مجله مهندسی مکانیک مدرس، آبان 1396، دوره 17، شماره 8، ص‌ص 241-251

ماهنامه علمی پژوهشی

مهندسی مکانیک مدرس

mme.modares.ac.ir

استخراج روند بهینه‌ی طراحی پنل خورشیدی ماهواره بر اساس قابلیت اطمینان و ارائه راهکار بهبود آن

مهراد دمیرچلی[1]، سارا میرشکاری[2]، مهدی فکور[3*]

1- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه تهران، تهران
2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
3-دانشیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران، تهران
* تهران، صندوق پستی 1561-14395، mfakoor@ut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل
دریافت: 24 اسفند 1395
پذیرش: 09 خرداد 1396
ارائه در سایت: 20 مرداد 1396

کلید واژگان:
ماهواره ژئو
پنل خورشیدی
ماتریس ساختار طراحی
قابلیت اطمینان
عضو افزونه

چکیده

هدف از این مقاله طراحی پنل‌های خورشیدی یک ماهواره با لحاظ قابلیت اطمینان مناسب است که در مدار ژئو قرار می‌گیرد. فرآیند طراحی پنل خورشیدی از طریق روش ماتریس ساختار طراحی تعیین می‌شود. در این راستا با توجه به قیود و الزامات مأموریت ابتدا یک طرح اولیه استخراج می‌شود و سپس به بهسازی روند طراحی پرداخته می‌شود و در نهایت یک روند طراحی بهینه ارائه خواهد شد. سطح اول درخت محصول مکانیزم طراحی شده شامل اجزاء رهایش، گسترش، قفل و چرخش پنل است. با توجه به اهمیت اطمینان از عملکرد صحیح مکانیزم‌ها در فضا، با تشکیل شبکه قابلیت اطمینان پنل طراحی شده، به محاسبه مقدار قابلیت اطمینان طرح اولیه پرداخته می‌شود. با توجه به بودجه قابلیت اطمینان تعیین شده از طرف بخش مهندسی سیستم، نحوه توزیع قابلیت اطمینان در میان اجزاء مورد بررسی و تحلیل قرار می‌گیرد. بدین ترتیب قابلیت اطمینان مورد نظر به هر بخش از مکانیزم اختصاص داده خواهد شد و در صدد ارضای آن، در طراحی تغییراتی اعمال خواهد شد. در این راستا مسیرهای بحرانی که منجر به کاهش قابلیت اطمینان می‌شود را بررسی کرده و در جهت بهسازی مسیر بحرانی و در انتها افزایش قابلیت اطمینان با استفاده از اجزای افزونه، اقدام خواهد شد.

Extraction of optimum design process for satellite solar panel based on reliability and solutions to improve it

Mahrad Damircheli[1], Sara Mirshekari[2], Mahdi Fakoor[1*]

1- Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran.
2- Department of Aerospace Engineering, Khajeh Nasir Toosi University of Technology, Tehran, Iran
* P.O.B.14395-1561, Tehran, Iran, mfakoor@ut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 March 2017
Accepted 30 May 2017
Available Online 11 August 2017

Keywords:
GEO satellite
Solar panel
Design structure matrix
Reliability
Redundant component

ABSTRACT

The purpose of this research is the design of solar panels for a satellite which was put into geostationary orbit considering suitable reliability. The process of solar panel design is conducted according to the Design Structure Matrix (DSM) method. In this regard, an initial plan, a subsequent design process improvement, and a final optimized design process are provided. The first level of designed mechanism product tree includes released mechanism, development mechanism, lock and rotation components. Given the importance of ensuring the proper operation of mechanisms in space and reported mission failures due to lack of mechanism's operation, the reliability network of designed mechanism is constructed and the reliability of designed panel is calculated. The amount of achieved relaiability is then verified according to the mission and system engineering requirements. Nessecary changes are applied on initial design to achieve the satisfactory reliability for the whole solar mechanism. In this regard, the critical paths in reliability network which lead to reduced reliability are investigated, and improvement of the critical path is proposed, to the extent of increasing reliability by discarding redundant components for critical parts.

1- مقدمه

پنل‌های خورشیدی در ماهواره‌ها برای جذب انرژی خورشیدی مورد نیاز در زیرسیستم انرژی استفاده می‌شوند. از آنجایی که عمر ماهواره و همچنین نحوه انجام مأموریت ماهواره بستگی به تأمین انرژی آن دارد، بنابراین طراحی پنل‌ها به عنوان منبع جذب انرژی در ماهواره‌ها بسیار حساس و قابل‌توجه می‌باشد. گسترش به موقع پنل‌ها و چرخش آرایه خورشیدی در موقعیت استقراری و ثبات آن در این موقعیت بعد از باز کردن قفل پنل خورشیدی یکی از مهم‌ترین عملکردهای ماهواره است زیرا در صورت عدم گسترش مناسب بالک، تأمین انرژی دچار مشکل خواهد شد. همچنین باز شدن نامناسب بالک نقش بسزایی در ایجاد اغتشاش و به هم خوردن تعادل و

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:

Please cite this article using:

M. Damircheli, S. Mirshekari, M. Fakoor, Extraction of optimum design process for satellite solar panel based on reliability and solutions to improve it, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 8, pp. 241-251, 2017 (in Persian)

پایداری ماهواره دارد به دلیل عدم امکان تعمیر و نگهداری و با توجه به این‌که بیش از 70 درصد عدم موفقیت در انجام مأموریت‌های فضایی به عدم عملکرد مناسب این مکانیزم برمی‌گردد، لذا طراحی، ساخت و تولید آن باید به گونه‌ای باشد که بالاترین قابلیت اطمینان و کم‌ترین احتمال شکست را دارا باشد

تاریخچه طولانی شکست سامانه‌های فضایی در اثر عدم کارکرد یا بدی کارکرد مکانیزم‌ها خود مؤید اهمیت طراحی مکانیزم‌های سامانه‌های فضایی با قابلیت اطمینان بالا است. نمونه‌هایی از این شکست‌ها، عدم گسترش پنل خورشیدی 37.1%، عدم گسترش بوم 17.1%، عدم گسترش آنتن 14.2% و عدم گسترش بازوی نمونه 5.7% است [1].

با تمام این وجود راه‌هایی برای کاهش میزان آسیب‌های ایجادشده در مکانیزم‌ها و یا کاهش تأثیر عدم کارکرد برخی از ماژول‌ها وجود دارد. در بسیاری از حالات، شکست‌ها به وسیله‌ی مشکلات طراحی ایجاد می‌شوند که مشابه آن‌ها در گذشته وجود داشته است. همان‌طور که در جدول 1 مشاهده می‌شود، بسیاری از شکست‌ها به دلایل کاملاً مشابه اتفاق افتاده‌اند.

تحقیقات صورت پذیرفته در موضوع طراحی پنل خورشیدی به سه دسته مجزا به صورت زیر قابل تقسیم است:

- طراحی مکانیزم بازکننده پنل خورشیدی
- تحلیل قابلیت اطمینان مکانیزم بازکننده پنل خورشیدی
- ابزارهای طراحی سیستمی

در سال 2009 برای تغییر جهت پنل خورشیدی به منظور جذب ماکزیمم میزان انرژی، یک مکانیزم دو محوره که با استفاده از دو موتور جهت پنل‌ها را تغییر می‌داد، طراحی و بهینه‌سازی شده است. در مقاله حمزه بیگ که در سال 2012 ارائه داده است، طراحی و پیاده‌سازی یک مکانیزم بازکننده پنل خورشیدی بررسی شده است که در آن از فنرهای پیچشی و میکرو اهرم‌ها استفاده شده است. در سال 2013 سانتونی و چند نفر دیگر در مقاله خود یک سیستم پنل خورشیدی قابل‌گسترش ماژولار را برای یک ماهواره طراحی و پیاده‌سازی کرده‌اند که دارای یک لولا و یک سیستم فنر ماژولار می‌باشد. همین گروه در سال 2014 در مقاله‌ای دیگر برای افزایش عملکرد این نوع سیستم ها یک نوع آرایه خورشیدی قابل چرخش برای یک نانو فضاپیما ارائه دادند. در یک تحقیق دیگر در سال 2004 دینامیک بدنه یک ماهواره در مداری دایره‌ای شکل به عنوان یک جسم مرکزی همراه با دو لوله‌ی متصل شده برای آرایه‌های پنل خورشیدی بازشونده مورد بررسی قرار گرفت. معادله‌های دینامیکی حرکت ماهواره همراه با این دو پنل خورشیدی با

جدول 1 واماندگی در مأموریت‌های فضایی

Table 1 Failure in the space missions

ردیف	ماهواره	تاریخ	مشکل ایجادشده	علت
1	Sky lab	1975	آرایه خورشیدی برای باز شدن کامل، شکست خورد و کابل قطع شد	تداخل سطوح کابل ها با صفحات دمایی
2	DM SP F-1	1976	رهایش آرایه خورشیدی با تأخیر انجام گرفت	سفتی بیش از اندازه مهار کننده سیم
3	Galileo	1989	تأخیر در رهایش پوشش تجهیزات	چسبندگی حرارتی
4	Magellan	1989	آرایه خورشیدی در موقع قفل شدن در انتهای مسیر دچار شکست شد	مناسب کار نکردن میکروسوئیچ

استفاده از معادلات کین به‌دست آمده است. در سال 2006 برای افزایش قابلیت اطمینان پنل‌های خورشیدی، بارهای ناشی از شرایط محیطی (شوک ارتعاشی، اثر جسم سوم، گرادیان دمایی) درفضا به طور تجربی شبیه‌سازی شده است [2]. در سال 2011 ژیانینگ و همکاران برای پیدا کردن خطاهای مکانیزم‌های آرایه‌های خورشیدی در مقاله خود از تجزیه و تحلیل درخت خطا و مدل‌های استدلال فازی شبکه پتری یک سیستم مکانیکی آرایه‌های خورشیدی و همچنین تجزیه تحلیل قابلیت اطمینان استفاده کردند [3]. در سال 2012 طراحی و قابلیت اطمینان مکانیزم جدید گسترش و قفل فرود آنالیز شده است. چارت آنالیز شکست برای سهولت آنالیز کمی و کیفی بر روی مکانیزم صورت گرفته است. پس از آن که آنالیز کمی توسط درخت خطا انجام شد، آنالیز قابلیت اطمینان گشتاور مکانیزم جدید صورت پذیرفت. در نتیجه تحقیقات انجام شده، قابلیت اطمینان مکانیزم گسترش 0.999334 به دست آمده است [4]. درسال 2014 فکور و همکاران به تحلیل قابلیت اطمینان طرح‌های سازه‌ای حساس پرداختند و به کمک روش فاصله‌ی بی‌نظمی توانستند موجب افزایش دقت طراحی شده و از طراحی محتاطانه جلوگیری کنند [5]. در مقاله‌ای دیگر در سال 2016 فکور و همکاران توانستند به کمک افزودن یک عملگر تراستر به عنوان جبران‌ساز به سیستم پایدارسازی وضعیت ماهواره، قابلیت اطمینان را در انجام مأموریت‌های فضایی بالا ببرند [6]. در سال 2014 میرشمس و همکاران یک روش موثر برای بهبود بهروری محاسباتی بهینه‌سازی طراحی مفهومی سامانه‌های پیچیده نظیر طراحی یک فضاپیما ارائه کردند [7]. در سال‌های اخیر، ابزارهایی جهت کمک به طراحی سیستمی ماهواره‌ها توسعه یافته‌اند. در سال 1998 میلادی ابزار اس.دی.تی برای طراحی مفهومی فضاپیما ارائه شد. این ابزار با در نظر گرفتن ورودی‌هایی شبیه نوع مأموریت و مدار و اطلاعات از زیرسیستم‌ها، بودجه‌بندی‌های سیستمی و زیرسیستمی را ارائه می‌نماید [8]. ام.یو.ست نیز ابزار دیگری برای توسعه طراحی سیستمی ماهواره است که در سال 2002 میلادی بر اساس مدل‌های منتنج شده از بانک داده ماهواره‌ها بنا شد. در این ابزار با توجه به داده‌هایی از ماهواره‌های موجود، مدل و ارتباط میان پارامترهای طراحی ایجاد می‌شود و بر این اساس در طراحی ماهواره جدید از این مدل استفاده می‌شود [8]. اس.ایی.ام ابزار دیگری است که برای توسعه طراحی سیستمی ماهواره در سال 2009 ارائه شد. در این روش از یک بانک داده برای تخمین روابط بین پارامترها و یک محیط گرافیکی استفاده می‌شود. این ابزار نسبت به ام.یو.ست کامل‌تر است و طراحی در سطح را نیز در نظر می‌گیرد [8].

در این مقاله ابتدا طرحی برای مکانیزم پنل‌خورشیدی ارائه شده است که دارای مزایای متعددی از جمله: سادگی، وزن کم و قابلیت اطمینان بالا است. سپس با هدف توسعه فرآیند طراحی سیستمی ماهواره ماتریس ساختار طراحی به عنوان ابزاری کارآمد برای طراحی و تحلیل سیستم‌های پیچیده استفاده شده است. با توجه به ویژگی‌های روش ماتریس ساختار طراحی در مواجهه با سیستمی پیچیده با پارامترهای متنوع، از این روش برای نمایش وابستگی‌های بین پارامترهای طراحی مکانیزم پنل خورشیدی استفاده شده است. بر اساس این روش، پنل خورشیدی به اجزای کوچک‌تری تجزیه و پارامترهای اثرگذار در طراحی، با انتخاب هر جزء در سطوح مختلف الزامات مشخصات مأموریت، زیرسیستم استخراج و ارتباط بین این پارامترها شناسایی شده است. نهایتاً این ارتباطات به صورت کیفی بیان و فرایند طراحی بهسازی می‌شود. سپس قابلیت اطمینان مکانیزم برای طول عمر ماهواره بررسی شده است. با توجه به اهمیت زیرسیستم انرژی در ماهواره و لحاظ قابلیت اطمینان

بالا در طراحی مکانیزم پنل خورشیدی ماهواره، شناسایی مسیرهای بحرانی با تحلیل شبکه قابلیت اطمینان صورت پذیرفته و اجزاء افزونه بصورت حداقلی انتخاب شده‌اند. موضوع رسیدن به الزامات مورد نیاز مأموریت با لحاظ قیود افزایش وزن سیستم، افزایش هزینه، هزینه‌های محاسباتی بالا و غیره مورد نظر قرارگرفته است.

2- توصیف مأموریت

هدف اصلی این تحقیق طراحی مکانیزم بازشونده پنل‌خورشیدی یک ماهواره نمونه با در نظر گرفتن الزام قابلیت اطمینان می‌باشد تا با افزایش هرچه بیشتر قابلیت اطمینان طراحی، بهبود عملکرد سیستم حاصل شود. نظر به اهمیت باز شدن پنل‌ها و اطمینان از انجام این فرآیند، موضوع رسیدن به قابلیت اطمینان بالا در این طراحی مد نظر قرار می‌گیرد. سعی بر آن است که در طراحی این زیر سیستم از روش‌های جدید طراحی سیستمی استفاده شود.

قبل از طراحی هر سیستم می‌بایست ملزومات طراحی را تعیین نمود. الزامات در واقع محدودیت‌هایی می‌باشند که طراحی مناسب را از بین جواب‌های موجود مشخص و برجسته می‌نماید. الزاماتی که برای طراحی پنل خورشیدی ماهواره استخراج شده‌اند عبارت‌اند از:

- مدار استقرار نهایی ماهواره
- شار تشعشعی خورشید
- میزان کل توان مورد نیاز
- ولتاژ مورد نیاز سیستم
- جریان مورد نیاز سیستم

در جدول 2 الزامات طراحی پنل خورشیدی به‌صورت کمی بیان شده است.

3- ماتریس ساختار طراحی و بهینه سازی

ماتریس ساختار طراحی یک روش ساختار یافته و از ابزارهای مدل‌سازی شبکه‌ای می‌باشد که برای نمایش عناصر یک سیستم و تعاملات بین آن‌ها استفاده می‌شود. در این ماتریس، روابط بین پارامترهای طراحی باید استخراج شوند و در این مسیر ورودی‌ها و خروجی‌های بین پارامترهای طراحی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. بعد از مشخص شدن روابط بین پارامترها به بهسازی آن پرداخته می‌شود. بهسازی آن به‌وسیله‌ی خوشه‌بندی و تجزیه و تحلیل خوشه‌ها امکان‌پذیر است. پس از خوشه‌بندی اجزاء محصول می‌توان این روابط را مورد بررسی قرار داد و روابطی مانند تکرارهای برنامه‌ریزی شده و برنامه‌ریزی نشده را به منظور کاهش سیکل طراحی تحلیل کرد. در راستای رسم ماتریس ذکر شده و بهینه‌سازی آن نرم افزارهای متعددی وجود دارد که

جدول 2 الزامات طراحی پنل خورشیدی

Table 2 Solar panel design requirements

کمیت	مقدار
مدار استقرار نهایی	GEO
شار تشعشعی خورشید	1367 W/m^2
میزان کل توان مورد نیاز	3390 W
ولتاژ مورد نیاز سیستم	42 V
زاویه انحراف ماهواره	23.32 درجه
حداقل طول عمر	1000 ساعت
قابلیت اطمینان	%96

در این مقاله از نرم افزار دی‌اس‌ام[1] به جهت استخراج روند بهینه‌ی طراحی استفاده شده است. پارامترهای طراحی استخراج شده در این تحقیق، شامل 20 مورد به شرح زیر هستند:

1- شار تشعشعی خورشید 2- بازده هر سلول 3- سطح مفید هر سلول 4-انرژی کل مورد نیاز 5- انرژی تولیدی توسط هر سلول 6- میزان انحراف ماهواره 7- بازده پنل در اواخر عمر کاری 8- انرژی تولیدی واقعی در وخیم‌ترین شرایط 9- تعداد کل سلول‌های مورد نیاز 10- سطح پنل 11- مدار استقرار نهایی 12- ولتاژ مورد نیاز 13- جریان مورد نیاز 14- وزن هر سلول 15- وزن پنل 16- جنس و مشخصات سلول‌ها 17- نحوه‌ی اتصال پنل‌ها 18- ممان اینرسی پنل‌ها 19- جرم پنل‌ها 20- طول عمر سلول ها.

روابط بین این پارامترها به شرح زیر استخراج می‌گردد:

1- شار تشعشعی خورشید دارای مقداری ثابت است که بر انرژی تولیدی توسط هر سلول و همچنین تولید انرژی واقعی در بدترین شرایط تاثیر گذار است.

2- بازده هر سلول بر روی انرژی تولیدی توسط هر سلول، بازده پنل در اواخر عمر، انرژی تولیدی واقعی در بدترین شرایط وتعداد کل سلول‌های مورد نیاز تاثیرگذار است.

3- سطح مفید هر سلول بر روی بازده هر سلول، انرژی تولیدی توسط هر سلول و تعداد کل سلول های مورد نیاز تاثیرگذار است.

4- انرژی کل مورد نیاز بر روی تعداد کل سلول‌های مورد نیاز، سطح پنل، ولتاژ و جریان مورد نیاز، جنس و مشخصات سلول و نحوه‌ی اتصال پنل تاثیرگذار است.

5- انرژی تولیدی توسط هر سلول بر روی تعداد کل سلول‌های مورد نیاز و سطح پنل تاثیرگذار است.

6- میزان انحراف ماهواره بر روی انرژی تولیدی توسط هر سلول، انرژی تولیدی واقعی در بدترین شرایط و سطح پنل تاثیر گذار است.

7- بازده پنل در اواخر عمر بر پارامتری تاثیر ندارد.

8- مقدار تولید انرژی واقعی در وخیم‌ترین شرایط بر روی ولتاژ و جریان مورد نیاز تاثیرگذار است.

9- تعداد کل سلول‌های مورد نیاز بر روی سطح پنل، وزن و جرم پنل و بازده پنل در اواخر عمر تاثیرگذار است.

10- سطح پنل برروی تعداد کل سلول‌های مورد نیاز وزن و جرم پنل، ممان اینرسی پنل و نحوه‌ی اتصال پنل تاثیرگذار است.

11- مدار تزریق نهایی بر روی بازده هر سلول، انرژی کل مورد نیاز، انرژی تولیدی واقعی در وخیم‌ترین شرایط، نحوه‌ی اتصال پنل و طول عمر سلول‌ها تاثیرگذار است.

12- ولتاژ مورد نیاز برروی جریان مورد نیاز تاثیرگذار است.

13- جریان مورد نیاز برروی ولتاژ مورد نیاز تاثیرگذار است.

14- وزن هر سلول برروی جرم و وزن پنل تاثیرگذار است.

15- وزن پنل بر روی نحوه‌ی اتصال پنل و ممان اینرسی آن تاثیرگذار است.

16- جنس و مشخصات سلول برروی انرژی تولیدی توسط هر سلول، وزن هر سلول و طول عمر هر سلول تاثیرگذار است.

17- نحوه‌ی اتصال پنل برروی انرژی واقعی تولیدی در وخیم‌ترین شرایط و ممان اینرسی پنل تاثیرگذار است.

18- ممان اینرسی پنل برروی نحوه‌ی اتصال پنل تاثیرگذار است.

[1] DSMMatrix

19- جرم پنل برروی وزن و ممان اینرسی پنل تاثیرگذار است.

20- طول عمر سلول برروی بازده پنل در اواخر عمر و انرژی تولیدی واقعی در وخیم‌ترین شرایط تاثیر گذار است.

تمامی روابط گفته شده در بالا در قالب ماتریس ساختار طراحی بیان شده است.

علائم بر روی هر سطر نشان‌دهنده‌ی این است که آن پارامتر از پارامتر موجود در بالای ماتریس، ورودی دریافت می‌کند. ماتریس ساختار طراحی نشان داده شده در "شکل 1" براساس توضیحات داده شده و روابط استخراج شده بین پارامترها ارائه شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود علامت‌ها به‌طور پراکنده در بالا، پایین، چپ و راست ماتریس وجود دارند. در این‌جا با توجه به تعریف این ماتریس و این‌که علامت‌های موجود در بالای قطر اصلی نشان‌دهنده‌ی حلقه به‌وجود آمده در طراحی است، تمایل داریم تمامی علامت‌ها در زیر قطر اصلی و یا اطراف آن قرار گیرند. در " شکل 2 " فرآیند بهسازی ماتریس ساختار طراحی به روش توالی وابستگی توسط نرم افزار مذکور انجام شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود علامت‌ها که به نشانه‌ی روابط بین پارامترهای طراحی هستند، همگی به زیر قطر اصلی انتقال پیدا کرده‌اند و ماتریسی پایین مثلثی تشکیل شده است. همچنین وجود 3 کوپل در طراحی دیده می‌شود که برای از بین بردن این کوپل‌ها تنها می‌توان از فرض اولیه برای یکی از پارامترهای موجود در کوپل، کمک گرفت و آن را از بین برد.

4- استخراج روند طراحی از روی ماتریس ساختار طراحی

پس از بهینه سازی ماتریس ساختار طراحی، می‌توان روند بهینه‌ی طراحی را استخراج کرد. این روند به صورت نشان داده شده در "شکل 3" است.

همان‌طور که ملاحظه می‌شود با مشخص بودن پارامترهای 1، 3، 6 و 11 یا به عبارتی با مشخص بودن پارامترهای شار تشعشعی، سطح مفید هر سلول، میزان انحراف ماهواره، مدار تزریق نهایی در ابتدای طراحی می‌توان به ترتیب، همان‌طور که در شکل بالا مشخص است دیگر پارامترها را بدست آورد.

σεχ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
1	1																			
2		2	•								•									
3			3																	
4				4							•									
5	•	•	•		5	•										•				
6						6														
7		•					7		•											•
8	•	•				•		8			•						•			•
9		•	•	•	•				9	•										
10				•	•	•			•	10										
11											11									
12				•				•				12	•							
13				•				•				•	13							
14														14		•				
15									•	•				•	15				•	
16				•												16				
17				•						•	•				•		17	•		
18										•					•		•	18	•	
19									•	•				•					19	
20											•					•				20

Fig. 1 Design structure matrix

شکل 1 ماتریس ساختار طراحی

σεχ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
1	1																			
2		3																		
3			6																	
4				11																
5		•		•	2															
6				•		4														
7						•	16													
8	•	•	•		•		•	5												
9							•		14											
10				•			•			20										
11		•			•	•		•			9	•								
12			•			•		•			•	10								
13					•					•	•		7							
14									•		•	•		19						
15									•		•	•		•	15					
16				•		•						•			•	17	•			
17												•		•	•	•	18			
18	•		•	•	•					•						•		8		
19						•												•	12	•
20						•												•	•	13

Fig. 2 Optimized design structure matrix

شکل 2 ماتریس ساختار طراحی بهینه شده

5- طرح مکانیزم پنل خورشیدی ماهواره (طراحی مفهومی)

طراحی یک سیستم معمولاً بیش از یک جواب دارد. هنگامی‌که یک سامانه فضایی طراحی می‌شود، باید از ساده‌ترین طرح که نیازمندی‌ها را ارضا می‌کند استفاده شود. چرا که قطعات کمتر سبب افزایش قابلیت اطمینان می‌شود. با توجه به الزامات ذکر شده و با توجه به قابلیت اطمینان بالای مورد نیاز برای این سیستم، مکانیزم انتخابی به شرح زیر خلاصه می‌شود:

مکانیزم رهایش کلیدی‌ترین و مهم‌ترین زیرسیستم در مکانیزم پنل خورشیدی ماهواره می‌باشد. زیرا در صورت عمل نکردن مکانیزم رهایش، تحت هیچ شرایطی کارکرد فازهای دیگر مأموریت یعنی مکانیزم گسترش و قفل آن و مکانیزم درایو آرایه خورشیدی ناممکن خواهد بود. مکانیزم‌های رهایش دارای انواع انفجاری و غیرانفجاری هستند. با وجود قابلیت اطمینان بالایی که خود مکانیزم‌های رهایش انفجاری دارند، اما به علت شوک و ضربه مکانیکی شدیدی که به سیستم وارد می‌کنند موجب آسیب رساندن به قطعات الکترونیکی می‌گردند. در نتیجه عدد اولویت ریسک برای رخداد مد شکست بالا رفته و در نهایت قابلیت اطمینان کل سیستم پایین می‌آید. به همین علت مکانیزم رهایش پیشنهادی مکانیزم رهایش غیر انفجاری خواهد بود. قابلیت اطمینان در عملگرهای غیرانفجاری یکی از مهم‌ترین ویژگی‌های تمرکز شده در مقایسه با عملگرهای انفجاری می‌باشد. لذا برای بالا بردن قابلیت اطمینان این عملگرها از روش افزونگی در مدار فرمان برای فعال شدن این نوع عملگرها استفاده می‌کنند. افزونگی بدین معناست که چنانچه مدار فرمان عملگر غیرانفجاری مرتبه اول به علت بروز اشکالات داخلی یا خارجی عمل نکرد، به دنبال آن مدار فرمان دیگری فعال شده و عمل رهایش با موفقیت انجام شود. با توجه به بررسی‌های انجام شده برای انواع مکانیزم‌های رهایش، مناسب‌ترین و ساده‌ترین مکانیزم، مکانیزم رهایش تیغه حرارتی می‌باشد. در این مکانیزم از یک تیغه حرارتی که با گذشتن جریان، داغ می‌گردد برای بریدن کابل استفاده می‌شود. عملگر رهایشی در این مکانیزم در یک حلقه قرار دارد. بطورکلی این مکانیزم از سه بخش اصلی تشکیل شده است که عبارتند از: المان حلقه، المان رهایش یا برش و قلاب نگه‌دارنده که

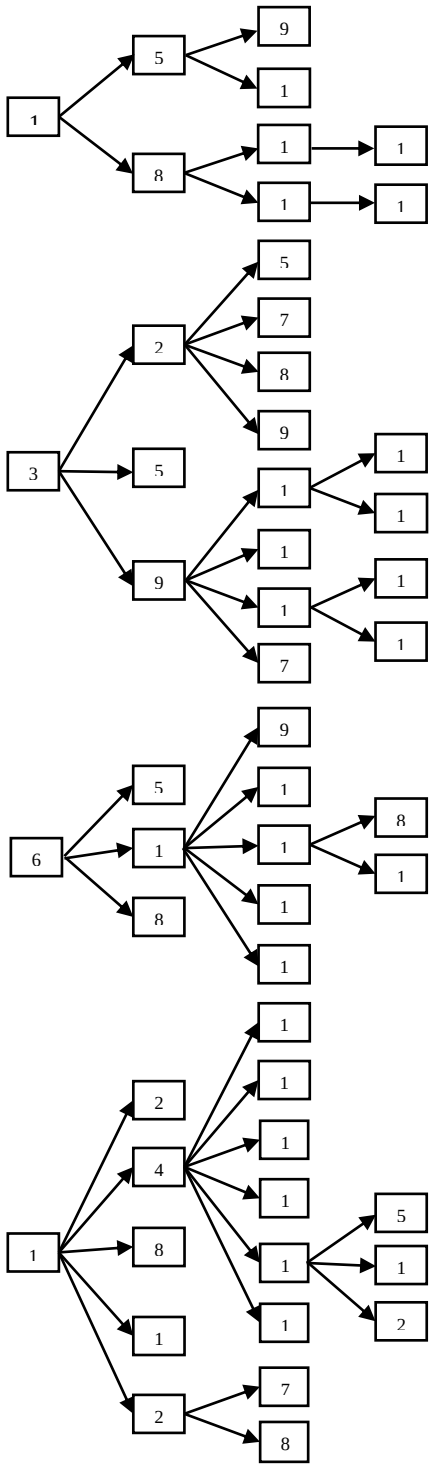

Fig. 3 Extract the optimum process design

شکل 3 استخراج روند بهینه‌ی طراحی

به طور کلی بر روی ماهواره نصب شده و سر دیگر آن به قسمت پایینی حلقه متصل می‌شود.

مکانیزم گسترش، یک مکانیزم فنر درایو غیرقابل برگشت می‌باشد. در واقع یک لولای گسترشی می‌باشد که دارای ویژگی‌هایی مانند دقت موقعیت‌دهی دقیق، رنج گسترش تا 180 درجه، دارای مکانیزم قفل و دارای بلبیرنگ به جای یاتاقان می‌باشد. در مورد موتورهای چرخشی باید توجه داشت مدار الکترونیکی درایو، قسمت حساسی است که ممکن است موجب عمل نکردن این مکانیزم‌ها شود، قسمت الکترونیکی آن‌ها در اثر شوک حاصل از رهایش و یا ارتعاشات پرتاب ممکن است از کار بیفتد، لذا مدار فرمان الکترونیکی آن‌ها به صورت افزونه در نظر می‌گیرند. به طور کلی مکانیزم گسترش شامل یک موتور چرخشی، مدار الکترونیکی درایو و مکانیزم قفل می‌باشد. معمولاً برای باز شدن هر پنل از یک مکانیزم گسترش استفاده می‌گردد. مکانیزم قفل برای نگه داشتن پنل در وضعیت گسترش یافته و بالا بردن صلبیت پنل در حالت لازم می‌باشد.

مکانیزم درایو آرایه‌های خورشیدی برای نگه‌داشتن پنل‌ها در وضعیت مطلوب و ایجاد حرکت چرخشی پنل‌های خورشیدی نسبت به بدنه هنگامی‌که ماهواره در وضعیت ثابتی نسبت به خورشید قرار دارد، استفاده می‌شود. مکانیزم درایو از قسمت‌های زیر تشکیل شده است:1. عملگر، 2. اسلیپ رینگ (شامل دو قسمت می‌باشد. یک قسمت برای جمع‌آوری قدرت تولید شده توسط آرایه‌های خورشیدی و قسمت دیگر برای انتقال سیگنال‌های الکتریکی)، 3. سوئیچ ریست و پتانسیومتر (به عنوان سنسور وضعیت و سیگنال فیدبک برای سیستم کنترل وضعیت).

یکی از المان‌های مهمی که می‌بایست در پنل خورشیدی استفاده شود، دمپر می‌باشد. به منظور جلوگیری از شوک مکانیکی ناشی از باز شدن پنل خورشیدی از دمپرهای خاص مکانیزم گسترش استفاده می‌شود. با توجه به شرایط انجام مأموریت در فضا، مناسب‌ترین نوع دمپر، دمپر جریان گردابی می‌باشد، زیرا مبنا و اساس کارکرد این دمپر قوانین مغناطیسی می‌باشد. این دمپر از سه بخش تشکیل شده است:

1.ماژول میرایی: عمل میرا شدن در این ماژول از طریق چرخش یک دیسک مسی در یک میدان مغناطیسی قوی می‌باشد. این میدان مغناطیسی توسط دوازده جفت آهنربای ساماریوم-کبالت ایجاد شده است. در این نوع دمپرها می‌توان میزان میرایی را با تنظیم زاویه آهنرباها تغییر داد و بدین ترتیب گستره وسیعی از رنج میرایی را پوشش داد.

2.سردنده: این قسمت اولین مرحله تقویت گشتاور را انجام می‌دهد. با تنظیم سردنده‌ها می‌توان به ماکزیمم میرایی رسید.

3. مرحله ورودی: این ماژول قسمت دوم تقویت‌کننده گشتاور می‌باشد و نسبت تقویتی دیگری به سیستم اضافه می‌کند.

6- تعیین قابلیت اطمینان

روش کلی طراحی سیستمی بر اساس قابلیت اطمینان از پنج مرحله اصلی تشکیل شده است. تمامی این مراحل می‌بایست به ترتیب اجرا شوند. این روند در نمودار "شکل 4" نشان داده شده است. مطابق این شکل روند طراحی سیستمی بر اساس قابلیت اطمینان با تعریف درخت محصول آغاز می‌شود. با مشخص بودن زیرسیستم‌ها و ماژول‌ها تشکیل‌دهنده‌ی سیستم و با در اختیار داشتن نرخ شکست هر قطعه، فاکتورها و پارامترهای اساسی قابلیت اطمینان ارزیابی می‌گردد. مقادیر به‌دست‌آمده در این مرحله دقیق نمی‌باشند و تنها در حد پیش بینی اولیه هستند. سپس به کمک تحلیل تأثیر حالت شکست، حالت‌های شکست سیستم را بررسی کرده و احتمال خطا را محاسبه می‌کنیم. در این مرحله از نقاط ضعف طراحی آگاه شده و می‌توان آن‌ها را در صورت وجود اصلاح کرد. همچنین مشخص می‌گردد که چه ماژول‌هایی نیاز به استفاده از قطعات افزونه دارند. تا این مرحله به طور تقریبی به طراحی بهبود یافته و مورد نظر از سیستم رسیده و قطعات و ماژول‌ها تعیین شده‌اند. در مراحل بعدی می‌بایست پارامترهای ارزیابی قابلیت اطمینان مشخص گردند. برای محاسبه تمامی پارامترهای ارزیابی قابلیت اطمینان سیستم به طور دقیق از تحلیل نمودار بلاک قابلیت اطمینان

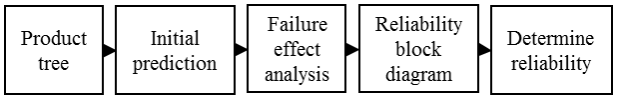

Fig. 4 Process design system based on reliability

شکل 4 روند طراحی سیستمی بر اساس قابلیت اطمینان

استفاده شده است و در انتها نمودار حالت سیستم رسم می‌شود.

6-1- درخت محصول

درخت محصول شامل تمامی زیرسیستم‌ها به همراه تمامی قطعات و اجزای آن‌ها است. تیم‌های طراحی محصول می‌بایست لیستی از تمامی ماژول‌ها و قطعات زیرسیستم‌ها تهیه کنند. از آن‌جایی که تعریف درخت محصول نقطه شروع طراحی سیستمی بر اساس قابلیت اطمینان است، باید در تعریف آن دقت شود در غیر این صورت طراحی با پیچیدگی روبه‌رو خواهد شد. درخت محصول مکانیزم پنل خورشیدی ماهواره که در "شکل 5" نشان داده شده است، دارای چهار زیر شاخه اصلی می‌باشد: مکانیزم رهایش، مکانیزم گسترش، مکانیزم درایو آرایه خورشیدی و قفل و دمپر [9].

6-2-پیش‌بینی اولیه قابلیت اطمینان

پیش‌بینی قابلیت اطمینان یک روش تحلیل کمی است که برای پیش‌بینی

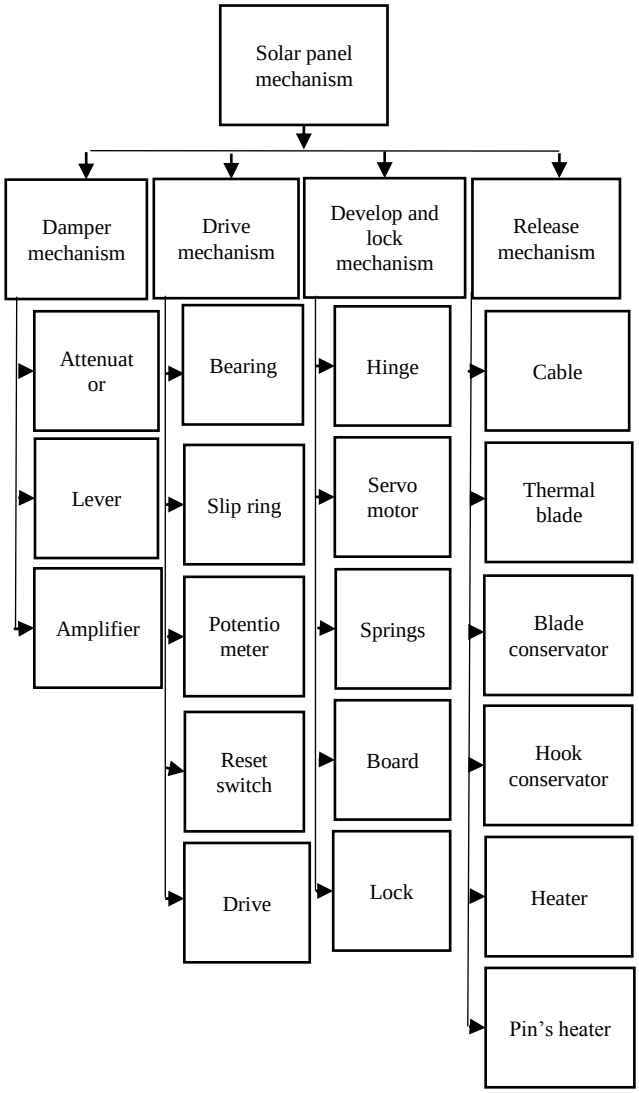

Fig. 5 Solar panel product tree

شکل 5 درخت محصول پنل خورشیدی

اولیه و نرخ شکست سیستم به کار می‌رود. تعریف سیستم و ماژول‌های آن و تعیین نرخ شکست آن‌ها در این مرحله مهم‌ترین و اساسی‌ترین قسمت است، زیرا تمامی تحلیل‌ها و محاسبات دیگر نیز بر پایه این قسمت انجام می‌شوند. پس از آن معادله‌های ریاضی و آماری مربوط به سیستم استخراج می‌شود. از روی این معادلات می‌توان نرخ شکست کلی سیستم را به‌دست‌آورد. برای به‌دست آوردن نرخ شکست کلی سیستم می‌بایست نرخ شکست تک تک قطعات را با یکدیگر جمع نمود.

سادگی طراحی و عدم استفاده از قطعات پیچیده و اضافی در نرخ شکست سیستم تأثیر زیادی دارد. پس از انجام محاسبات ممکن است به این نتیجه برسیم که نرخ شکست اولیه سیستم که در این مرحله به‌دست آمده است، مناسب نیست. در این صورت می‌بایست در درخت محصول تعریف شده بازنگری کلی کرده و برخی از ماژول‌های سیستم را دوباره تعریف کرد. البته باید توجه داشته باشیم که مفهوم افزونگی در این قسمت نباید وارد شود، زیرا در این قسمت نمی‌توان محاسبات مربوط به سیستم‌های موازی و افزونه را انجام داد. چنانچه ماژول‌های افزونه در محاسبات وارد شوند به عنوان قطعات اصلی در نظر گرفته خواهند شد و به علت افزایش نامربوط تعداد ماژول‌ها نرخ شکست کلی سیستم بالا رفته و قابلیت اطمینان سیستم پایین می‌آید. نکته اصلی در این قسمت تعریف سیستم و بخش‌های مختلف آن است و تا آخرین مرحله ماژول‌های سیستم ممکن است تغییرات زیادی داشته باشند. در آنالیز کمی جهت پیش‌بینی قابلیت اطمینان می‌بایست نرخ شکست تمامی اجزای سیستم را در اختیار داشته باشیم. نرم افزارهای متعددی برای محاسبه و تحلیل قابلیت اطمینان وجود دارند که در این تحقیق از نرم افزار ویندچیل[1] استفاده می‌شود. نحوه کار به این صورت است که ابتدا تک تک اجزا سیستم با استفاده از بانک اطلاعاتی نرم افزار انتخاب می‌شوند. توجه شود که تمامی اجزا از نوع فضایی با نرخ شکست کمتر انتخاب شوند. تمامی اطلاعات از قبیل (نام قطعه، نرخ خرابی، ...) در جداول 3 تا 7 آمده است. برای محاسبه قابلیت اطمینان کل مکانیزم، ابتدا قابلیت اطمینان مکانیزم رهایش، مکانیزم گسترش و قفل، مکانیزم درایو آرایه و دمپر به صورت جداگانه محاسبه می‌شود. در این نرم افزار توابع توزیع خرابی بصورت نرمال (گوسی) و ویبال وجود دارد. در این تحلیل برای توزیع خرابی از تابع دو پارامتری ویبال استفاده شده است.

6-3- تحلیل حالت شکست

تحلیل طول عمر ماهواره برای هر بخش مکانیزم (رهایش، گسترش و قفل، درایو، دمپر و همچنینی کل مکانیزم) انجام شده است. نتیجه برای مکانیزم

جدول 3 مشخصات قطعات مکانیزم رهایش

Table 3 Parts properties of release mechanism

ردیف	مجموعه/ قطعه	نام	شماره قطعه	نرخ شکست
1	کابل	Cable	NPRD-53046	0.4560401
2	تیغه	Blade	NPRD-25616	4.289581
3	هیتر	Heater	NPRD-52790	1.154449
4	پین‌های هیتر	Pin	NPRD-66389	4.289581
5	نگه‌دارنده‌ی تیغه‌ها	Container	NPRD-23816	0.601171
6	قلاب نگهدارنده مکانیزم	Hook	NPRD-53546	0.589978

[1] PTC Windchill Quality Solutions

جدول 4 مشخصات قطعات مکانیزم گسترش و قفل

Table 4 Parts properties of develop and lock mechanism

ردیف	مجموعه/ قطعه	نام	شماره قطعه	نرخ شکست
1	لولای گسترشی	Hinge	NPRD-53046	1.130387
2	سروو موتور	Servo motor	NPRD-79390	0.252328
3	فنر	Spring	NPRD-83292	0.362183
4	مدار الکترونیکی درایو	Pivot	NPRD-267618	0.653134
5	قفل	Lock	NPRD-60128	0.289581

جدول 5 مشخصات قطعات مکانیزم درایو

Table 5 Parts properties of drive mechanism

ردیف	مجموعه/ قطعه	نام	شماره قطعه	نرخ شکست
1	بلبیرینگ	Bering	NPRD-24349	4.289581
2	اسلیپ رینگ	Slip ring	NPRD-81798	4.289581
3	پتانسیومتر	Potentiometer	NPRD-69822	.3.928887
4	سوئیچ رست	Switch	NPRD-87105	0.588235
5	درایو الکترونیکی	Drive	NPRD-42519	3.391729

جدول 6 مشخصات قطعات دمپر

Table 6 Parts properties of damper mechanism

ردیف	مجموعه/ قطعه	نام	شماره قطعه	نرخ شکست
1	ماژول میرایی	Attenuator	NPRD-23151	4.289581
2	سردنده	Slip Ring	NPRD-58655	0.389962
3	تقویت‌کننده	Amplifier	NPRD-22114	13.991493

جدول 7 مشخصات مکانیزم های پنل خورشیدی

Table 7 Parts properties of solar panel mechanisms

ردیف	مکانیزم	نرخ شکست
1	رهایش	11.380801
2	گسترش و قفل	6.687613
3	درایو	16.48013
4	دمپر	15.310611

جدول 8 نتایج تحلیل برای طول عمر ماهواره برای مکانیزم رهایش

Table 8 Analysis result for the lifetime of the satellite to the release mechanism

زمان (ساعت)	قابلیت اطمینان	عدم قطعیت	نرخ شکست	دسترس پذیری	عدم دسترس پذیری
0	1.00000	0.0000	11.380	1.0000	0.0000
200	0.99772	0.0022	11.380	0.9977	0.0022
400	0.99545	0.0045	11.380	0.9954	0.0045
600	0.99319	0.0068	11.380	0.9931	0.0068
800	0.99093	0.0090	11.380	0.9909	0.0090
1000	0.98868	0.0113	11.380	0.9886	0.0113

رهایش برای نمونه در جدول 8 آورده شده است.

طبق نتایج به دست آمده از شکل 6 مشاهده می‌شود که قابلیت اطمینان مکانیزم رهایش بعد از 1000 ساعت کارکرد به 0.988684 می‌رسد. یعنی سیستم در حالت عملکرد صحیح باقی بماند 0.988684 می‌باشد. در نهایت نرخ شکست مکانیزم رهایش 11.380801 تعداد دفعات شکست در هر میلیون ساعت بدست می‌آید. همچنین دسترس‌پذیری سیستم 0.988684 است. به عبارت دیگر سیستم تا 1000 ساعت بعد از شروع کارکرد 0.988684 از زمان کارکرد در دسترس است.

قابلیت اطمینان مکانیزم گسترش و قفل بعد از 1000 ساعت کارکرد به 0.993335 می‌رسد. یعنی احتمال این‌که سیستم در حالت عملکرد صحیح باقی بماند 0.993335 می‌باشد. در نهایت نرخ شکست گسترش 6.687613 تعداد دفعات شکست در هر میلیون ساعت بدست می‌آید.

قابلیت اطمینان مکانیزم درایو بعد از 1000 ساعت کارکرد به 0.983648 می‌رسد. یعنی احتمال این‌که سیستم در حالت عملکرد صحیح باقی بماند 0.983648 می‌باشد و در نهایت نرخ شکست گسترش 16.487013 تعداد دفعات شکست در هر میلیون ساعت بدست می‌آید.

قابلیت اطمینان برای دمپر بعد از 1000 ساعت کارکرد به 0.984806 می‌رسد. یعنی احتمال اینکه سیستم در حالت عملکرد صحیح باقی بماند 0.984806 می‌باشد و در نهایت نرخ شکست گسترش 15.310611 تعداد دفعات شکست در هر میلیون ساعت بدست می‌آید.

طبق نتایج به دست آمده قابلیت اطمینان کل مکانیزم بعد از 1000 ساعت کارکرد به 0.951357 می‌رسد. این بدان معناست احتمال اینکه سیستم در حالت عملکرد صحیح باقی بماند 0.951357 می‌باشد.

6-4- بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان

به منظور انجام تحلیل نمودار بلاک قابلیت اطمینان برای یک سیستم، بایستی یک مأموریت اصلی و کلی برای آن تعریف کرد. در ادامه مراحل عملکرد سیستم پنل را به فازهای مختلف تقسیم کرده و تحلیل نمودار بلاک قابلیت اطمینان را به‌طور جداگانه برای هر فاز انجام داد. تا این قسمت پارامترهای قابلیت اطمینان برای هر فاز به طور جداگانه به‌دست آمده است و می‌توان هر فاز را به صورت یک سیستم واحد که دارای پارامترهای قابلیت اطمینان خاص می‌باشد در نظر گرفت. سپس با در کنار هم قرار دادن هر یک از فازها به صورت سری و رعایت ترتیب و در نظر گرفتن کل سیستم به صورت مجموعه‌های از این فازها می‌توان قابلیت اطمینان را برای کل سیستم به‌دست آورد. هنگامی که تمامی قطعات یک سیستم به‌صورت سری باشد، می‌بایست تمامی قطعات به صورت صحیح کار کنند تا سیستم نیز مأموریت را با موفقیت انجام دهد. در صورتی‌که یکی از قطعات سری شده با شکست مواجه شود، سیستم نیز با شکست مواجه خواهد شد. اما در صورتی‌که برای هر قطعه (حداقل قطعات مهم و بحرانی) از قطعه پشتیبان نیز استفاده گردد، در این صورت یک شکست ساده در یک قطعه منجر به عمل نکردن سیستم نخواهد شد. زیرا قطعه پشتیبان به جای قطعه اصلی موجب کارکرد سیستم خواهد شد. لازم به ذکر است که بلاک دیاگرام‌های طراحی شده در این قسمت با توجه به نتایج گرفته شده در قسمت قبل می‌باشد. با توجه به ماژول‌های مشخص شده آنالیز بلوک دیاگرام قابلیت اطمینان انجام می‌شود. در این بخش نیز برای انجام این آنالیزها از ماژول آربی‌دی[1] نرم افزار ویندچیل استفاده شده است. در اینجا "شکل‌های 6 تا 9" به ترتیب بلوک دیاگرام مکانیزم رهایش، مکانیزم گسترش و قفل، مکانیزم درایو، دمپر را نشان می‌دهد. تمامی بلوک دیاگرام‌ها به صورت سری هستند زیرا تمامی اجزا باید به طور همزمان به‌درستی کار کنند.

6-5- استخراج قابلیت اطمینان

در "شکل‌های 10 تا 14" قابلیت اطمینان برحسب زمان برای مکانیزم

[1] RBD

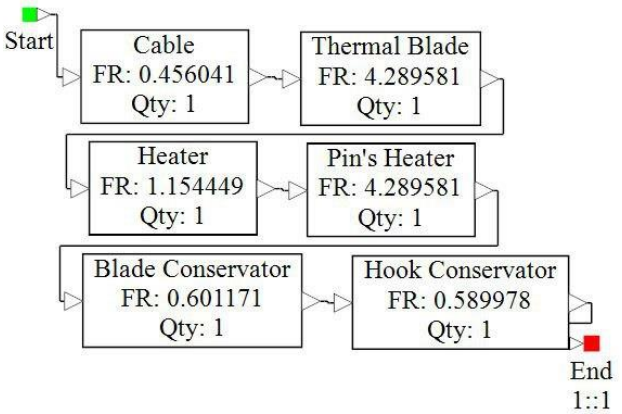

Fig. 6 Block diagram of the release mechanism

شکل 6 بلوک دیاگرام مکانیزم رهایش

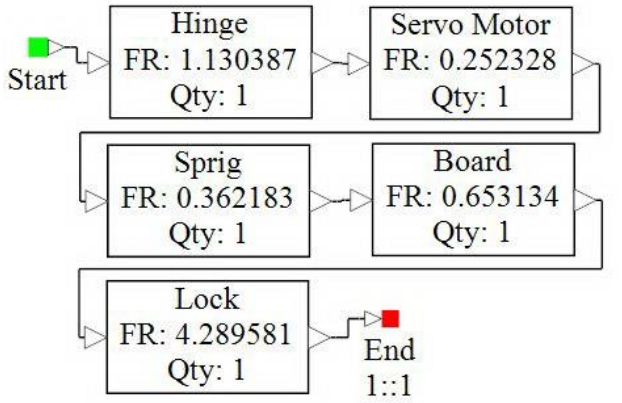

Fig. 7 Block diagram of the development and lock mechanism

شکل 7 بلوک دیاگرام مکانیزم گسترش و قفل

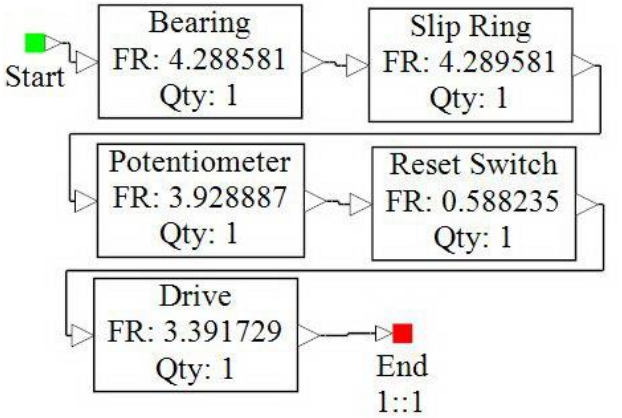

Fig. 8 Block diagram of the drive mechanism

شکل 8 بلوک دیاگرام مکانیزم درایو

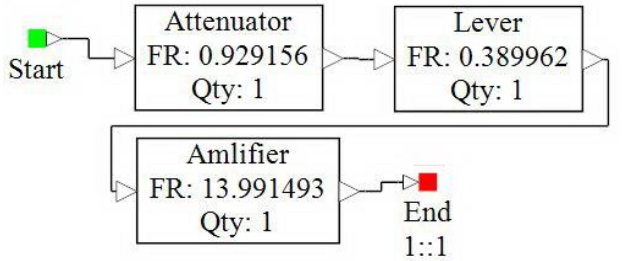

Fig. 9 Block diagram of the damper mechanism

شکل 9 بلوک دیاگرام مکانیزم دمپر

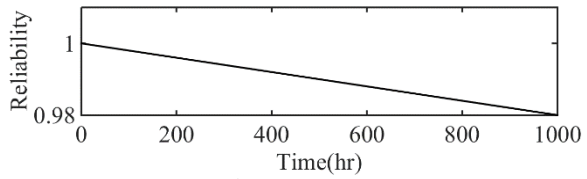

Fig. 10 Reliability in time for the release mechanism

شکل 10 قابلیت اطمینان برحسب زمان برای مکانیزم رهایش

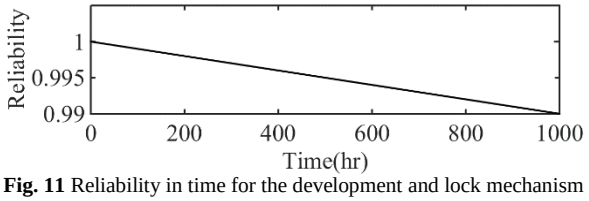

Fig. 11 Reliability in time for the development and lock mechanism

شکل 11 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای مکانیزم گسترش و قفل

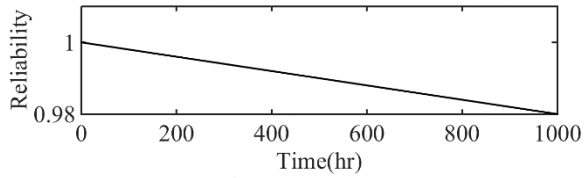

Fig. 12 Reliability in time for the drive mechanism

شکل 12 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای مکانیزم درایو

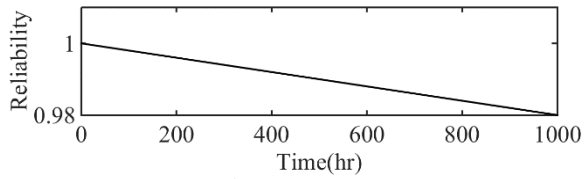

Fig. 13 Reliability in time for the damper mechanism

شکل 13 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای دمپر

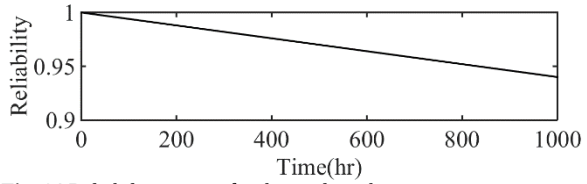

Fig. 14 Reliability in time for the total mechanism

شکل 14 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای کل مکانیزم

رهایش، مکانیزم گسترش و قفل، مکانیزم درایو، دمپر و کل مکانیزم رسم شده است.

توضیحات مرتبط با دیاگرام‌های ارائه شده در بخش 6-3 به صورت کمی بیان شده است. همان‌طور که مشاهده می شود: قابلیت اطمینان یک سیستم با زمان وابستگی داشته و با گذشت زمان افت می‌کند. با توجه به رابطه معکوس نرخ شکست و قابلیت اطمینان، با کاهش نرخ شکست قابلیت اطمینان افزایش می‌یابد.

7- افزایش قابلیت اطمینان

همان‌طور که ملاحظه شد، تا به این‌جای کار به محاسبه‌ی قابلیت اطمینان سیستم پرداخته شد، که مقدار آن به طور تقریبی 95% به‌دست آمد. حال باتوجه به الزامات مأموریت که قابلیت اطمینان 96% مدنظر است، از عضو

افزونه به جهت بهبود قابلیت اطمینان در هر چهار مکانیزم رهایش، گسترش، چرخش و دمپر استفاده می‌شود. در این مرحله قید کاهش وزن و هزینه با شناسایی مسیرهای بحرانی در شبکه قابلیت اطمینان و همچنین قرار دادن عضو افزونه تنها برای اجزایی که سیکل کاری زیاد و نرخ خرابی بالاتری دارند، اعمال می‌شود.

در مکانیزم رهایش، تیغه‌ی حرارتی یک المان حرارتی است که در هنگام آمدن فرمان، تیغه‌ی حرارتی توسط محرک الکتریکی داغ شده و کلاف پیچیده شده را می‌برد. با بریده شدن کلاف، رهایش انجام می‌شود. لذا تیغه‌ی حرارتی یکی از ادوات بحرانی در این مکانیزم است. از تیغه‌ی حرارتی به عنوان عضو افزونه استفاده شده است. تیغه‌ی حرارتی افزونه با فعال بودن تیغه‌ی حرارتی اصلی آسیب نمی‌بیند و سالم می‌ماند. نحوه‌ی قرار گیری عضو افزونه در مدار در "شکل 15" رسم شده است.

همان‌طور که از جدول 9 مشخص است قابلیت اطمینان مکانیزم مذکور با وجود عضو افزونه 0.993502 می‌شود در صورتی‌که مقدار آن در حالت قبل 0.988684 بود. همچنین نمودار قابلیت اطمینان آن بر حسب زمان در "شکل 16" آورده شده است.

در مکانیزم گسترش، مهم‌ترین ادوات: 1- اتصال لولا، 2- سروو موتور به‌کاررفته برای چرخاندن اتصال لولایی، 3- مدار الکتریکی که از طریق آن فرمان سروو تولید می‌شود، می‌باشند.

اتصال لولایی به‌کاررفته در این مکانیزم دارای نرخ شکست 1.130387 تعداد دفعات شکست در هر میلیون ساعت و نرخ شکست سروو موتور به‌کار

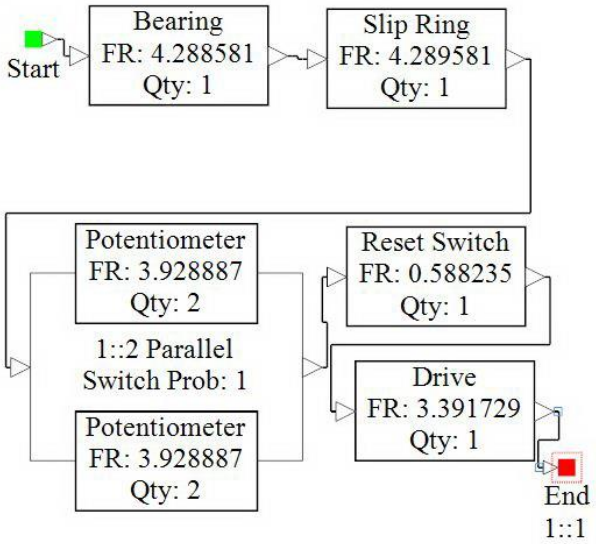

Fig. 15 Block diagram of the release mechanism with redundant part

شکل 15 بلوک دیاگرام مکانیزم رهایش با عضو افزونه

جدول 9 نتایج تحلیل برای طول عمر ماهواره برای مکانیزم رهایش با عضو افزونه

Table 9 Analysis result for the lifetime of the satellite to the release mechanism with redundant part

زمان (ساعت)	قابلیت اطمینان	عدم قطعیت	نرخ شکست	دسترس پذیری	عدم دسترس پذیری
0	1.00000	0.0000	6.5012	1.00000	0.0000
200	0.99870	0.0013	6.5058	0.99870	0.0013
400	0.99740	0.0026	6.5159	0.99740	0.0026
600	0.99610	0.0039	6.5232	0.99610	0.0039
800	0.99480	0.0051	6.5305	0.99480	0.0059
1000	0.99350	0.0064	6.5378	0.99350	0.0064

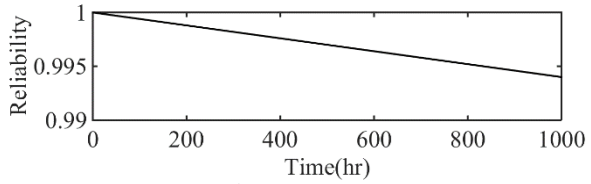

Fig. 16 Reliability in time for the release mechanism with redundant part

شکل 16 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای مکانیزم رهایش با عضو افزونه

رفته 0.252328 در هر میلیون ساعت و نرخ شکست مدار الکتریکی 0.653134 در هر میلیون ساعت می‌باشد. از آنجایی که نرخ شکست سروو به‌کار رفته در این قسمت کمی بالا می‌باشد، سعی بر آن شده است تا مدار الکتریکی فرمان دهنده‌ی سروو دارای نرخ شکست پایین‌تری باشد و به این ترتیب نرخ شکست سروو جبران شود، بنابراین از مدار فرمان عملگر پشتیبان از نوع افزونه‌ی جانشین استفاده شده است. همچنین اتصال لولایی نیز به‌طور موازی به کار رود. اتصال لولایی به علت خاصیت ذاتی مکانیکی خود می‌بایست به‌طور موازی به‌کاررود. ریز اطلاعات مربوط به بلاک دیاگرام در "شکل 17" و در دسترس‌پذیری، قابلیت اطمینان و نرخ شکست مربوط به این مکانیزم در جدول 10 آورده شده است.

همان‌طور که در جدول 10 مشاهده می‌شود قابلیت اطمینان در بازه زمانی 1000 ساعت کارکرد 0.995689 به‌دست آمده است، در صورتی‌که مقدار آن در حالت قبل 0.993335 بود. احتمال آن وجود دارد که سیستم در همان حالت باقی بماند. نمودار رسم شده برای قابلیت اطمینان مکانیزم گسترش در "شکل 18" نشان داده شده است.

در مکانیزم چرخش یا همان درایو، به علت این‌که نشانه‌روی به سمت خورشید از طریق سیستم حلقه بسته انجام می‌شود دقت پتانیسومتر به‌کاررفته در این مکانیزم دارای نرخ شکست 3.998887 در هر میلیون

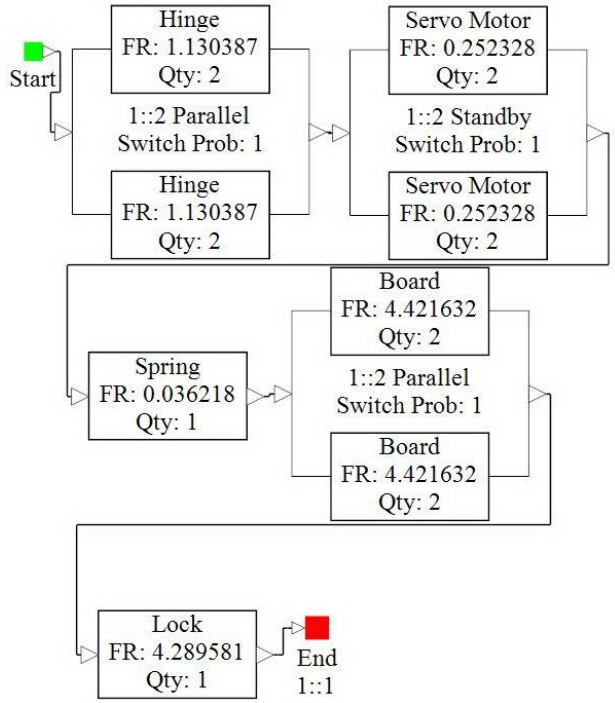

Fig. 17 Block diagram of the development and lock mechanism with redundant part

شکل 17 بلوک دیاگرام مکانیزم گسترش و قفل با عضو افزونه

جدول 10 نتایج تحلیل برای طول عمر ماهواره برای مکانیزم گسترش و قفل با عضو افزونه

Table 10 Analysis result for the lifetime of the satellite to the development and lock mechanism with redundant part

زمان (ساعت)	قابلیت اطمینان	عدم قطعیت	نرخ شکست	دسترس پذیری	عدم دسترس پذیری
0	1.00000	0.0000	4.3257	1.0000	0.00000
200	0.99913	0.0008	4.3264	0.99913	0.00086
400	0.99827	0.0017	4.3271	0.99825	0.00172
600	0.99740	0.0025	4.3278	0.99740	0.00259
800	0.99654	0.0034	4.3285	0.99654	0.00345
1000	0.99568	0.0043	4.3292	099568	0.00431

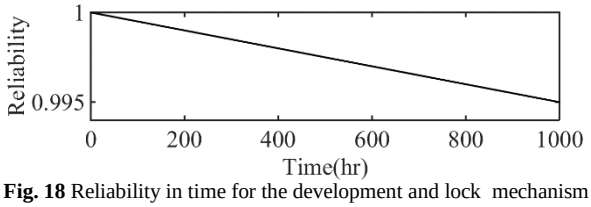

Fig. 18 Reliability in time for the development and lock mechanism with redundant part

شکل 18 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای مکانیزم گسترش و قفل

ساعت می‌باشد. از آن‌جایی که نرخ شکست پتانسیومتر به‌کاررفته در این مکانیزم کمی بالا می‌باشد، سعی بر آن شده است تا پتانسیومتر دارای نرخ شکست پایین‌تری باشد و به این ترتیب نرخ شکست پتانسیومتر جبران شود. بنابراین از پتانسیومتر افزونه به‌طور موازی استفاده می‌کنیم. نحوه‌ی قرار گیری عضو افزونه در مدار در "شکل 19"رسم شده است.

همان‌طور که ازجدول 11 مشخص است قابلیت اطمینان مکانیزم مذکور با وجود عضو افزونه 0.988027 می‌شود در صورتی‌که مقدار آن در حالت قبل 0.983648 بود.

حال کل مکانیزم پنل خورشیدی با وجود تمامی اجزای افزونه‌ی آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. پنل خورشیدی ماهواره از کنار هم قرار دادن تمامی مکانیزم‌های مربوط به پنل ایجاد می‌شود. در "شکل 20" کل سیستم نمایش داده شده است. ریز اطلاعات مربوط در دسترس‌پذیری، قابلیت اطمینان، نرخ شکست مربوط به مکانیزم پنل خورشیدی در جدول 12 آورده شده است.

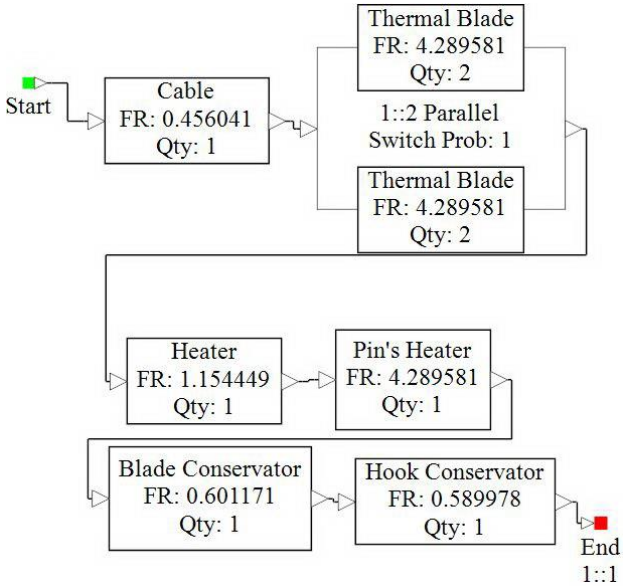

Fig. 19 Block diagram of the drive mechanism with redundant part

شکل 19 بلوک دیاگرام مکانیزم چرخش با عضو افزونه

جدول 11 نتایج تحلیل برای طول عمر ماهواره برای چرخش با عضو افزونه

Table 11 Analysis result for the lifetime of the satellite to the drive mechanism with redundant part

زمان (ساعت)	قابلیت اطمینان	عدم قطعیت	نرخ شکست	دسترس پذیری	عدم دسترس پذیری
0	1.00000	0.0000	12.029	1.0000	0.0000
200	0.99759	0.0024	12.026	0.99759	0.0240
400	0.99519	0.0048	12.042	0.99519	0.00480
600	0.99280	0.0071	12.048	0.99280	0.00719
800	0.99041	0.0095	12.054	0.99041	0.00958
1000	0.98802	0.0119	12.060	0.98802	0.01197

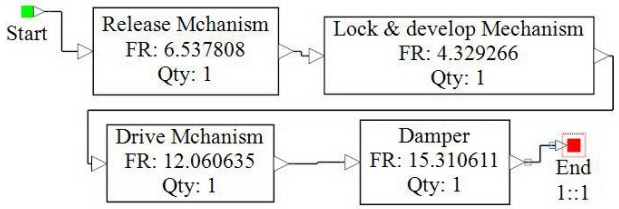

Fig. 20 Block diagram of the total system

شکل 20 بلوک دیاگرام کل سیستم

همان‌طور که در جدول 12 مشاهده می‌شود، قابلیت اطمینان کل مکانیزم در بازه زمانی 1000 ساعت کارکرد، بالاتر از 96% به‌دست آمده است و نشان داده شده است. ملاحظه می‌شود که قابلیت اطمینان 1% افزایش یافته است و الزام مأموریت ارضا شده است.

نمودار رسم شده برای قابلیت اطمینان کل سیستم در "شکل 21" رسم شده است. با توجه به نمودارها و نتایج به‌دست آمده و سادگی طراحی، نتیجه‌ی به‌دست آمده برای کل سیستم کاملا قابل قبول است.

8- نتیجه‌گیری

در این مقاله با استفاده از روش ساختار طراحی یک روند بهینه برای طراحی مکانیزم پنل خورشیدی در یک ماهواره ژئو ارائه شد. برای تشکیل ماتریس ساختار طراحی، عوامل مؤثر در طراحی مناسب مکانیزم پنل (بیست عامل) شناسایی شدند و بر اساس تجربیات موجود، ارتباط بین این عوامل برقرار شدند. پس از ایجاد ماتریس ساختار طراحی با اعمال فرآیندهای بهینه‌سازی،

جدول 12 نتایج تحلیل برای طول عمر ماهواره برای کل سیستم با عضو افزونه

Table 12 Analysis result for the lifetime of the satellite to the total system with redundant part

زمان (ساعت)	قابلیت اطمینان	عدم قطعیت	نرخ شکست	دسترس پذیری	عدم دسترس پذیری
0	1.00000	0.0000	38.238	1.0000	0.0000
200	0.99238	0.0076	38.238	0.99238	0.00761
400	0.98482	0.0151	38.238	0.98482	0.01517
600	0.97731	0.0226	38.238	0.97731	0.02268
800	0.96987	0.0301	38.238	0.96987	0.03012
1000	0.96248	0.0375	38.238	0.96248	0.03751

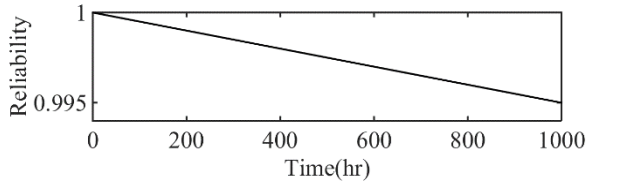

Fig. 21 Reliability in time for the total system with redundant part

شکل 21 قابلیت اطمینان بر حسب زمان برای کل سیستم

حلقه‌های طراحی به حداقل رسید و روند مناسب طراحی بر این اساس ارائه شد. در ادامه با توجه به اهمیت اطمینان از صحت عملکرد مکانیزم در فضا، الزام رسیدن به قابلیت اطمینان مناسب برای طرح مکانیزم مد نظر قرار گرفت. در این راستا تحلیل قابلیت اطمینان بر روی طرح ارائه شده با هدف رسیدن به قابلیت اطمینان مورد نظر صورت پذیرفت. سپس باتوجه به الزام موجود در مأموریت درصدد افزایش قابلیت اطمینان به مقدار مطلوب از عضو افزونه در مکانیزم‌ها استفاده شد.

9- مراجع

[1] W. Shapiro, F. Murray, R. Howarth, *Space Mechanisms Lessons Learned Study- Literature review*, pp. 132-142, USA: AIAA, 1995.

[2] M. Williamson, *The Cambridge Dictionary of Space Technology*, pp. 472-490, UK: Cambridge University Press, 2001.

[3] J. Wu, S. Yan, L. Xie, Reliability analysis method of a solar array by using fault tree analysis and fuzzy reasoning Petri Net, *Acta Astronautica*, Vol. 69, pp. 960-968, 2011.

[4] Q. Lin, H. Nie, J. Ren, J. Chen, Investigation on design and reliability analysis of a new deployable and lockable mechanism, *Acta Astronautica* , Vol. 73, pp. 183-192, 2012.

[5] M. Fakoor, P. Mohammadzadeh, M. Bajelan, Application of cross-entropy method in multi limit-state reliability analysis, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 3, pp. 1-6, 2014. (in Persian فارسی)

[6] M. Fakoor, A. Sattarzadeh, M. Bakhtiyari, A novel 3-axis attitude stabilization with redundant thruster for a cube-satellite supported by reaction wheels, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 16, No. 4, pp. 391-402, 2016. (in Persian فارسی)

[7] M. Mirshams, A. Jafarsalehi, Surrogate model-based optimization of spacecraft design, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 13, pp. 209-216, 2014. (in Persian فارسی)

[8] S. D. Eppinger, T. R. Browning, *Design Structure Matrix Methods and Applications*, pp. 17-38, USA: MIT press, 2012.

[9] M. Fakoor, N. Motamen, System design algorithm for mission-oriented systems with reliability approach, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 14, No. 13, pp. 7-18, 2015. (in Persian فارسی)