

SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



عضویت در خبرنامه

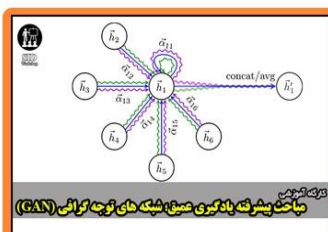


فیلم های آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی بین المللی و ترند های جستجو



مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛ شبکه های توجه گرافی (Graph Attention Networks)



کارگاه آنلاین مقاله نویسی IEEE و ISI ویژه فنی و مهندسی

ساخت و تست نمونه مهندسی چرخ عکس‌العملی ماهواره

محمد قهرمانی^۱، حسین بهشتی^۲، معصومه کیانتاژ^۳، حمید قوچی اسکندر^۴

پژوهشگاه فضایی ایران - پژوهشکده رانشگرهای فضایی

چکیده

چرخ عکس‌العملی به عنوان یکی از مکانیزم‌های فضایی، نقش عملگر را در زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره ایفا می‌نماید و وظیفه آن کنترل وضعیت، تثبیت و پایداری ماهواره می‌باشد. اساس عملکرد چرخ عکس‌العملی بر مبنای تبادل گشتاور و ممانتوم زاویه‌ای با یک چرخ طیار دارای ممان اینرسی جرمی بالا می‌باشد. چرخ عکس‌العملی از دو بخش کلی مکانیکی و الکتریکی تشکیل شده است. بخش مکانیکی شامل چرخ، شفت، بلبرینگ‌ها و محفظه بوده و بخش الکترونیکی نیز شامل استاتور، روتور، برد درایور و کنترل، پورت ارتباطی، برد سنسورهای سنجش موقعیت و سرعت می‌باشد. چرخ عکس‌العملی ساخته شده در پژوهشکده رانشگرهای فضایی دارای قابلیت ماکزیمم گشتاور حرکتی 15mNm ، ماکزیمم اندازه حرکت زاویه‌ای 0.734Nms و ماکزیمم سرعت نامی 8000rpm می‌باشد. در این سیستم یک موتور بدون جاروبک ۲ قطب و ۳ فاز جهت ایجاد گشتاور استفاده شده است. بعد از ساخت نمونه مهندسی چرخ عکس‌العملی با توجه به الزامات ساخت و جهت بهینه‌سازی محصول، نمونه مهندسی اصلاح شده طراحی و ساخته شد. ایده‌آل‌های ما برای طراحی چرخ عکس‌العملی کمترین وزن و توان مصرفی، بیشترین گشتاور و ممانتوم زاویه‌ای، بیشترین ممان اینرسی و کمترین زمان لازم برای چرخش ماهواره به میزان زاویه مورد نیاز، می‌باشد. بعد از کنترل کیفی و انجام تست‌های فیزیکی، تست‌های عملکردی روی نمونه مهندسی و نمونه مهندسی اصلاحی انجام شد. این تست‌ها به منظور بررسی عملکرد و رفع عیب‌های احتمالی بر اساس استاندارد ECSS-E-10-03A تدوین شده است. جهت تست حرارتی نیز از محفظه حرارتی موجود در خود پژوهشکده استفاده گردیده است. نتایج تست‌ها نشان دهنده عملکرد بهتر، توان مصرفی و اتلاف انرژی کمتر در نمونه مهندسی بهینه شده می‌باشد.

واژه های کلیدی: چرخ عکس‌العملی - نمونه مهندسی - تست مشخصات فیزیکی - تست عملکردی - تست حرارتی

مقدمه

هر ماهواره برای کنترل وضعیت خود در مدار نیازمند زیرسیستمی می‌باشد که این وظیفه را انجام دهد. وظیفه این زیرسیستم بسیار مهم بوده و در ماموریت‌های فضایی نقش اساسی دارد زیرا که هرگونه خللی در کارایی این زیرسیستم می‌تواند به انهدال ماموریت و حتی از بین رفتن ماهواره انجامد. از جمله دلایل مهم کنترل وضعیت ماهواره‌ها می‌توان به ارتباط ماهواره‌ها از طریق آنتن‌ها با ایستگاههای زمینی اشاره نمود. اگر حرکات و چرخش تحت کنترل نباشد، همراستائی سیگنال با ملزومات سیستمی و در نتیجه ارتباط با ایستگاه زمینی مشکل خواهد بود. از دلایل مهم دیگر می‌توان به داده برداری تصویری و عکس برداری توسط دوربین‌های تعبیه شده بر روی ماهواره اشاره نمود. ماهواره‌های مجهز به دوربین باید دارای چنان کنترل وضعیتی باشند تا قادر به گرفتن عکس از محل دقیق مورد

نظر باشند. همچنین بر روی مدار، اغتشاشات مزاحم خارجی به ماهواره وارد می‌گردد که اگر این اغتشاشات خارجی توسط زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره خنثی نگردد، وضعیت ماهواره تغییر کرده و از موقعیت تعیین شده خارج می‌گردد. بنابراین اگر موقعیت و ارتفاع ماهواره در مدار کنترل شده نباشد تمام این فرآیندهای اشاره شده مقدور نخواهد بود. اولین نسل از چرخ عکس‌العملی در تاریخ ۱۹۸۹ به عنوان محصول در ماهواره Olympus به کار رفته و اولین تولید کننده آن شرکت Brad ford Engineering بوده است. تعداد چرخ‌های مورد استفاده برای ماهواره-ها بطور میانگین حداقل ۳ عدد چرخ عکس‌العملی در هر ماهواره می‌باشد که در سال‌های اخیر این تعداد به استفاده از ۴ عدد در هر ماهواره رسیده است [۱]. اساس عملکرد چرخ عکس‌العملی بر مبنای تبادل گشتاور و ممانتوم زاویه‌ای با یک چرخ طیار دارای ممان اینرسی جرمی بالا می‌باشد. عملکرد چرخ عکس‌العملی به این صورت می‌باشد که چرخ و یا دیسک دوار توسط یک موتور الکتریکی به چرخش درمی‌آید. عکس‌العمل گشتاور تولیدی دیسک به محل نصب آن وارد و باعث چرخش ماهواره در جهت مخالف آن می‌گردد. اگر گشتاورهای مزاحم بخواهند ماهواره را حول محوری منحرف نمایند، با اندازه‌گیری انحراف مربوطه توسط سنسور وضعیت و برقراری یک فیدبک به جریان تغذیه چرخ، گشتاور خارجی تولید شده و به ماهواره وارد می‌شود. در نتیجه چرخ دور گرفته و در عوض ماهواره ثابت و پایدار باقی می‌ماند. چرخ عکس‌العملی طراحی شده شامل دو بخش کلی مکانیکی و الکتریکی می‌باشد. بخش مکانیکی شامل چرخ، بلبرینگ‌ها، شفت و محفظه می‌باشد بخش الکترونیکی نیز شامل طراحی موتور الکتریکی (استاتور، روتور)، برد درایور و کنترل، پورت ارتباطی، برد سنسورهای سنجش موقعیت و سرعت چرخ می‌باشد [۲-۱]. همچنین چرخ عکس‌العملی شامل محفظه بالایی و پایینی می‌باشد که از اجزای درونی در مراحل مختلف اعم از پرتاب، جدایش و عمر مداری ماهواره در مقابل بارها و عوامل محیطی محافظت کرده و وظیفه انتقال حرارت، گشتاور و ممانتوم به بدنه ماهواره را بر عهده دارد. استحکام محفظه یکی از پارامترهای مهم در طراحی سازه می‌باشد. پارامترهایی که در طراحی محفظه مهم می‌باشند عبارتند از جنس مناسب (استحکام کافی و جرم پایین)، هدایت گرمایی خوب، گاز بندی مناسب، ضخامت و هندسه بارهای پرتابی، فرکانس‌های طبیعی متناسب با سازه ماهواره. اگر فرکانس‌های طبیعی محفظه خیلی بالا باشد، شتاب‌های حاصل از ارتعاشات ناخواسته می‌تواند باعث به وجود آمدن نیروهای بزرگی شود که برای سازه و اتصالات موجود خطرناک باشد [۳]. تعیین ابعاد و طراحی شکل ظاهری محفظه با در نظر گرفتن فضای تخصیص یافته به چرخ عکس‌العملی در ماهواره و نحوه مونتاژ اجزای داخلی و شکل چرخ طیار صورت می‌پذیرد. جرم چرخ که سنگین‌ترین عضو مجموعه می‌باشد، بایستی در محدوده طراحی مناسب قرار گیرد. با در نظر گرفتن شرایط و الزامات هندسی و فیزیکی، تلاش می‌شود که هندسه طرح طوری باشد که بیشترین جرم آن در فاصله‌های دورتر از محور مرکزی چرخ قرار گیرد. موتور مورد استفاده در این نمونه از نوع

۱- کارشناس ارشد مهندسی صنایع

۲- کارشناسی ارشد مهندسی برق

۳- کارشناس ارشد فیزیک، ۰۴۱-۳۳۸۰۶۶۹۹، m.kiantaj@gmail.com

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک

بیشترین ممان اینرسی و کمترین زمان لازم برای چرخش ماهواره به میزان زاویه مورد نیاز، می باشد. همچنین داشتن کنترل ریز و دقیق روی تغییر وضعیت ماهواره با ایجاد گشتاور کنترل شده توسط موتور نیز جزء اهداف است. بر اساس استاندارد ECSS-E-10-03A مهمترین تستهای اعمال شده بر روی نمونه مهندسی اصلاحی شامل تست مشخصات فیزیکی، تست عملکردی، تست ارتعاشات، شوک و تست خلاء حرارتی می-باشد. نتایج این تستها بر روی نمونه مهندسی اصلاحی در ادامه آورده شده است.

تست مشخصات فیزیکی

بعد از آماده سازی نمونه، تست مشخصات فیزیکی بر روی محصول انجام گرفته است. در این تست ابعاد اصلی قطعه از جمله طول، عرض، ارتفاع و همچنین ابعاد فرعی مربوط به اتصالات قطعه، جرم قطعه اندازه گیری و موقعیت مرکز ثقل قطعه با توجه به یک سیستم مختصات بر روی سه محور عمود برهم و بوسیله ابزار استاندارد آزمایشگاهی انجام شده است. برای اندازه گیری ممان اینرسی از یک پاندول پیچشی و ابزار استاندارد آزمایشگاهی استفاده شده و ممان اینرسی قطعه تعیین شده است. کلیه نتایج بدست آمده با نقشه های ساخت مقایسه گردیده است. نمایی از نمونه مهندسی و نمونه مهندسی اصلاح شده در شکل ۲ آورده شده است.

تست عملکردی

بعد از کنترل کیفی و انجام تستهای مشخصات فیزیکی تست عملکردی برای هر دو طرح نمونه مهندسی انجام شده است. هدف از تست عملکردی، تحقیق و بررسی عملکرد صحیح فرامین الکتریکی و مکانیکی قطعات و همچنین تطبیق عملکرد آنها با مشخصات فنی می باشد. بخاطر اینکه محصول در هنگام ماموریت مورد استفاده قرار می گیرد، تست عملکردی و اجرا باید در هنگام کارکرد آن انجام شود. برای این منظور تستها در آزمایشگاه خود پژوهشکده انجام گرفته است. کمیتهای مورد انتظار برای تست، توان مصرفی، جریان راه اندازی، سرعت بیشینه، عملکرد و پاسخدهی درایور برای نمونه مهندسی و نمونه مهندسی اصلاحی می-باشد. تستهای فیزیکی چرخ و محفظه از قبیل جرم، ابعاد و ممان اینرسی با توجه به طراحیها انجام شده و کنترل کیفی قطعات نیز صورت گرفته است. با توجه به تغییر در مشخصات فنی، نمونه مهندسی اصلاحی با مشخصات فیزیکی جدید طراحی و ساخت گردیده است. به طور کلی از لحاظ ابعادی تغییر چندانی در طرح اصلاحی صورت نگرفته است ولی برای چرخ طبق مشخصات جدید ممان اینرسی تغییر کرده و به طبع آن جرم نیز کمتر شده است. بخش الکتریکی شامل موتور الکتریکی، درایور و کنترلر می باشد. برای موتور الکتریکی روند تست عملکردی به همراه اصلاح هندسه استاتور و به موازات هم انجام گرفته است. به طوریکه تست هر مدل استاتور منجر به بهبود و اصلاح هندسه گردیده تا در نهایت هندسه با بیشترین بازده و کمترین توان مصرفی ساخته شود. بعد از ساخت هر یک از مدل های استاتور روند تست عملکردی آنها بر روی چرخ عکس العملی تست و داده برداری شده است. طی روند تست نکات لازم برای بهبود هندسه و ابعاد استاتور انجام گرفته و هندسه های جدید و بهبود یافته ساخت گردیده است. در نهایت هندسه متناسب با طرح و الزامات پروژه طراحی و نهایی شده است. نتایج تست عملکردی چرخ در جدول ۱ برای نمونه مهندسی و نمونه مهندسی اصلاحی آورده شده است.

موتور بدون جاروبک سه فاز می باشد که بعنوان هسته اصلی بخش مکانیکی عمل می نماید. موتور الکتریکی که وظیفه ایجاد گشتاور مورد نیاز چرخ عکس العملی را بر عهده دارد باید دارای راندمان بالا از جهت گشتاور خروجی به توان مصرفی، تناسب با دیگر اجزا چرخ عکس العملی از لحاظ هندسی، اتلاف حرارت پایین، وزن و حجم کم نسبت به گشتاور خروجی، کمترین ریبیل گشتاوری، ولتاژ و جریان مناسب و داشتن استانداردهای لازم برای کاربرد فضایی باشد. در کاربردهای فضایی بهترین گزینه برای انتخاب موتور الکتریکی، موتور الکتریکی DC بدون جاروبک بصورت استوانه ای با آهنربای دائم می باشد. موتور بدون جاروبک DC دارای قابلیت هایی همچون انعطاف پذیری بالا و امکان پیاده سازی الگوریتم های مختلف کنترلی (به دلیل استفاده از یک هسته کنترلر قدرتمند) می باشد. در این نوع موتورها استاتور سیم پیچی شده و روتور از آهنربای دائم تشکیل می شود. در این حالت سیم پیچی ثابت می ماند و نیازی به اجزای الکتریکی اتصال دهنده (جاروبک) نمی باشد. از طرف دیگر چون سیم پیچی ها ثابت می مانند پایین آوردن دمای آنها نیز آسان تر می باشد. با توجه به مشکلات جریاهای گردابی تولیدی توسط موتور الکتریکی که مانند نیروهای مقاوم قوی در برابر چرخش چرخ های فلزی در داخل یک میدان مغناطیسی عمل می کند، بهتر است چرخ از مواد غیر فلزی ساخته شود در این صورت بایستی مواد غیر فلزی با ساختار و دانسیته مناسب جهت تامین حرکت زاویه ای چرخ، مورد استفاده قرار گیرد.

نمایی از اجزای تشکیل دهنده چرخ عکس العملی ساخته شده در پژوهشکده رانشگرهای فضایی در شکل ۱ آورده شده است. بعد از مونتاژ، تست های مختلفی روی محصول انجام گرفته است. روند این تستها از استاندارد ECSS استخراج شده است [۴]. این استانداردها صحت طراحی را در مراحل مختلف طرح تایید می نماید. استانداردهای ECSS در حوزه های مدیریت، مهندسی و بیمه محصولات در حوزه های پروژه های فضایی بکار می رود. استاندارد ECSS نتیجه همکاری مشترک آژانس فضایی اروپا، آژانس های فضایی بین المللی و شرکت های صنعتی اروپا می باشد که بخاطر ارتقا و یکسان سازی استانداردها گرد هم آمده اند. تدوین این استاندارد براساس اسناد خانواده ای ISO9001 انجام پذیرفته است. بعد از تست های عملکردی روی نمونه مهندسی جهت بهینه سازی محصول تغییراتی در مشخصات فنی آن اعمال شد و نمونه اصلاحی مهندسی طراحی و ساخت گردید. در طراحی و ساخت این چرخ عکس العملی تا حد امکان سعی شده است ملاحظات پروازی و فضایی لحاظ گردد و قیود استانداردهای فضایی در انتخاب جنس مواد، طراحی، تست و غیره اعمال گردد.

تست ها

بعد از ساخت و آماده سازی اجزای مکانیکی و الکتریکی چرخ عکس العملی، کنترلرهای کیفی بروی محصول انجام شده و بعد از تایید نهایی، مونتاژ و یکپارچه شده اند. در ابتدا نمونه مهندسی اولیه طراحی گردید سپس بر اساس نتایج شبیه سازی و نظرات کمیته فنی در طول اجرای پروژه نمونه مهندسی اصلاحی برای چرخ عکس العملی طراحی شد. در این نمونه اصلاحات و بهینه سازی بخشهای مکانیکی و الکتریکی محصول صورت گرفته و طرح نهایی برای ساخت استخراج گردیده است. انواع موتورهای الکتریکی با توجه به الزامات پروژه طراحی شده تا بهینه ترین و پر بازده ترین این نمونه ها از لحاظ عملکردی برای محصول بعد از تستهای محیطی، نهایی شود. ایده آل های ما برای طراحی چرخ عکس العملی کمترین وزن و توان مصرفی، بیشترین گشتاور و مومنوم زاویه ای،

جدول ۱- نتایج تست عملکردی برای دو نمونه چرخ عکس‌العملی

نمونه	جریان راه اندازی (mA)	ولتاژ کاری (V)	سرعت نامی (rpm)	جریان نامی (mA)
مهندسی	۸۵۰	۲۴	۶۰۰۰	۷۵۰
اصلاحی	۴۵۰	۲۴	۶۰۰۰	۱۶۰

تست ارتعاشات و شوک

تست‌های شوک و ارتعاشی نمونه مهندسی اصلاحی در آزمایشگاه پژوهشگاه فضایی ایران انجام گرفته است. قبل و بعد از هر تست، تست عملکردی بر روی نمونه صورت گرفته و نتایج ثبت گردیده است. نتایج حاصل از تست بیانگر این مطلب می‌باشد که بعد از تست تغییر محسوسی در مشخصات فنی از قبیل توان و جریان مصرفی چرخ عکس‌العملی صورت نگرفته است و چرخ نیز به لحاظ ظاهری تغییر نیافته است. نمودارها و پروفیل‌های مربوط به هر تست در دفترچه الزامات مشخصات طیف پرتابگر ماهواره مربوطه موجود می‌باشد که در شکل‌های ۵-۳ آورده شده است. با استناد به استاندارد مرجع ECSS و با لحاظ شرایط پرتاب و شناسنامه سازگاری فنی ماهواره و پرتابگر با توجه به اینکه وزن چرخ عکس‌العملی کمتر از ۵۰ کیلوگرم است، پروفیل تست ارتعاشات سینوسی، اتفاقی و تست شوک به شرح ذیل خواهد بود. در شکل ۶ نمایی از نصب چرخ عکس‌العملی بر روی دستگاه شیکر آزمایشگاه پژوهشگاه فضایی ایران نمایش داده شده است. در جداول ۲ و ۳ و ۴ نتایج حاصل از تست عملکردی بعد از تست‌های ارتعاشاتی و شوک آورده شده است.

جدول ۴- نتایج تست عملکردی نمونه بعد از تست شوک

ولتاژ مصرفی (V)	تست ارتعاشات سینوسی			
	جهت طولی		جهت جانبی	
	سرعت (RPM)	جریان (A)	سرعت (RPM)	جریان (A)
۲۵	۱۱۷۰	۰/۰۴	۱۱۷۰	۰/۰۴
۲۵	۲۳۱۰	۰/۰۶	۲۳۱۰	۰/۰۵
۲۵	۳۴۵۰	۰/۰۷	۳۴۵۰	۰/۰۷
۲۵	۴۶۵۰	۰/۱	۴۶۲۰	۰/۱۰
۲۵	۶۱۲۰	۰/۱۴	۶۰۶۰	۰/۱۵
۲۵	۷۴۷۰	۰/۱۸	۷۳۵۰	۰/۱۹

تست حرارتی

هدف از این تست بررسی عملکرد و صحت کارکرد نمونه در یک محیط حرارتی می‌باشد که به عنوان محیط شبیه‌سازی شده از فضای عملکردی نمونه در نظر گرفته می‌شود. به همین منظور نمونه مهندسی اصلاحی طبق استاندارد ECSS-E-10-03A داخل محفظه حرارتی قرار داده شده است. یک نقطه فیزیکی روی نمونه بیان‌کننده دمای نمونه بصورت ساده شده است. ممکن است بنا به ابعاد نمونه بیش از یک نقطه مرجع داشته باشیم. در هنگام تست دمای نقطه مرجع توسط سنسورهای دمایی اندازه‌گیری می‌شود. نمودار تعمیم یافته تست خلاء حرارتی برای نمونه مهندسی اصلاحی مطابق شکل ۷ و پارامترهای مربوط به این تست در جدول ۵ آورده شده است.

جدول ۵- پارامترهای تست خلاء حرارتی [۶]

تعداد سیکل‌ها	۱
مدت زمان TE	۲ ساعت
نرخ تغییرات دما در طول تست (dT/dt)	کمتر از ۲۰ درجه سانتی‌گراد در دقیقه
ملاک تثبیت	۱ درجه سانتی‌گراد در هر ساعت

زمانهای سکون و تست چرخ مطابق سیکل حرارتی استاندارد ECSS می‌باشد. سیکل دما از دمای محیط در داخل محفظه آغاز می‌شود. (۲۵ درجه سانتیگراد) سپس دما شروع به افزایش می‌کند و افزایش آن تا رسیدن به حداکثر دمای غیر عملکردی (۶۰ درجه سانتیگراد) ادامه می‌یابد. دما در این مقدار (۶۰ درجه سانتیگراد) به مدت ۲ ساعت ثابت می‌ماند. پس از آن دما کاهش یافته و تا رسیدن به دمای عملکردی (۵۰ درجه سانتیگراد) ادامه می‌یابد و پس از رسیدن به چنین شرایطی آزمایش عملکرد نمونه در این شرایط آغاز می‌شود. دما و شرایط چرخ در این حالت به مدت ۲ ساعت باقی می‌ماند. پس از پایان ۲ ساعت سوئیچ عملکرد خاموش می‌شود. با اتمام آزمایش دمای غیر عملکردی (۳۰- درجه سانتیگراد) برسد. چرخ در دمای غیرعملکردی (۳۰- درجه سانتیگراد) به مدت ۲ ساعت باقی می‌ماند. پس از آن دما تا حداقل دمای عملکردی (۲۰- درجه سانتیگراد) افزایش یافته و بعد از رسیدن به این دما آزمایش عملکردی در این شرایط آغاز می‌شود. دما و شرایط چرخ در همین حالت به مدت ۲ ساعت باقی می‌ماند. پس از پایان ۲ ساعت سوئیچ عملکرد خاموش می‌شود. با اتمام آزمایش عملکردی، افزایش دما تا رسیدن به دمای محیط ادامه می‌یابد. نتایج حاصل از تست‌ها در جدول ۶ آورده شده است. در شکل ۸ نمای محفظه حرارتی پژوهشگاه، به همراه جاسازی چرخ عکس‌العملی نمونه مهندسی اصلاحی در داخل محفظه برای تست حرارتی نمایش داده شده است.

جدول ۲- نتایج تست عملکردی نمونه بعد از تست ارتعاشات سینوسی

ولتاژ مصرفی (V)	تست ارتعاشات سینوسی			
	جهت طولی		جهت جانبی	
	سرعت (RPM)	جریان (A)	سرعت (RPM)	جریان (A)
۲۵	۱۱۴۰	۰/۰۴	۱۱۴۰	۰/۰۴
۲۵	۲۳۱۰	۰/۰۶	۲۳۱۰	۰/۰۶
۲۵	۳۴۵۰	۰/۰۸	۳۴۵۰	۰/۰۸
۲۵	۴۶۵۰	۰/۱۱	۴۶۵۰	۰/۱۱
۲۵	۶۱۵۰	۰/۱۵	۶۰۶۰	۰/۱۵
۲۵	۷۵۰۰	۰/۱۸	۷۳۸۰	۰/۱۹

جدول ۳- نتایج تست عملکردی نمونه بعد از تست ارتعاشات اتفاقی

ولتاژ مصرفی (V)	تست ارتعاشات سینوسی			
	جهت طولی		جهت جانبی	
	سرعت (RPM)	جریان (A)	سرعت (RPM)	جریان (A)
۲۵	۱۱۴۰	۰/۰۴	۱۱۷۰	۰/۰۴
۲۵	۲۳۱۰	۰/۰۶	۲۲۸۰	۰/۰۶
۲۵	۳۴۵۰	۰/۰۸	۳۴۲۰	۰/۰۸
۲۵	۴۶۵۰	۰/۱	۴۶۲۰	۰/۱۰
۲۵	۶۱۵۰	۰/۱۵	۶۰۶۰	۰/۱۵
۲۵	۷۵۰۰	۰/۱۸	۷۳۵۰	۰/۱۹

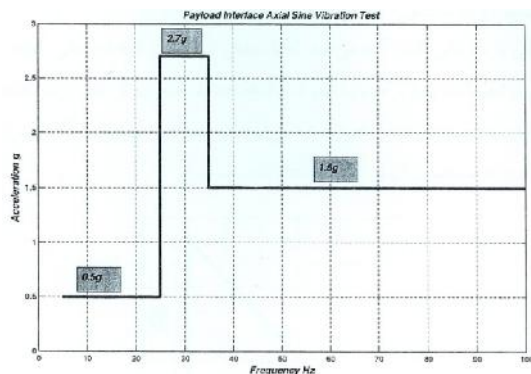


(الف)



(ب)

شکل ۲- نمای نمونه مهندسی (الف)، نمای نمونه مهندسی اصلاح شده (ب)



(الف)

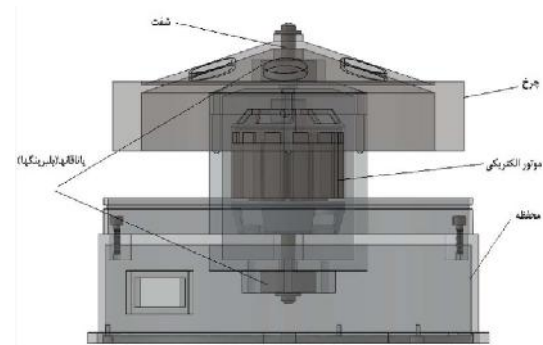
جدول ۶- نتایج حاصل از تست حرارتی در دماهای محیط، $+50^{\circ}\text{C}$ و -20°C

سرعت چرخ (rpm)	ولتاژ کاری (V)	جریان مصرفی (mA)	دمای محیط	دمای $+50^{\circ}\text{C}$	دمای -20°C
۱۰۰	۲۵	۳۰	۳۰	۳۰	۳۰
۲۰۰۰	۲۵	۴۰	۴۰	۳۰	۴۰
۳۰۰۰	۲۵	۵۰	۵۰	۴۰	۷۰
۴۰۰۰	۲۵	۷۰	۷۰	۶۰	۱۰۰
۵۰۰۰	۲۵	۹۰	۹۰	۸۰	۱۲۰
۶۰۰۰	۲۵	۱۴۰	۱۴۰	۱۱۰	۱۵۰
۷۰۰۰	۲۵	۱۶۰	۱۶۰	۱۳۰	۲۰۰
۸۰۰۰	۲۵	۲۰۰	۲۰۰	۱۷۰	۲۴۰

نتیجه‌گیری

بعد از ساخت نمونه مهندسی چرخ‌عکس‌عملی و انجام تست‌های عملکردی و اعمال تغییراتی در طراحی جهت بهینه‌سازی آن، نمونه مهندسی اصلاحی، طراحی و ساخت گردیده است. روند تست‌های محیطی محصول، از استاندارد ECSS استخراج شده و نتایج تست نمونه مهندسی اصلاح شده از لحاظ توان مصرفی و اتلاف انرژی و یاتاقان بندی بهتر از نمونه مهندسی می‌باشد و نکات اعمالی در طراحی نمونه مهندسی اصلاحی نتایج رضایت بخشی دارد. قبل و بعد از تست ارتعاشی و شوک تست عملکردی بر روی نمونه انجام گرفت که نتایج حاصل از تست بیانگر این مطلب می‌باشد که بعد از تست تغییر محسوسی در مشخصات فنی از قبیل توان و جریان مصرفی چرخ‌عکس‌عملی صورت نگرفته است و چرخ نیز به لحاظ ظاهری تغییری نیافته است. همچنین دیده می‌شود که با کاهش و افزایش دما در محفظه حرارتی، جریان مصرفی بخاطر تلفات هسته و افزایش مقاومت سیم‌پیچ‌ها به صورت جزئی تغییر می‌یابد ولی با این وجود در این دماها مشکلی برای چرخ‌عکس‌عملی به وجود نیامده و قادر به کار کردن در این دماهای بحرانی می‌باشد.

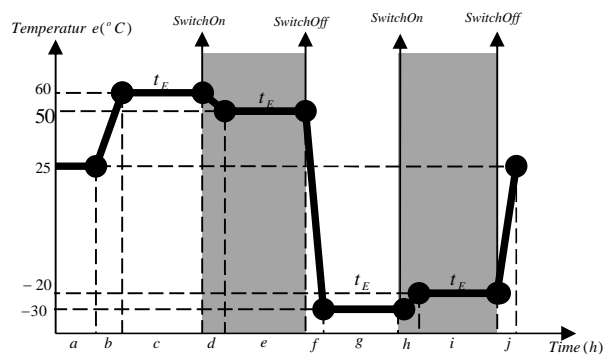
شکل‌ها و نمودارها



شکل ۱- نمایی از هندسه چرخ‌عکس‌عملی



شکل ۶ - نمایی از نصب چرخ عکس‌العملی بر روی دستگاه شیکر



شکل ۷ - نمودار تست حرارتی برای نمونه چرخ عکس‌العملی [۴]

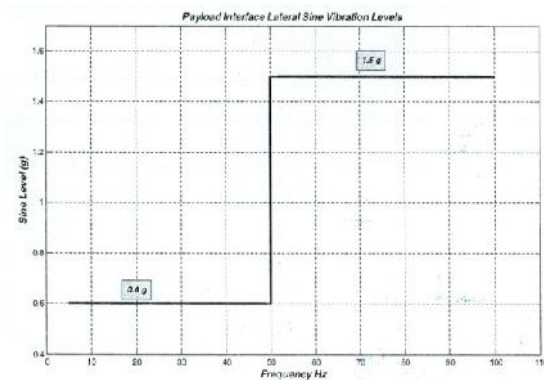


شکل ۸ - نمای محافظه حرارتی به همراه جاسازی چرخ عکس‌العملی در داخل محافظه

مراجع

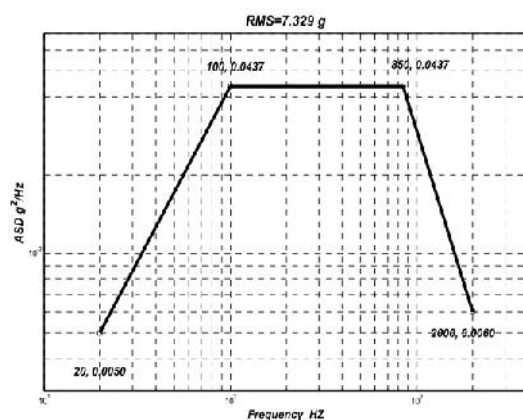
1. Zuliana Ismail., and Renuganth Varatharajoo., A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control , *sciencedirect*, 750-759, 2010.
2. Gustav Eriksson., A Research Study and Design Concept to Improve Reaction Wheels for Precision CubeSat Attitude Control, Master Thesis Report, *Luleå University of Technology Department of Computer Science, Electrical and Space Engineering*, 2012.
3. Zuliana Ismail., and Renuganth Varatharajoo., A study of reaction wheel configurations for a 3-axis satellite attitude control, *sciencedirect*, 750-759, 2010.
4. ECSS-standards, ECSS-E-30 part8A and ECSS-Q-ST-70-36C.

۵. دفترچه الزامات مشخصات طیف پرتابگر ماهواره مربوطه.

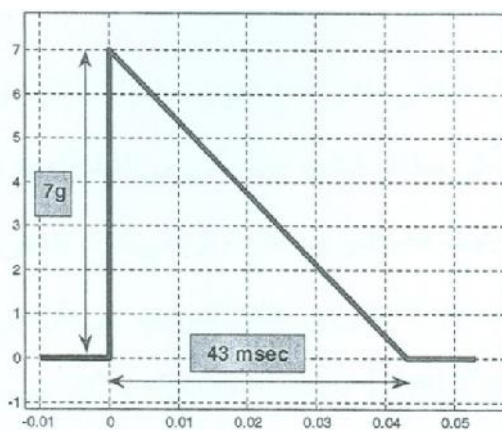


(ب)

شکل ۳ - سطح ارتعاشات سینوسی در محل اتصال محموله و پرتابگر - جهت طولی (الف)، جهات جانبی (ب) []



شکل ۴ - طیف ارتعاشات اتفاقی در محل اتصال ماهواره و پرتابگر [۵]



شکل ۵ - طیف تست شوک در محل اتصال ماهواره و پرتابگر [۵]

SID



سرویس های ویژه



سرویس ترجمه تخصصی



کارگاه های آموزشی



بلاگ مرکز اطلاعات علمی



عضویت در خبرنامه

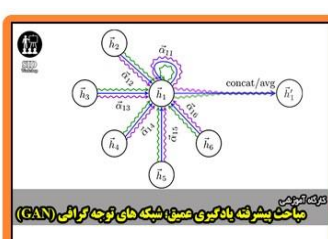


فیلم های آموزشی

کارگاه های آموزشی مرکز اطلاعات علمی جهاد دانشگاهی



کارگاه آنلاین آشنایی با پایگاه های اطلاعات علمی بین المللی و ترند های جستجو



مباحث پیشرفته یادگیری عمیق؛ شبکه های توجه گرافی (Graph Attention Networks)



کارگاه آنلاین مقاله نویسی IEEE و ISI ویژه فنی و مهندسی