theta_4^2 = 6k \theta_1^2 \quad (11)$$

با جایگذاری روابط مربوط به انرژی جنبشی و پتانسیل و نیروهای اصطکاکی $Q_1 = T_m - f_1 - f_2 - f_3$ در معادله لاگرانژ (۵)، معادله حرکت سیستم عبارتست از:

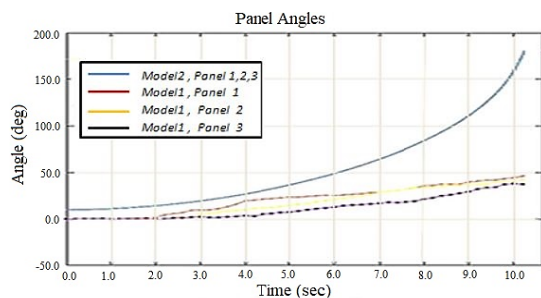
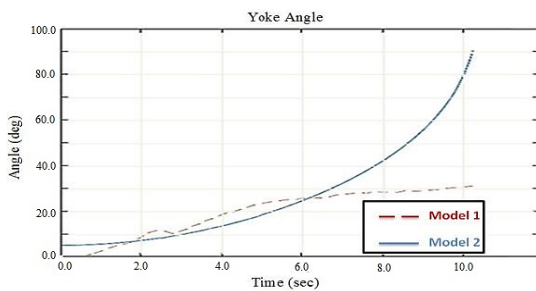
$$\begin{aligned}\ddot{\theta}_1 &= \frac{[T_m - \sum_i f_i - lk\theta_1 + l^2 m_2 \dot{\theta}_1^2 \sin(2\theta_1)]}{[\sum_i I_i + \frac{l^2 m_1}{4} + \frac{3l^2 m_2}{4} + \frac{13l^2 m_3}{4} + \frac{25l^2 m_4}{4}]} \\ &+ \frac{3l^2 m_3 \dot{\theta}_1^2 \sin(2\theta_1) + 6l^2 m_4 \dot{\theta}_1^2 \sin(2\theta_1)}{l^2 m_2 \cos 2\theta_1 + 3l^2 m_3 \cos 2\theta_1 + 6l^2 m_4 \cos 2\theta_1}\end{aligned}\quad (12)$$

که در آن T_m گشتاور خروجی موتور و f_i گشتاور ناشی از اصطکاک در مفصل i است.

جدول ۲- مقادیر میانگین و درصد خطای پارامترها

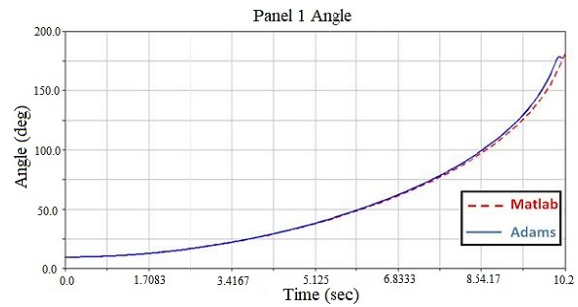
پارامتر	مقدار میانگین متلب	مقدار میانگین آدامز	درصد خطا
زاویه پایه	۲۷/۰۱	۲۵/۷۸	۴/۵
سرعت زاویه ای پایه	۹/۱۳	۸/۴۵	۷/۴
زاویه پنل ۱	۵۴	۵۱/۵۶	۴/۵
سرعت زاویه ای پنل ۱	۱۸/۲۶	۱۶/۸۰	۷/۸
زاویه پنل ۲	۵۴	۵۱/۵۳	۴/۵
سرعت زاویه ای پنل ۲	۱۸/۲۶	۱۶/۸۹	۷/۵
زاویه پنل ۳	۵۴	۵۱/۵۰	۴/۶
سرعت زاویه ای پنل ۳	۱۸/۲۶	۱۶/۸۸	۷/۵

جدول (۲) مقادیر میانگین پارامترها در شبیه سازی های انجام شده در دو محیط متلب و آدامز را نشان می دهد. در مجموع حداکثر خطا برابر ۷/۸ درصد است. یک عامل ایجاد اختلاف نسبی در نتایج، مربوط به جرم لینک های مکانیزم قیچی شکل است. شکل (۷) زوایای پایه و پنل ها در فرآیند باز شدن آرایه ها برای فضایما با دو مکانیزم باز شدن زوایای مستقل و باز شدن همزمان پنل ها نمایش داده شده است. همانطور که مشخص است مکانیزمی که در آن زوایا به طور همزمان باز می شوند، دارای عملکرد بهتری از نظر زمان باز شدن آرایه و همزمانی باز شدن پنل ها است.

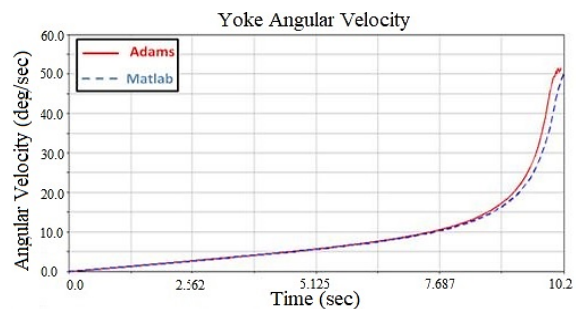


شکل ۷- مقایسه زاویه پایه و پنل ها در دومدل تحلیلی

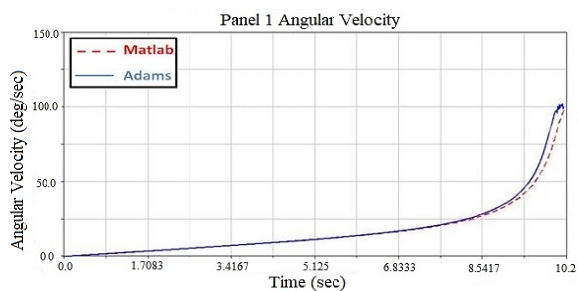
برای بررسی عملکرد مکانیزم، گشتاورهای ورودی با پروفیل های مختلف به سیستم وارد شده است. گشتاور متغیر به صورت شکل (۸) اعمال می شود که در آن دامنه گشتاور تا ۸ ثانیه اول ثابت و برابر با ۱۵ نیوتن-متر است و پس از آن بصورت خطی تا صفر کاهش می یابد. شکل های (۱۰) تا (۱۳) تغییرات زاویه و سرعت پنل ها و پایه را بر حسب زمان برای مدل شماره (۲) نمایش می دهد.



شکل ۵- تغییرات زاویه پایه و پنل های فضایما بر حسب زمان



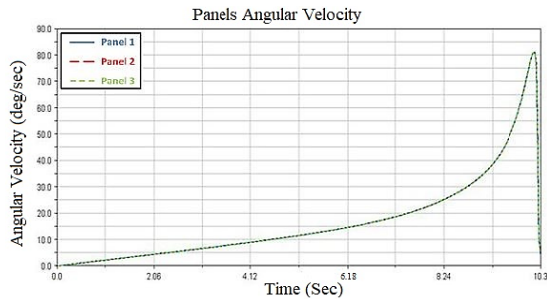
شکل ۶- سرعت زاویه ای پایه و پنل های فضایما بر حسب زمان



همانگونه که مشخص است مدت زمان باز شدن کامل پنل ها با مقدار گشتاور ۱۵ نیوتن-متر موتور حدود ۱۰/۲۵ ثانیه است. همچنین مطابق انتظار زاویه باز شدن پنل ها در هر زمان مساوی و دو برابر مقدار زاویه پایه- بدنه می باشد. شکل (۶) تغییرات سرعت زاویه ای از حالت بسته تا باز شدن کامل پنل را نشان می دهد. در زمانی که پنل ها به طور کامل باز شده اند، فرآیند قفل شدن مکانیزم به معنی تغییر سرعت زاویه ای پنل ها به صفر و اعمال گشتاورهای ناشی از این تغییر سرعت به بدنه می باشد.

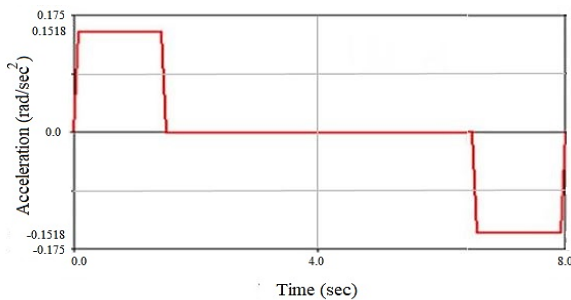
یک نتیجه نامطلوب از نمودارها، تغییرات سرعت های زاویه ای برای پایه و پنل هاست به گونه ای که از سرعت صفر در ابتدای حرکت با شتاب افزایش یافته به حدود ۴۸ درجه بر ثانیه برای پایه و ۱۰۰ درجه بر ثانیه برای پنل ها در انتهای حرکت در زمان ۱۰/۲۵ ثانیه می رسد. برای کاهش این سرعت بهتر است از موتورهای با قابلیت کنترل گشتاور استفاده شود تا قابلیت کنترل سرعت باز شدن پنل ها را در هر فاز از فرآیند باز شدن ایجاد نماید.

عملیات باز شدن، به صورت آهسته و با ضربه کمتری عمل می‌کند. این مسئله می‌تواند اثرات نامطلوب ناشی از انعطاف‌پذیری اتصالات را به میزان قابل توجهی کاهش دهد.



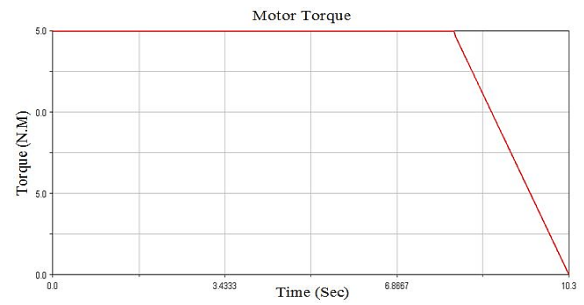
شکل ۱۲ - تغییرات سرعت زاویه‌ای پنل‌ها بر حسب زمان

یکی از معضلات استفاده از موتور در مود گشتاور ثابت شتاب گرفتن اجزا و افزایش سرعت آنها در زمان می‌باشد. برای حل این مشکل می‌توان در محیط آدامز از موتور در مود سرعت استفاده کرد بدین صورت که موتور سرعت زاویه‌ای ثابت یا متغیر (که بر حسب یک تابع بر حسب زمان تعریف می‌شود) را در تمام لحظات حفظ می‌کند. شایان ذکر است که این سرعت برابر با سرعت محور خروجی مجموعه موتور و گیربکس (یعنی پس از کاهش دور) فرض می‌شود. برای شبیه‌سازی موتور در مود سرعت در نرم‌افزار آدامز از مولدهای سرعت استفاده شده است. با تعریف یک مولد سرعت در یک اتصال لولایی (یا جابجایی) سرعت زاویه‌ای بین اجزای لولا شده برابر با مقدار مشخص شده تنظیم می‌شود و گشتاور لازم برای تولید این حرکت محاسبه می‌شود. در اینجا مولد حرکت به اتصال بین پایه و بدنه فضاپیما اعمال شده است. شایان ذکر است که بدنه در اینجا نسبت به چارچوب مرجع اینرسی ثابت در نظر گرفته شده است.

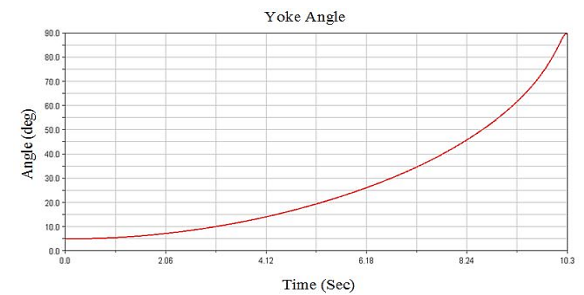


شکل ۱۳ - نمودار تغییرات شتاب در مولد حرکت

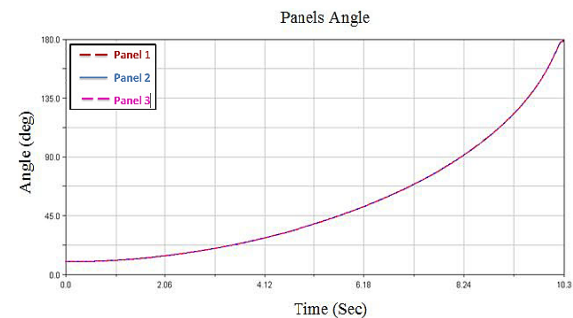
نمودار تغییرات تابع شتاب در شکل (۱۳) نمایش داده شده است. پارامترهای تابع به گونه‌ای تنظیم شده‌اند که پایه در زمان ۸ ثانیه از زاویه اولیه ۵ درجه تا ۹۰ درجه باز شود و در انتهای حرکت سرعت آن به صفر برسد. در طی ۱/۵ ثانیه اول شتابی برابر با ۸/۷



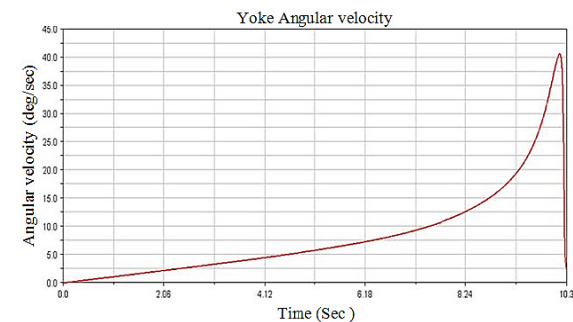
شکل ۸ - تغییرات گشتاور اعمال شده توسط موتور



شکل ۹ - تغییرات زاویه پایه بر حسب زمان



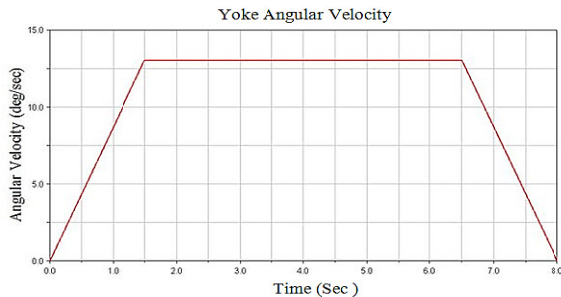
شکل ۱۰ - تغییرات زاویه پنل‌ها بر حسب زمان



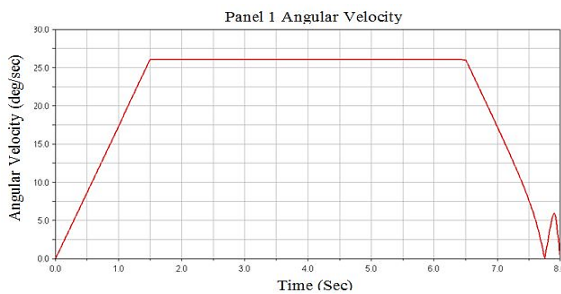
شکل ۱۱ - تغییرات سرعت زاویه‌ای پایه بر حسب زمان

نتایج حاصل از اعمال گشتاور ثابت (شکل ۴) و گشتاور متغیر (شکل ۸) در قالب زوایای پنل‌ها ملموس نمی‌باشد، اما تفاوت در سرعت‌های زاویه‌ای آنها (شکل‌های ۱۱ و ۱۲) واضح است. با کاهش تدریجی گشتاور موتور (شکل ۸) پنل در لحظات پایانی

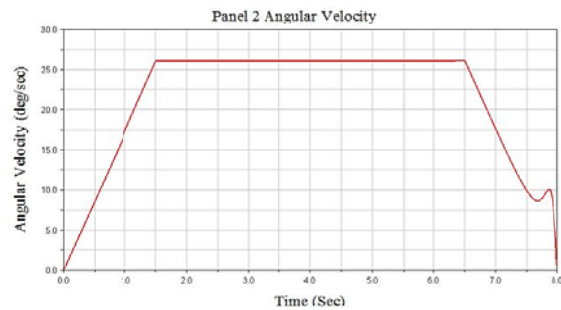
۱۰ درجه بر ثانیه به صفر و تغییر ناگهانی در اعمال گشتاور در لحظه قفل شدن و نوسانات ناشی از اتصالات انعطاف پذیر تعریف شده میان پتل ها می باشد.



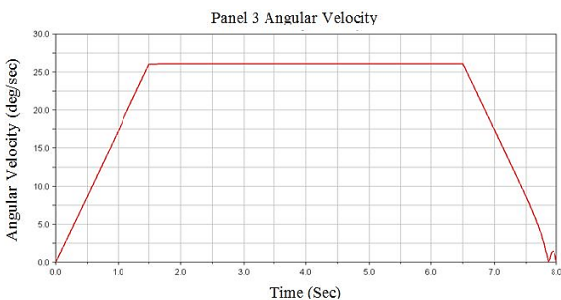
شکل ۱۶- نمودار تغییرات سرعت زاویه ای پایه



شکل ۱۷- نمودار تغییرات سرعت زاویه ای پتل ۱



شکل ۱۸- نمودار تغییرات سرعت زاویه ای پتل ۲

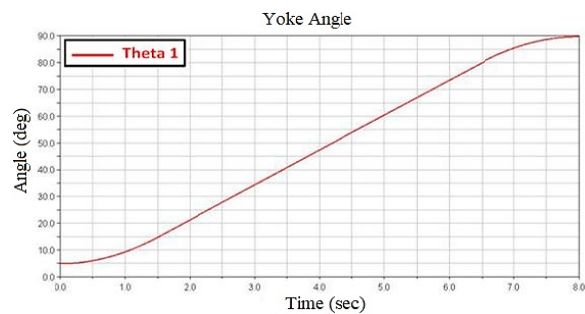


شکل ۱۹- نمودار تغییرات سرعت زاویه ای پتل ۳

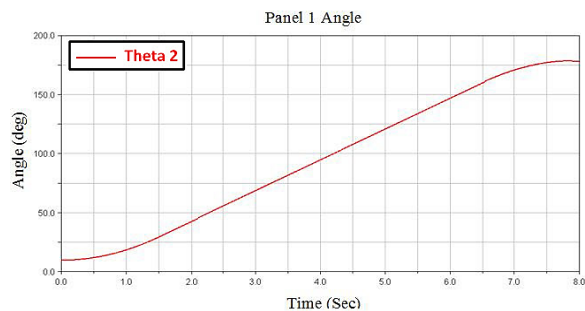
شکل های (۲۰) و (۲۱) به ترتیب تغییرات گشتاور و توان مصرفی موتور را حین راه اندازی و عملیات نشان می دهد. حداکثر قدرت موتور در فاز شتاب گیری در ۱/۵ ثانیه اول مورد نیاز است به گونه ای که گشتاور مصرفی در راه اندازی مکانیزم تا رسیدن به مقدار

درجه بر مجذور ثانیه تولید می شود و پس از آن به مدت ۵ ثانیه شتاب به صفر کاهش می یابد تا مکانیزم با سرعت ثابت شروع به باز شدن کند. در ۱/۵ ثانیه انتهایی نیز شتابی برابر یا $8/7$ درجه بر مجذور ثانیه ایجاد می شود تا سرعت را در پایان ۸ ثانیه به صفر کاهش دهد.

شکل های (۱۴) و (۱۵) نمودار تغییرات زاویه پایه و پتل ۱ را برای مدل شماره (۲) نمایش می دهد. زاویه پایه از ۵ درجه در زمان ۸ ثانیه به ۹۰ درجه می رسد. مطابق انتظار زوایای پتل ها دو برابر زاویه پایه است و از ۱۰ درجه به ۱۸۰ درجه می رسد. علاوه بر این، تغییرات این زوایا کاملاً مشابه یکدیگر است که نشانگر عملکرد مناسب مکانیزم قیچی شکل در فراهم کردن همزمانی کامل در فرآیند توسعه پتل هاست.

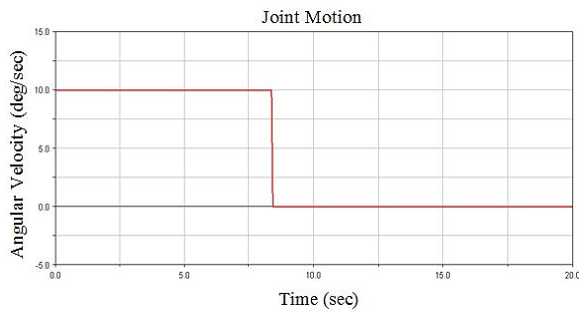


شکل ۱۴- نمودار تغییرات زاویه پایه

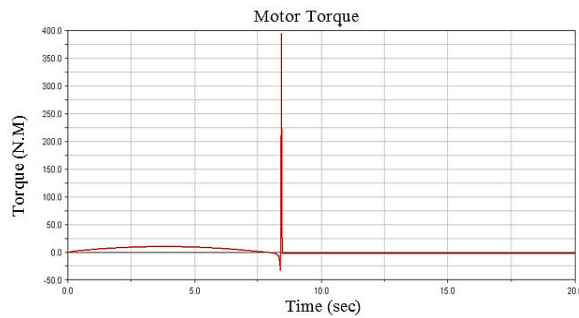


شکل ۱۵- نمودار تغییرات زاویه پتل ۱

شکل های (۱۶) تا (۱۹) روند تغییرات سرعت زاویه ای پتل ها را برای مدل شماره (۲) نشان می دهد. در بخش پایانی هنگامی که پتل به موقعیت نهایی نزدیک می شود، پروفیل سرعت ایجاد شده در ۱/۵ ثانیه اول با شتاب افزاینده $8/7$ درجه بر مجذور ثانیه افزایش یافته سپس با سرعت ثابت به حرکت خود ادامه داده و در نهایت حرکت آن دارای شتاب کاهنده $8/7$ درجه بر مجذور ثانیه می باشد. به این ترتیب مطابق نمودار در زوایای قبل از ۲۵ درجه پایانی حرکت، پتل ها به آرامی برای قرار گرفتن در موقعیت قفل حرکت خواهد کرد. نوسان ناچیز موجود در بازه کوتاهی در نمودارهای سرعت زاویه ای ناشی از تغییر سرعت زاویه ای فضاپیما و سرعت زاویه ای موتور از

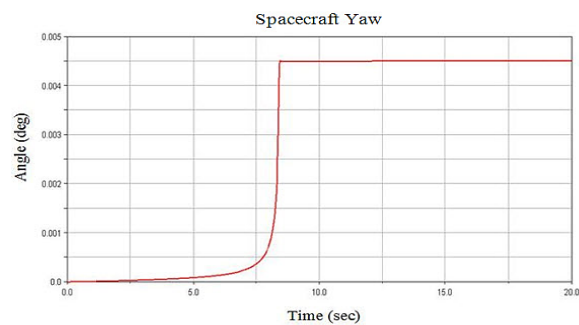


شکل ۲۲- نمودار تغییرات سرعت موتور



شکل ۲۳- نمودار تغییرات گشتاور موتور

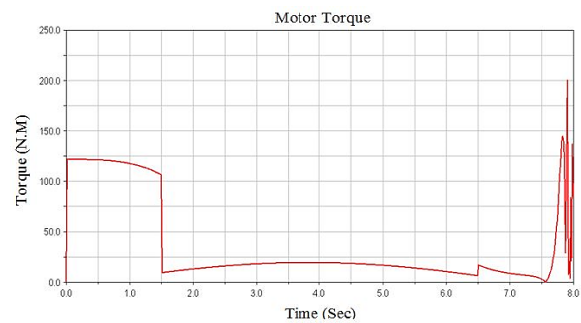
همانگونه که مشخص است گشتاور اعمال شده برای سرعت زاویه‌ای ثابت در حین حرکت مقداری زیر ۲۰ نیوتن-متر دارد اما در زمان ۸/۴ ثانیه سرعت زاویه‌ای موتور از ده درجه بر ثانیه به صفر تغییر می‌کند و این تغییر ناگهانی باعث اعمال گشتاور حداکثر ۳۹۴ نیوتن-متر در آن زمان می‌شود.



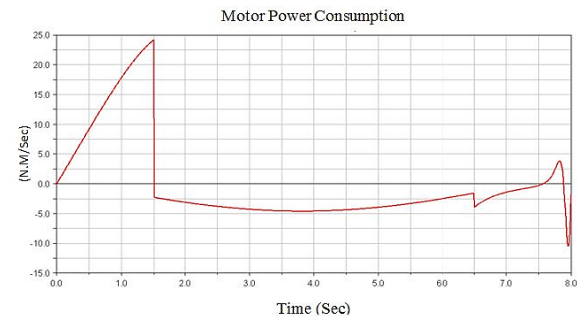
شکل ۲۴- نمودار تغییرات زاویه یاو فضاپیما

شکل‌های (۲۴) و (۲۵) نمودار تغییرات زاویه یاو و سرعت زاویه‌ای مربوطه را نشان می‌دهند. تغییر زاویه یاو بدنه در اثر گشتاورهای اعمالی حدود ۰/۰۰۴۵ درجه و حداکثر سرعت زاویه‌ای حول این محور حدود ۰/۰۰۷ درجه بر ثانیه است که مقداری قابل صرف نظر کردن است. نوسان ناچیز موجود در تغییر سرعت زاویه‌ای فضاپیما در لحظه قفل شدن ناشی از اتصالات انعطاف پذیر تعریف شده میان پنل‌ها می‌باشد که مقدار بسیار کوچکی دارد.

۱۲۰ نیوتن-متر می‌رسد. توان مصرفی نیز در این بازه حداکثر ۲۵ وات است. شایان ذکر است که نمودار گشتاور به صورت دامنه گشتاور مورد نیاز ترسیم شده و برای تخمین قدرت موتور مورد نیاز، قدر مطلق دامنه توان مصرفی موتور در نظر گرفته می‌شود. بنابراین موتوری با قدرت ۳۵ وات کفایت می‌کند. نوسانات انتهایی مشهود در شکل‌های (۲۰) و (۲۱) به واسطه تغییر ناگهانی تغییرات گشتاور در ۱/۵ ثانیه انتهایی و آغاز فرایند قفل شدن مکانیزم می‌باشد که حضور المان‌ها انعطاف پذیر در اتصالات می‌تواند حین قفل شدن، دقت موتور را در ایجاد گشتاور مطلق مورد نیاز کاهش داده و به تبع آن توان مصرفی را دچار تغییر کند.



شکل ۲۰- نمودار تغییرات گشتاور موتور



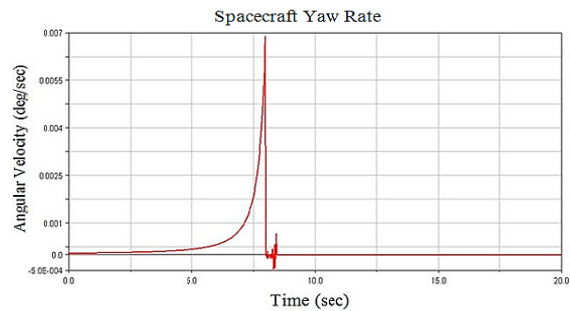
شکل ۲۱- نمودار تغییرات توان موتور

بررسی رفتار فضاپیما پس از قفل شدن مکانیزم

در این بخش رفتار فضاپیما بعد از اینکه آرایه خورشیدی کاملاً باز و در جای خود قفل شد بررسی خواهد شد. قفل شدن مکانیزم به معنی تغییر سرعت زاویه‌ای پنل‌ها به صفر و اعمال گشتاورهای ناشی از این تغییر سرعت به بدنه است. به این منظور سرعت زاویه‌ای ثابت ۱۰ درجه بر ثانیه به پایه اعمال می‌شود و در زمانی که پنل‌ها بطور کامل باز شده‌اند به صورت ناگهانی به صفر کاهش می‌یابد و تاثیر گشتاور اعمالی بر بدنه مورد بررسی قرار می‌گیرد. نمودار تغییرات سرعت موتور و گشتاور اعمالی بر حسب زمان در شکل‌های (۲۲) و (۲۳) دیده می‌شود.

out solar array (ROSA) technology for Space Systems Loral (SSL) solar arrays," in *2016 IEEE Aerospace Conf.*, 2016, pp. 1-12.

- [6] Wen, M., M. Yu, J. Fu, and Z. Wu, "Multi-functional hinge equipped with a magneto-rheological rotary damper for solar array deployment system," in *Ninth Int. Symp. on Precision Eng. Measurement and Instrumentation*, 2015, p. 944648.
- [7] Renshall, J. and G. Marks, "The AstroEdge solar array for the NASA Small Spacecraft Technology Initiative "Clark" satellite," in *Conference Record of the 25th IEEE Photovoltaic Specialists Conf.-1996*, 1996, pp. 271-276.
- [8] Zuckerman, J., S. Enger, and N. Gupta, "Design, build, and testing of TacSat thin film solar arrays," in *4th Int. Energy Conversion Eng. Conf. and Exhibit (IECEC)*, 2006, p. 4198.
- [9] Mallikarachchi, H. and S. Pellegrino, "Deployment dynamics of ultrathin composite booms with tape-spring hinges," *J. of Spacecraft and Rockets*, vol. 51, pp. 604-613, 2014.
- [10] Kalman, A.E., "Solar Panel Hinge Release Mechanism," ed: Google Patents, 2018.
- [11] Spence, B.R. and S.F. White, "Hinge and lock mechanism for roll-out solar array," ed: US Patent App. 15/082,058, 2019.
- [12] Xilun, D., L. Xin, X. Kun, Y. Qiaolong, and P. Hailing, "Study on the behavior of solar array deployment with root hinge drive assembly," *Chinese J. of Aeronautics*, vol. 25, pp. 276-284, 2012.
- [13] Li, H., L. Duan, X. Liu, and G. Cai, "Deployment and control of cable-driven flexible solar arrays," *Aircraft Eng. and Aerospace Tech.*, vol. 89, pp. 835-844, 2017.
- [14] Yan, Z., H. Shang, G. Zhao, Q. Yang, J. Ma, and J. Wang, "The Synchronization Mechanism for Solar Array with a Three-Stage Deployment," in *44th Aerospace Mechanisms Symp.*, 2018, p. 431.
- [15] Alomar, W., J. Degnan, S. Mancewicz, M. Sidley, J. Cutler, and B. Gilchrist, "An extendable solar array integrated Yagi-Uda UHF antenna for CubeSat platforms," *IEEE Int. Symp. on Antennas and Propagation*, 2011, pp. 3022-3024.
- [16] Santoni, F., F. Piergentili, S. Donati, M. Perelli, A. Negri, and M. Marino, "An innovative deployable solar panel system for Cubesats," *Acta Astronautica*, vol. 95, pp. 210-217, 2014.
- [17] Senatore, P., A. Klesh, T. H. Zurbuchen, D. McKague, and J. Cutler, "Concept, design, and prototyping of XSAS: A high power extendable solar array for CubeSat applications," 2010.
- [18] Kwak, M.K., S. Heo, and H. B. Kim, "Dynamics of satellite with deployable rigid solar arrays," *Multibody System Dynamics*, vol. 20, pp. 271-286, 2008.
- [19] Fufa, B., C. Zhao-Bo, and M. Wensheng, "Modeling and simulation of satellite solar panel deployment and locking," *Information Tech. J.*, vol. 9, pp. 600-604, 2010.
- [20] Li, Y., C. Wang, and W. Huang, "Dynamics analysis of planar rigid-flexible coupling deployable solar array system with multiple revolute clearance joints," *Mechanical Systems and Signal Proc.*, vol. 117, pp. 188-209, 2019.
- [21] Kim, K.-W. and Y. Park, "Solar array deployment analysis considering path-dependent behavior of a tape spring hinge," *J. of Mechanical Science and Tech.*, vol. 29, pp. 1921-1929, 2015.



شکل ۲۵- نمودار تغییرات سرعت زاویه ای یو فضاپیما

نتیجه گیری

در این مقاله با بهره گیری از مکانیزم پانتوگراف قیچی شکل به همراه موتور و لغزنده، ضمن حفظ سرعت مناسب باز شدن، همزمانی باز شدن پنل های آرایه خورشیدی را تضمین کرده و با بکارگیری آن در دو طرف فضاپیما ضربه و ارتعاشات اعمال شده در مرحله پایانی قفل شدن پنل ها را به حداقل می رساند. مدل سه بعدی مکانیزم فضاپیما نمونه در نرم افزار آدامز با افزودن جرم لینک ها در دو حالت گشتاور ثابت و متغیر مورد تحلیل قرار گرفت. نتایج شبیه سازی ها نشان داد که با گشتاور ثابت ۱۵ نیوتن-متر مدت زمان باز شدن پنل ها ۱۰/۲۵ ثانیه خواهد بود. همچنین مطابق انتظار، زاویه باز شدن پنل ها در همه زمان ها مساوی و دوبرابر زاویه پایه اتصال دهنده بود. آنچه از مقایسه نتایج با مکانیزم مدل شماره (۱) (مستقل بودن زوایا) می توان مشاهده کرد آن است که مکانیزم قیچی شکل (مدل شماره (۲))، عملکرد بهتری از نظر زمان باز شدن، همزمانی باز شدن پنل ها و ضربات ناشی از قفل شدن تک تک پنل ها در بازه های مختلف زمانی دارد.

مراجع

- [1] Fiore, J., R. Kramer, P. Larkin, and E. Grebenstein, "Mechanical design and verification of the TOPEX/Poseidon deployable solar array," *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc*, pp. 125-135, 1994.
- [2] Liu, L., X. Wang, S. Sun, D. Cao, and X. Liu, "Dynamic characteristics of flexible spacecraft with double solar panels subjected to solar radiation," *Int. J. of Mechanical Sciences*, vol. 151, pp. 22-32, 2019.
- [3] Yang, X., S. S. Ge, and W. He, "Dynamic modelling and adaptive robust tracking control of a space robot with two-link flexible manipulators under unknown disturbances," *Int. J. of Control*, vol. 91, pp. 969-988, 2018.
- [4] Bain, D., C. Patton and A. Tendean, "Deployable Solar Array Structure: G1: 3," 2019.
- [5] Hoang, B., S. White, B. Spence, and S. Kiefer, "Commercialization of Deployable Space Systems' roll-

- On-orbit deployment and attitude control," in *2016 4th International Conference on Machinery, Materials and Information Technology Applications*, 2017.
- [27] Narayana, B., L.B. Nagaraj, and B. Nataraju, "Deployment dynamics of solar array withbody rates," in *Materials of int. ADAMS user conf.*, 2000.
- [28] Kuang, J., P.A. Meehan, A. Leung, and S. Tan, "Nonlinear dynamics of a satellite with deployable solar panel arrays," *Int. J. of Nonlinear Mechanics*, vol. 39, pp. 1161-1179, 2004.
- [29] Gao, E.-w., X.-p. Zhang, and Z.-q. Yao, "Simulation and analysis of flexible solar panels' deployment and locking processes," *J. of Shanghai Jiaotong University (Science)*, vol. 13, pp. 275-279, 2008.
- [22] Guo, S.-J., H.-Q. Li, and G.-P. Cai, "Deployment Dynamics of a Large-Scale Flexible Solar Array System on the Ground," *The J. of the Astronautical Sci.*, vol. 66, pp. 225-246, 2019.
- [23] Jones, P. A. and B. R. Spence, "Spacecraft solar array technology trends," *IEEE Aerospace and Electronic Sys. Magazine*, vol. 26, pp. 17-28, 2011.
- [24] Shapiro, W., F. Murray, R. Howarth, and R. Fusaro, "Space mechanisms lessons learned study. Volume 2: Literature review," 1995.
- [25] Nagaraj, B., B. Nataraju, and A. Ghosal, "Dynamics of a two-link flexible system undergoing locking: mathematical modelling and comparison with experiments," *J. of sound and vibration*, vol. 207, pp. 567-589, 1997.
- [26] Chen, F., G. Zhao, Y. Yu, J. Wang, and P. Cao, "Modelica-based modeling and simulation of satellite