

Design, manufacture and testing of integrated three-axis magnetic torque cubesat on driver board

M. Farhid *,*H. beheshti,

* Iranian space thrusters, Tabriz, iran

(Received: 2023/03/15; Accepted: 2023/08/2023)

Abstract

In this paper, the design, fabrication and testing of an integrated three-axis magnetic torque on the cube satellite driver range in accordance with the requirements of ISIS's external sample. Based on the specified mission requirements, magnetic torque generators generate a magnetic field around the satellite that interacts with the Earth's magnetic field and produces a torque on the satellite, so that the satellite's angular momentum can be changed and controlled. The use of these actuators in the status control system has advantages such as no need for fuel (such as thrusters), low power consumption, lack of moving parts and is especially popular in cubic satellites. The focus of the design space is on maximizing the magnetic dipole moment to find the response vector, including the number of turns, the length and radius of the core, and the number of turns and dimensions of the non-magnetic nucleus for the air core. The design of the windings based on the optimization method of sequential quadratic SQP programming under the constraints of inequality requirements such as mass, power, etc. has been done with the aim of achieving a magnetic dipole moment of 0.2 Am². This three-axis integrated torques with their integrated drivers were calibrated by Honeywell's HMR2300 magnetometer sensor after measuring the generated magnetic field using a magnetic dipole moment relationship. The results show that the specifications of the designed sample are met.

Keywords: cubesats, ADS subsystem, magnetorquer, optimization

This article is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license.

Publisher: Imam Hussein University

© Authors



* Corresponding author E-mail: m_farhid@sut.ac.ir

طراحی، ساخت و تست گشتاور دهنده مغناطیسی سه محوره ماهواره مکعبی مجتمع بر برد

درایور

مرتضی فرهید^{۱*}، حسین بهشتی^۲

۱- استادیار، ۲- دانشجوی دکترا، پژوهشکده رانشگرهای فضایی، تبریز، ایران

(دریافت: ۱۴۰۱/۱۲/۲۸، پذیرش: ۱۴۰۲/۰۵/۲۲)

چکیده

در این مقاله، به طراحی، ساخت و تست گشتاور دهنده مغناطیسی سه محوره مجتمع بر برد درایور ماهواره مکعبی مطابق با الزامات نمونه خارجی شرکت ISIS پرداخته می‌شود. گشتاور دهنده‌های مغناطیسی بر اساس الزامات مشخص شده مأموریتی، یک میدان مغناطیسی در اطراف ماهواره تولید می‌کنند که با میدان مغناطیسی کره زمین در تعامل بوده و یک گشتاور در ماهواره تولید کرده و به این ترتیب مومنتم زاویه‌ای ماهواره قابل تغییر و کنترل خواهد بود. استفاده از این عملگرها در زیر سیستم کنترل وضعیت از مزایایی مانند عدم نیاز به مواد سوختی (مانند تراسترها)، توان مصرفی پایین، عدم وجود قطعات متحرک بهره برده و به‌ویژه در ماهواره‌های مکعبی از محبوبیت بالایی برخوردار می‌باشند. تمرکز فضای طراحی در به حداکثر رساندن ممان دوقطبی مغناطیسی برای یافتن بردار پاسخ شامل تعداد دور، طول و شعاع هسته برای گشتاور دهنده‌های هسته‌دار و تعداد دور و ابعاد هسته غیرمغناطیسی برای هسته هوا است. طراحی مشخصات سیم‌پیچ‌ها بر اساس روش بهینه‌سازی تکرارپذیر برنامه‌ریزی درجه دوم متوالی SQP تحت محدودیت‌های نابرابری الزاماتی مانند جرم، توان و ... با هدف رسیدن به ممان دوقطبی مغناطیسی 0.2 Am^2 انجام گرفته است. این گشتاور دهنده‌های مجتمع سه محوره به همراه درایور مربوطه توسط سنسور مغناطیس‌سنج HMR2300 شرکت Honeywell بعد از اندازه‌گیری میدان مغناطیسی تولیدی با استفاده از رابطه ممان دوقطبی مغناطیسی صحت‌گذاری گردید. نتایج به دست آمده حاکی از برآورده کردن مشخصات مدنظر نمونه خارجی می‌باشد.

کلیدواژه‌ها: ماهواره مکعبی، کنترل وضعیت ماهواره، گشتاور دهنده مغناطیسی، بهینه‌سازی

۱- مقدمه

ماهواره با قابلیت اطمینان بالا، جرم کم و توان مصرفی پایین می‌باشد که شرایط را برای استفاده در نانوماهواره‌ها مناسب ساخته است [۴]. انواع مختلفی از عملگرها برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌شود اما عملگرهای مغناطیسی با استقبال بیشتری در ماهواره‌های مکعبی مواجه هستند، به‌خاطر اینکه ابعاد و جرم ماهواره‌های مکعبی محدود بوده، استفاده از پیش‌ران‌ها و تانک‌های سوخت برای اکثریت آنها امکان‌پذیر نبوده و از نظر قیمتی استفاده از روش مغناطیسی بسیار مقرون‌بهره‌تر محسوب می‌گردد. آن‌ها کم‌حجم هستند و سابقه بسیار خوبی را در فضا داشته‌اند و قطعه متحرک و دینامیک ندارند و بنابراین ضریب اطمینان استفاده از آنها بالا است. اما از طرفی در این روش گشتاورها تنها عمود بر میدان‌های مغناطیسی زمین تشکیل می‌شوند و همین پدیده باعث می‌شود که این روش کنترل وضعیت نسبت به روش‌هایی همچون چرخ‌های عکس‌العملی آرام‌تر و کندتر باشد. از زمان تزریق مداری ماهواره توسط پرتابگر و رهاساز ویژه ماهواره‌های مکعبی، برای کنترل وضعیت ماهواره در مدارهای LEO از عملگرهای مغناطیسی استفاده می‌شود؛ زیرا پس از رهاسازی، پدیده تامبلینگ یا پیچش و دوران نامطلوب حول محورهای ماهواره رخ می‌دهد که زیرسیستم تعیین وضعیت و کنترل در مورد دیتامبلینگ می‌تواند سرعت زاویه‌ای حول محورها به‌صورت تدریجی را تا حد زیادی به صفر نزدیک کند [۵-۶].

ماهواره‌های مکعبی در دو دهه گذشته به طور فزاینده‌ای از اهمیت بالایی برخوردار شده و نقش بسیار مهمی را در صنعت فضایی به‌ویژه با نانوماهواره‌هایی با نشانه‌روی به سمت زمین ایفا می‌کنند [۱]. وظیفه زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره ایجاد پایداری و اجرای مانور وضعیت می‌باشد. انواع مختلفی از عملگرهای کنترل وضعیت در ماهواره‌ها موجود بوده و عملگرهای مغناطیسی (گشتاور دهنده‌های مغناطیسی و یا مگنتوکرها^۱) به‌ویژه برای نانوماهواره‌های مدار LEO مناسب هستند. از عملگرهای مغناطیسی جهت پایداری و کنترل وضعیت ماهواره‌های مدار نزدیک به زمین به علت قوی‌تر بودن میدان مغناطیسی زمین استفاده می‌شود. عملکرد سیستم هم به کارکرد عملگر و هم به میدان مغناطیسی خارجی زمین بستگی دارد [۲-۳]. استفاده عمده و خاص این عملگرها، ایجاد و کنترل سمت‌وسوی ماهواره به حالت غیر چرخشی^۲ آن بعد از هر گونه ممنومتم زاویه‌ای ناخواسته ماهواره می‌باشد. امتیاز این تکنولوژی نصب راحت در

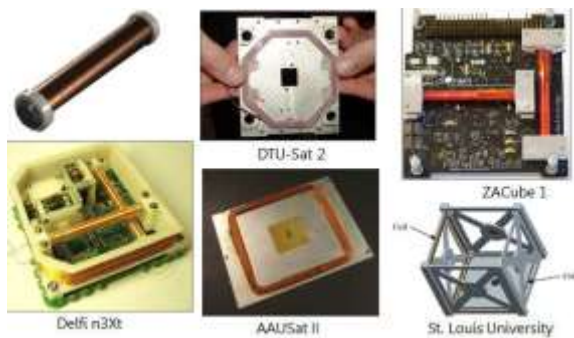
* رایانامه نویسنده مسئول: M.farhid@isrc.ac.ir

¹ Magnetorquers

² Detumbling

همان‌گونه که بیان گردید، ممان دو قطبی مغناطیسی تولید شده توسط گشتاور دهنده مغناطیسی متناسب با جریان الکتریکی است که از آنها عبور می‌کند. دو قطبی مغناطیسی، \vec{M} ، تولید شده توسط هسته هوا توسط $\vec{M} = NiA\hat{n}$ بیان می‌شود که N تعداد دور، i جریان الکتریکی، A سطح مقطع پیچه و \hat{n} بردار نرمال سیم‌پیچ است. اگر بردار ممان مغناطیسی ماهواره با میدان مغناطیسی زمین در یک راستا نباشد، گشتاور القا شده در سیم‌پیچ توسط ضرب برداری $\vec{\tau} = \vec{M} \times \vec{B}$ تعریف می‌شود. با جایگذاری هسته فریت در گشتاور دهنده مغناطیسی، ممان دو قطبی سولنوئید می‌تواند تا ۳۰۰۰ برابر افزایش یابد (ضریب بهره $K = 100-3000$). برای رسیدن به همان ممان دو قطبی با یک عملگر مغناطیسی هسته هوا، باید منطقه سیم‌پیچی شده / تعداد دور (و در نتیجه جرم) افزایش یابد یا جریان ناشی از سیم‌پیچ (و در نتیجه توان) اضافه گردد. در نتیجه معادله قبلی برای ممان مغناطیسی به صورت $\vec{m} = kNi\vec{A}$ اصلاح می‌شود که K بستگی به فاکتور شکل طول / قطر و گذردهی مواد دارد.

در بیشتر مأموریت‌های ماهواره‌های مکعبی مانند RAX-2، RAX، M-Cubed مربوط به دانشگاه میشیگان، برای پایداری وضعیت از آهن‌رباهای دائمی آلینکو ۵ استفاده کرده‌اند [۹-۱۱]. همچنین M-Cubed-2، مأموریتی بوده که از یک عملگر مغناطیسی هسته هوا استفاده می‌کند. انواع ساختارهای ممکن برای گشتاور دهنده‌های مغناطیسی در شکل (۲) برای ماهواره‌های مکعبی آورده شده است. توضیح این‌که چاپ بر روی برد مدار چاپی (چندلایه) نیز جزو این ساختارها بوده و برای ممان‌های دوقطبی مغناطیسی پایین استفاده می‌شود. بهینه‌سازی همه این گشتاور دهنده با توجه به محدودیت ابعادی، توانی و ... امری لازم و ضروری به نظر می‌رسد.

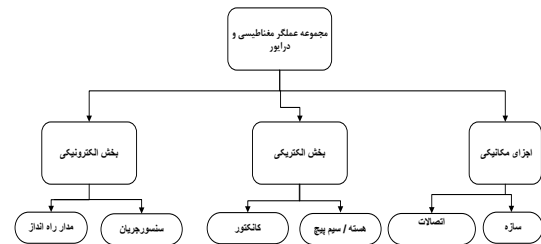


شکل (۲). انواع جانمایی‌ها و طراحی‌های مکانیکی برای گشتاور

دهنده‌های مغناطیسی [۱۲]

در [۱۵] نیز تاریخچه‌ای از گشتاور دهنده‌های مغناطیسی تجاری شده برای ماهواره‌های مکعبی مانند نوع هسته، ممان دوقطبی مغناطیسی، توان و ... آورده شده است. اول‌ازهمه، پارامترهای محدودکننده طراحی مانند گشتاور دوقطبی مغناطیسی، اتلاف توانی به دلیل مقاومت سیم‌پیچ، ولتاژ، جرم و

در حالت کلی قسمت‌های مختلف تشکیل‌دهنده مجموعه عملگر مغناطیسی به صورت نمودار شکل (۱) است. با توجه به این بلوک دیاگرام، عملگر مغناطیسی از سه بخش مکانیکی، الکتریکی و الکترونیکی تشکیل شده است. بخش مکانیکی شامل سازه و اتصالات، بخش الکتریکی شامل مدار هسته / سیم‌پیچ و کانکتور و بخش الکترونیکی نیز دربرگیرنده مدار راه‌انداز و سنسورهای سنجشی مانند سنسور جریان است [۷].



شکل (۱). بلوک دیاگرام عملگر مغناطیسی و درایور

۱-۱- ویژگی‌های عملکرد گشتاور دهنده مغناطیسی

در ماهواره‌ها گشتاور کنترل مورد نیاز توسط قانون کنترلی تعیین می‌شود. این گشتاور با عبور جریان الکتریکی تعیین شده توسط قانون کنترل، تولید می‌گردد. با توجه به جنبه‌های ساختاری و مواد گشتاور دهنده‌های مغناطیسی، عوامل اصلی زیر بر عملکرد آن تأثیر می‌گذارند [۸]:

جنس سیم‌پیچ: می‌توان از جنس مس یا آلومینیوم تهیه کرد. سیم‌های آلومینیومی از وزن کمتری برخوردار بوده درحالی‌که سیم‌های مسی مقاومت کمتری دارند.

مواد هسته: هسته‌های مغناطیسی معمولی معمولاً از هوا یا از مواد فرومغناطیسی ساخته می‌شوند. نفوذپذیری زیاد مطلوب بوده و مواد باید دارای منطقه خطی زیادی باشند.

طول، سطح مقطع سیم‌پیچ و میله (هسته): این پارامترهای فیزیکی باید به گونه‌ای انتخاب شوند که از محدودیت‌های توان و جرم مربوطه پیروی کنند.

ثابت زمانی: این باید یک مقدار معقول و وابسته به نظر طراح زیرسیستم کنترل وضعیت باشد تا حالت پایدار به سرعت حاصل شود. پس از خاموش شدن گشتاور دهنده مغناطیسی، جریان شبیه مدارهای LR دچار کاهش طبیعی می‌شود، بنابراین ثابت زمانی یک پارامتر مهم در الگوریتم کنترلی است. در طراحی این عملگر، کاهش ثابت زمانی و در نتیجه افزایش سرعت پاسخ الگوریتم کنترلی مد نظر می‌باشد [۱۶]. در [۲۱] نیز حساسیت‌پذیری الکترومغناطیسی بررسی گردیده است.

شده به جواب نهایی که همان حداکثر ممان دوقطبی مغناطیسی برای هر سه راستای محورهای مختصات است، خواهیم رسید.

۲- طراحی و شبیه‌سازی

همان گونه که بیان شد، یک گشتاور دهنده مغناطیسی از یک سیم‌پیچ تشکیل شده است که با عبور جریان الکتریکی از سیم‌پیچ، یک گشتاور چرخشی تولید می‌کند. این شبیه سلف است اما برخلاف سلف‌ها که برای تولید حداکثر اندوکتانس پیچیده می‌شوند، گشتاور دهنده‌ها برای ایجاد حداکثر گشتاور چرخشی روی سیم‌پیچ تعبیه می‌گردند [۸].

طراحی و ساخت گشتاور دهنده در نگاه اول ساده بوده و بسته به عملکردهای موردنیاز بر روی یک سیم‌پیچ با مساحت و تعداد دوری مشخص تشکیل شده است. در واقع سه نوع گشتاور دهنده متفاوت، اما بر اساس یک مفهوم وجود دارد:

- **گشتاور دهنده هسته هوا:** این یک مفهوم پایه مغناطیس هست، یک سیم رسانا که دور یک غیر رسانای متصل به ماهواره پیچیده شده است. این نوع عملگر مغناطیسی می‌تواند دوقطبی مغناطیسی قابل قبول که سازگار با جرم و قيود اتصال آن را داشته باشد ایجاد کند.
- **سیم‌پیچ جاسازی شده^۳ (نهفته):** با ایجاد یک مارپیچ مسی در داخل مدار چاپی بر روی صفحات خورشیدی (بر روی برد درایور) که اثر سیم‌پیچ را تولید می‌کند. البته لازم به ذکر است که با تعبیه در صفحات خورشیدی می‌توان تأثیر بر روی ماهواره را به حداقل رساند. به‌رحال این پیاده‌سازی قادر به تولید مقدار بالایی از دوقطبی مغناطیسی نیست و بنابراین گشتاورهای تولیدشده کوچک‌تر خواهند بود.
- **گشتاور دهنده‌های میله‌ای^۴:** این از نظر گشتاورهای دوقطبی کارآمدترین راه‌حل بوده و توسط سیم رسانایی پیچیده شده در اطراف هسته فرومغناطیسی ساخته می‌شود که هنگام تحریک شدن توسط سیم‌پیچ، مغناطیسی می‌شوند. نقطه‌ضعف استفاده از این، وجود دوقطبی مغناطیسی پس‌ماند (در هنگام خاموش شدن سیم‌پیچ به‌خاطر هیستریزس در منحنی مغناطیس هسته) است؛ بنابراین روش مغناطیس زدایی مهم است.

مجموعه محصول موردنظر (سه گشتاور دهنده مجتمع به همراه برد درایور) با مشخصات فنی نمونه خارجی با نام IMTQ شرکت ISIS کشور هلند با مشخصات عملکردی آن در ادامه بیان شده است، مطابقت خواهد داشت [۱۷]. لذا الزامات زیر را برای حل این مسئله در نظر می‌گیریم:

همچنین پارامترهای ابعاد باید تعیین شود. برای کنترل مومنتوم زاویه‌ای ماهواره، عملگر باید قدرت کنترل کافی برای غلبه بر اغتشاشات مداری مانند گشتاور خارجی ناشی از دراگ آئرودینامیکی، فشار تشعشع خورشیدی و میدان مغناطیسی زمین داشته باشد [۸]. انتخاب مواد هسته‌های مختلف مغناطیسی نقش اساسی در طراحی این عملگر دارد. به‌طور کلی، می‌توان مواد مغناطیسی را به‌عنوان مواد مغناطیسی نرم و سخت طبقه‌بندی کرد. مواد نرم به‌طور معمول به‌عنوان مواد هسته مغناطیسی برای سلف‌ها، ترانسفورماتورها، عملگرهای گشتاور دهنده مغناطیسی استفاده می‌شود که در آن‌ها میدان‌های مغناطیسی اغلب تغییر می‌کنند، درحالی‌که مواد سخت یا آهنرباهای دائمی، برای جایگزینی سیم‌پیچ‌های مغناطیسی جهت تولید میدان‌های مغناطیسی استاتیک در دستگاه‌هایی مانند موتورهای الکتریکی استفاده می‌گردد [۹ و ۱۱].

گشتاور دهنده‌های مغناطیسی فعلی تولیدشده از آلیاژهای فرومغناطیسی مانند آهن - کبالت یا نیکل - آهن هستند که برای اکثر دامنه عملکرد خود یک رابطه خطی بین جریان ورودی و ممان دوقطبی مغناطیسی دارند. مواد فرومغناطیسی مانند پرملوی^۱ (۷۸٪ نیکل، ۲۲٪ آهن) و پرمندور^۲ (کبالت ۵۰٪، آهن ۵۰٪) از نفوذپذیری بسیار بالایی برخوردار هستند و در صورت استفاده، منجر به کاهش قابل توجهی در توان مصرفی خواهد شد.

با این وجود، مواد فرومغناطیسی دارای منحنی‌های مغناطیسی هستند که در مقادیر نسبتاً کم شدت میدان مغناطیسی اعمالی، اشباع شده و باعث هر دو فاکتور غیرخطی و هیستریزس را می‌شوند [۱۰]. نفوذپذیری نسبی هسته نیز پارامتر مهمی است. هسته بانفوذپذیری نسبی بالا باعث کاهش توان موردنیاز عملگر و کاهش جرم آن می‌شود. این رابطه بین گشتاور دوقطبی مغناطیسی و پارامترهای دیگر است. در [۱۸] برد کنترل وضعیت برای ماهواره‌های مکعبی با تأکید بر فاز دیتامبلینگ بررسی شده و الزامات سخت‌افزار و نرم‌افزار در حلقه مطرح گردیده است. در مقالات بررسی شده، مسئله بهینه‌سازی به‌ندرت مطرح شده و از آنجاکه محدودیت‌های منابع در طراحی عملگرهای ماهواره‌های مکعبی بیشتر مطرح است، لزوم بررسی این مطلب ضروری به نظر می‌باشد. توضیح این‌که در این مقاله از آلیاژ پرملوی که عملیات حرارتی خاصی بر روی آن صورت گرفته، به‌عنوان هسته مغناطیسی نرم استفاده شده است. در این مقاله، ابتدا مسئله طراحی و به تبع آن روش حل مسئله با استفاده از الگوریتم تکرارپذیر مرتبه دوم با استفاده از نابرابری‌های موجود الزاماتی ارائه خواهد شد. در ادامه جواب مسئله بهینه‌سازی منجر به بردار پارامتر طول هسته، شعاع و تعداد دور آن می‌شود که با سیم‌پیچی و طراحی و ساخت برد درایور و اندازه‌گیری میدان تولید

³ Embedded

⁴ Rod

¹ Permalloy

² Permendur

می‌باشد که همگرایی آن ثابت شده و همچنین یک الگوریتم بهینه‌سازی است که بتواند با تعداد تکرارهای کمتری به یک جواب بهینه همگرا گردیده و به تبع آن زمان کمتری جهت حل مسئله نیازمند است و در نتیجه الگوریتم مطلوب‌تری خواهد بود. روش‌های مرتبه دوم چون از اطلاعات بیشتری از تابع استفاده می‌کنند (مقدار تابع، مشتق اول و مشتق دوم)، تکرارهای کمتری نسبت به روش‌های مرتبه اول انجام می‌دهند. امروزه اثبات شده است که روش‌های غیرمستقیم حل یک مسئله مقید (تبدیل مسئله به مسئله نامقید) نسبتاً ناکارآمد هستند و به جای آن‌ها روش‌هایی که بر حل شرایط Kuhn -Tucker تکیه دارند جایگزین شده‌اند و در آخر، روش SQP توسط دکتر توماس کولمن، استاد دانشگاه کورنل در علوم کامپیوتر و ریاضیات کاربردی و همچنین دکتر بین ژانگ استادیار دانشگاه ریس در ریاضیات کاربردی و محاسباتی نوشته شده و در جعبه‌ابزار بهینه‌سازی نرم‌افزار MATLAB قرار داده شده است در نتیجه از قابلیت اطمینان بالایی برخوردار است [۱۳].

الگوریتم کلی روش SQP مطابق رابطه (۱) است. این الگوریتم شامل قسمت‌های اصلی تولید مسئله برنامه‌ریزی درجه دوم^۲ (QP) و حل آن، به‌روزرسانی ماتریس هسین، جستجوی خطی و بررسی شرط همگرایی هست که در ادامه در مورد هر کدام به‌اختصار توضیح می‌دهیم. معمولاً زیر مسئله QP را با در نظر گرفتن مسئله بهینه‌سازی طراحی با قیدهای مساوی به دست می‌آورند. قیود نامساوی بعداً به‌راحتی در زیر مسئله وارد می‌شوند. روش به دست آوردن زیر مسئله برنامه‌ریزی درجه دوم عبارت است از نوشتن شرایط Kuhn -Tucker برای مسئله بهینه‌سازی و حل آن‌ها به روش نیوتن-رافسون وقتی که معادله‌ها غیرخطی هستند. هر چرخه از روش نیوتن-رافسون می‌تواند به‌عنوان معادل حل یک مسئله QP تعبیر شود. با انجام مراحل بالا و تعمیم مسئله به قیود نامساوی و با تعریف d به‌جای ΔX به‌عنوان جهت جستجو، به مسئله QP تحت H_k و X_k می‌رسیم که در آن به ترتیب هسین تابع لاگرانژ و بردار طراحی در تکرار k ام هستند.

$$\frac{1}{2}d^T H_k d + \nabla f(X_k)^T d \quad (1)$$

$$\nabla g_i(X_k)^T d + g_i(X_k) = 0 \quad (2)$$

$$\nabla g_j(X_k)^T d + g_j(X_k) \leq 0 \quad (3)$$

هسین تابع لاگرانژ را می‌توان با استفاده از اطلاعات درجه اول تقریب زد. به خاطر مزیت وجود هسین در یک الگوریتم بهینه‌سازی، روش‌های به‌روز کردن متعددی ارائه شده است. برای حل مسائل

(۱) محدودیت جرمی: جرم هر عملگر با هسته/هسته هوا

(۲) محدودیت مصرف توانی: ماکزیمم توان مصرفی

(۳) محدودیت ابعادی: استاندارد PC104 رعایت گردد.

(۴) ممان دوقطبی مغناطیسی با توجه به نمونه محصول خارجی Am^2 فرض می‌گردد که در ادامه این مقدار بررسی شده است. با توجه به نمودارهای [۱۵] که مربوط به فاز دیتامبلینگ و کنترل وضعیت است و همچنین سابقه ماهواره‌های مکعبی مقدار پیش‌فرض ممان دوقطبی مغناطیسی برای یک ماهواره 3U در ارتفاع ۵۰۰ کیلومتری مناسب است.

۲-۱-۱-۲ حل مسئله بهینه‌سازی

روش تعیین طراحی بهینه گشتاور دهنده مغناطیسی برای محورهای X-Y (سیم‌پیچ‌های با هسته به‌صورت عمود بر هم در سمت برد درایور) و Z (سیم‌پیچ بدون هسته مغناطیسی در پشت برد درایور) در زیر بخش‌های زیر شرح داده شده است. فضای طراحی به حداکثر رساندن ممان دوقطبی با قیود مذکور گشتاور دهنده و قیود اضافی مانند ماکزیمم دور، نسبت طول به شعاع نیز خواهد بود.

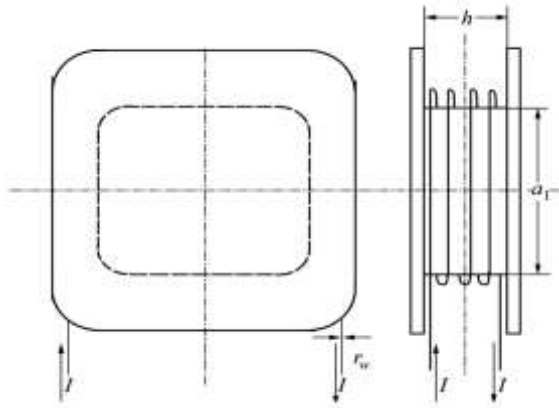
۲-۱-۱-۲-۱ انتخاب روش بهینه‌سازی

برای حل مسائل بهینه‌سازی مقید غیرخطی روش‌های متنوعی وجود دارد که روش‌های گرادیانی یک گروه از آن‌ها هستند. روش‌های گرادیانی نیز به نوبه خود به دودسته کلی مرتبه اول که تنها از اطلاعات مشتق اول استفاده می‌کنند و مرتبه دوم که از مشتقات دوم نیز استفاده می‌کنند تقسیم می‌شوند که در هر دسته چندین روش وجود دارد. هنگام انتخاب الگوریتم باید جنبه‌های مختلفی مانند توانمندی، کارایی، عمومیت و سادگی استفاده را مورد توجه قرار دهیم. از طرفی همگرایی یک الگوریتم در مسائل بهینه‌سازی مقید بسیار مهم است. یک الگوریتم را همگرا می‌گویند اگر با شروع از یک نقطه^۱ طراحی دلخواه به مقدار کمینه برسد. الگوریتمی را که اثبات شده باشد با شروع از یک نقطه دلخواه همگرا می‌شود، الگوریتم توانمند می‌گویند [۱۲]. در کاربردهای عملی چنین الگوریتم‌های قابل‌اعتمادی بسیار مطلوب‌اند. ناکامی الگوریتم می‌تواند به از بین رفتن منابع زیادی منجر گردد، پس برای کاربردهای عملی تدوین الگوریتم‌های همگرا بسیار مهم است. روش SQP^۱ یک روش مرتبه دوم است که با استفاده از شرایط Kuhn -Tucker به حل مسئله می‌پردازد و به دلایلی که در ادامه ذکر خواهد شد، از این روش که در بین روش‌های گرادیانی برای حل مسائل غیرخطی مقید جایگاه ویژه‌ای پیدا کرده استفاده می‌کنیم. روش SQP از جمله روش‌هایی

^۲ Quadratic programming (QP)

^۱ Sequential quadratic programming (SQP)

چهار محدودیت نامساوی برای سایندهی گشتاور دهنده مغناطیسی استفاده می‌شود:



شکل (۳). ساختار هسته هوا

$$\begin{cases} h_1(x) = \rho_{core} \pi r^2 l + a_w l_w \rho_{cu} - .025 \leq 0 \\ h_2(x) = \frac{v^2}{R} - .25 \leq 0 \\ h_3(x) = N - 8000 \leq 0 \\ h_4(x) = r - l \leq 0, \\ l_w = 2\pi r N \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} h_1(x) = \rho_{core} a_1^2 h + a_w l_w \rho_{cu} - .035 \leq 0 \\ h_2(x) = \frac{v^2}{R} - .6 \leq 0, \\ h_3(x) = N - 4000 \leq 0, \\ h_4(x) = h - a_1 \leq 0, \\ l_w = 4a_1 N \end{cases} \quad (14)$$

تابع محدودیت اول برای هردو گشتاور دهنده هسته هوا/ هسته پرملوی h_1 برای تأمین الزام طراحی جرمی گشتاور دهنده‌های مغناطیسی، تابع محدودیت دوم h_2 ، الزام طراحی توان مصرفی توسط گشتاور دهنده‌های مغناطیسی را محدود می‌کند که طبیعتاً در مورد هسته هوا این مقدار بیشتر خواهد بود. تابع محدودیت سوم h_3 ، تعداد دور را با توجه به ساختار و برآورد اولیه امکان سیم‌پیچی عملی و محاسباتی محدود می‌کند و تابع محدودیت چهارم h_4 نیز شعاع هسته را کمتر یا مساوی با طول گشتاور و همچنین ارتفاع (عمق) هسته را کمتر یا مساوی طول هسته هوا مربعی می‌کند.

مهندسی، روش به‌روز سازی BFGS^۱ مطابق رابطه زیر است مؤثرتر می‌باشد.

$$H_{k+1} = H_k + \frac{q_k q_k^T}{q_k^T s_k} - \frac{H_k^T H_k}{s_k^T H_k s_k} \quad (4)$$

که در آن T نشان‌دهنده ترانهاده است. همچنین S و q مطابق روابط زیر هستند.

$$s_k = X_{k+1} - X_k \quad (5)$$

$$q_k = \nabla f(X_{k+1}) + \sum_1^m \lambda_i \cdot \nabla g_i(X_{k+1}) - (\nabla f(X_k) + \sum_1^m \lambda_i \cdot \nabla g_i(X_k)) \quad (6)$$

با حل مسئله QP رابطه (۱) مقدار d به دست می‌آید. d برداری است که چنانچه در جهت آن حرکت کنیم مقدار تابع کاهش پیدا می‌کند. جستجوی خطی به ما کمک می‌کند که در جهت به‌دست‌آمده به‌قدری حرکت کنیم که تابع هدف تا حد ممکن کاهش یابد. برای معیار همگرایی از تغییرات جهت جستجو و تغییرات تابع هدف استفاده می‌شود.

ممان دوقطبی عملگر با هسته و هسته هوا به شکل مربع توسط رابطه زیر داده خواهد شد:

$$f_1(x) = M_{core} = \pi r^2 \frac{NV}{R} \left(1 + \frac{\mu_r - 1}{1 + N_d(\mu_r - 1)} \right) \quad (7)$$

$$f_2(x) = M_{aircore} = L^2 \frac{NV}{R} \quad (8)$$

که در آن r شعاع عملگر بوده و یکی از متغیرهای تعریف‌شده توسط x هست. N تعداد دور سیم و باز یکی دیگر از متغیرهای تعریف‌شده توسط x بوده و V ولتاژ اعمال‌شده توسط باس ماهواره، μ_r ضریب گذردهی نسبی هسته و N_d فاکتور ضد مغناطش و R مقاومت سیم که در ادامه توصیف خواهد شد.

$$\mu_r = \frac{\mu}{\mu_0} \quad (9)$$

$$N_d = \frac{4[\ln(l/r) - 1]}{\left(\frac{l}{r}\right)^2 - 4\ln\left(\frac{l}{r}\right)} \quad (10)$$

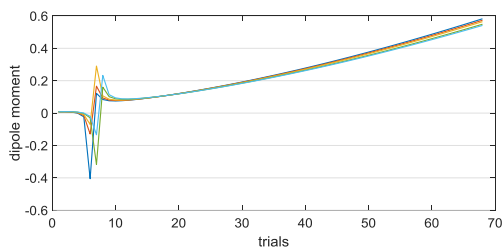
$$R_1 = \frac{2\pi r N R_{cu}}{a_w} \quad (11)$$

$$R_2 = \frac{4L N R_{cu}}{a_w} \quad (12)$$

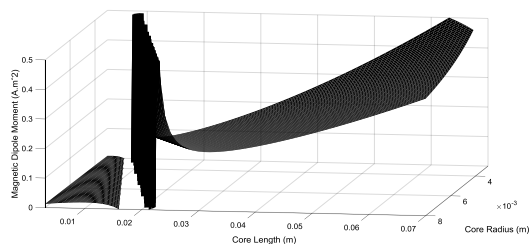
مقدار مقاومت سیم به مقاومت سیم مسی و اندازه سیم بستگی خواهد داشت که در طراحی این مقادیر جایگذاری خواهد شد. از

^۱ Broyden- Fletcher- Goldfarb- Shanno

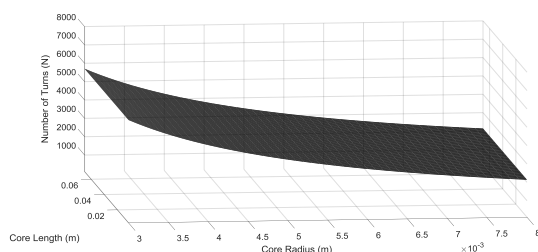
جدول، می‌توان نتیجه گرفت که این روش طراحی توانسته به نمونه بهینه‌سازی شده مطابق با نمونه الزامات خارجی شرکت ISIS دست پیدا کند. البته برای این نمونه خارجی، از مشخصات هندسی گشتاور دهنده‌ها و تعداد دور، جنس هسته و دیگر پارامترها اطلاعاتی داده نشده و از این مورد این مبحث مهندسی معکوس نیست. در جدول (۲) نیز اطلاعات نهایی شده به همراه ثابت زمانی نیز آورده شده است.



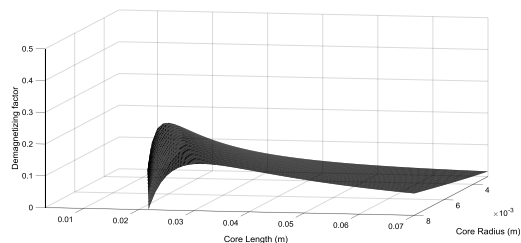
شکل (۵). نمودار دوعبدی تغییرات ممان نسبت به فضای طراحی



شکل (۶). نمودار تغییرات ممان نسبت به تغییرات طول و شعاع هسته



شکل (۷). نمودار تغییرات تعداد دور و طول و شعاع هسته برای رسیدن به ممان



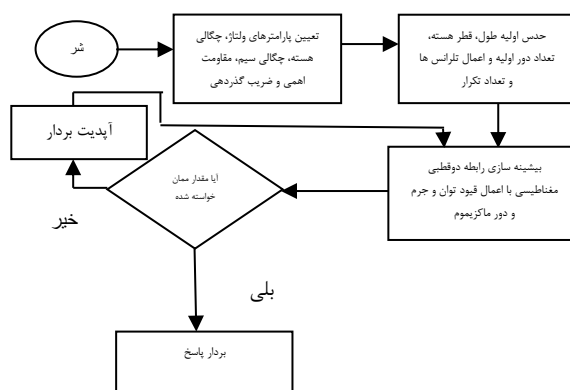
شکل (۸). نمودار تغییرات ضریب مغناطیس زدایی نسبت به تغییرات

طول و شعاع هسته

با توجه به مسئله بهینه‌سازی، مقادیر زیر برای گشتاور دهنده‌های مغناطیسی در ولتاژ ۵ ولت و توان ماکزیمم ۲۵۰ میلی‌وات و ۶۰۰

۳- فضای طراحی

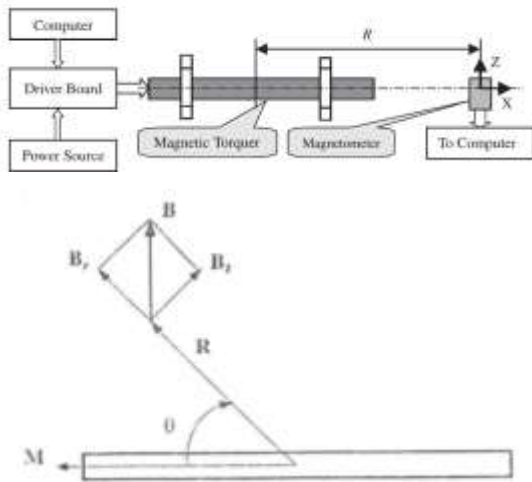
اگرچه به نظر می‌رسد مسئله مینیوم سازی یک مسیر سرراست باشد (حداکثرسازی گشتاور مغناطیسی با توجه به محدودیت‌های جرم و توان)، ولی فضای طراحی نسبتاً پیچیده‌ای با توجه به نامحدب بودن همان‌طور که در شکل (۶) نشان داده شده، برقرار است. در حقیقت، برای دستیابی به راه‌حل‌های منطقی، بهینه‌سازی فقط طرح‌هایی با طول بیشتر یا مساوی با شعاع میله را در نظر می‌گیرد.



شکل (۴). روند نمای طراحی گشتاور دهنده‌ها

استفاده از قطر سیم استاندارد ۰/۱۶ (سطح مقطع 0.2 mm^2) و ضریب گذردهی ۱۳۶۰ جزو مفروضات حل این مسئله است. لازم به ذکر است که بیشتر جرم گشتاور دهنده مغناطیسی از هسته پایه است و از طول سیم اضافی نیست زیرا اندازه نمره‌های سیم مسی دارای جرم بسیار کم در واحد طول هستند. با رسم نمودار ممان دوقطبی مغناطیسی بر اساس قیود طراحی (شکل (۶) و (۷)) مسئله غیر محدب بودن به‌وضوح دیده می‌شود. همان‌گونه که از این شکل مشخص است، ممان دوقطبی مغناطیسی برای بعضی از مقادیر هیچ جوابی ندارد. برای نمایان شدن این موضوع، نمودار سه‌بعدی تغییرات ممان دوقطبی مغناطیسی بر اساس طول و شعاع هسته در ادامه آورده شده است. همان‌طور که از شکل (۶) مشخص است، مسئله برای مثال مقدار طول هسته ۲۰ میلی‌متر و انواع شعاع ۴ میلی‌متر جواب مشخصی ندارد. شکل (۷) نیز بیانگر تغییرات تعداد دور نسبت به ابعاد هسته را برای رسیدن به مقدار ممان خواسته‌شده بررسی می‌کند. همان‌طور که از این شکل مشخص است، افزایش شعاع هسته می‌تواند منجر به تعداد دور سیم‌پیچ برای رسیدن به ممان خواسته‌شده باشد. ضریب مغناطیس زدایی نیز پارامتری است که میدان نشتی را به شکل و ابعاد هسته فرومغناطیس مرتبط می‌کند؛ که در شکل (۸) برای مدنظر قراردادن طراحی بررسی شده است. در ادامه مقایسه بین مقدار الزامات نمونه مشابه خارجی، الزام طراحی و مقادیر اندازه‌گیری شده در جدول (۱) آورده شده است. طبق این

نصب می‌گردد و سپس مقادیر میدان مغناطیسی توسط نرم‌افزار سنجیده می‌شود. با استفاده از مقادیر به‌دست‌آمده و رابطه (۱۵) مقدار ممان تولیدی در توان‌های مختلف به دست می‌آید که در آن طول عملگر و R فاصله سنجنده میدان از وسط عملگر تا وسط حس‌گر است. در این اندازه‌گیری فاصله 11 سانتی‌متری هسته هوا و فاصله $7/2$ سانتی‌متری از هر یک از گشتاور دهنده‌های هسته‌دار در نظر گرفته شد. پارامترهای مؤثر در سنجش میدان مغناطیسی در شکل زیر نشان داده شده است [۱۹].



شکل (۹). نحوه قرارگیری المان‌های سنجنده میدان مغناطیسی برای سنجش اندازه میدان مغناطیسی [۱۹]

$$M = \frac{4\pi}{\mu_0} \times \left[\frac{\frac{R}{L} - \frac{1}{2}}{(R^2 - RL + \frac{L^2}{4})^{\frac{3}{2}}} - \frac{\frac{R}{L} + \frac{1}{2}}{(R^2 + RL + \frac{L^2}{4})^{\frac{3}{2}}} \right] \times B_x \quad (15)$$

توضیح اینکه این رابطه برای گشتاور دهنده بدون هسته متفاوت خواهد بود.

$$M = \frac{2\pi(h + \frac{d}{2})^3 B}{\mu_0 \cos \theta} \quad (16)$$

برای اندازه‌گیری ممان پسماند، مقدار شار مغناطیسی زمینه را در فاصله معین ثابت و برحسب آن ممان مغناطیسی اولیه M_0 محاسبه می‌شود [۲۰]. سپس جریان (ولتاژ دو سر مگنتورکر) را به صورت پله‌ای افزایش داده تا به بالاترین مقدار برای ممان M_{max} برسیم. حال جریان را کاهش داده تا دوباره به مقدار صفر برسد و مقدار ممان را در این موقعیت M_{end} به دست می‌آوریم. مقدار پسماند ممان مغناطیسی در جهت مثبت با نماد $(M_{residual} +)$ نشان می‌دهیم. با برعکس کردن جریان (تعویض

میلی‌وات هسته هوا و جرم ۳۰ گرم حصول گردید که در ادامه صحت سنجی خواهد شد.

جدول (۱). مقایسه مشخصات به‌دست‌آمده برای طراحی و نمونه خارجی

نمونه ساخته شده	isis	قیود طراحی	
۳۰ گرم برای هر گشتاور دهنده مجموع گشتاور هسته‌دار و ۳۵ گرم درایور و فیکسچر مربوطه	~196 grams مجموع گشتاور دهنده‌ها و برد درایور و فیکسچر مربوطه	~200 grams مجموع گشتاور دهنده‌ها و برد درایور و فیکسچر مربوطه	جرم
محدود به PC104 استاندارد	PC104 استاندارد	PC104 استاندارد	ابعاد
5V	5V	5V	ولتاژ
0.2 Am ²	0.21 Am ²	0.2 Am ²	ممان دوقطبی
الزام ۲۵۰ میلی‌وات برای هر گشتاور دهنده (مجموع ۵۰۰ میلی‌وات) الزام ۶۰۰ میلی‌وات برای گشتاور دهنده هسته هوا	Full actuation (3-Axis): <1.2W	Full actuation (3-Axis): <1.2W	مصرف توان

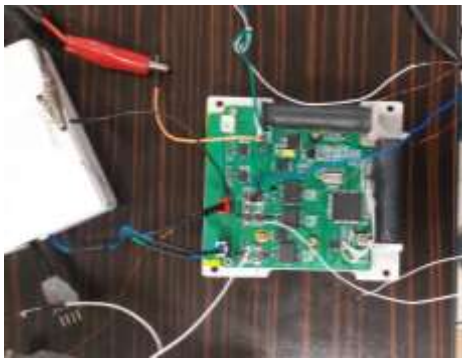
جدول (۲). مشخصات به‌دست‌آمده برای طراحی

ثابت زمانی	تعداد دور	شعاع (میلی‌متر)	طول (میلی‌متر)	
۰/۳ میلی‌ثانیه	۳۸۶۱	۶/۱	۵۸	هسته پرملوی
۰/۴ میلی‌ثانیه	۱۱۷۲	۵/۱	۵/۱	بدون هسته مغناطیسی (دلرین)

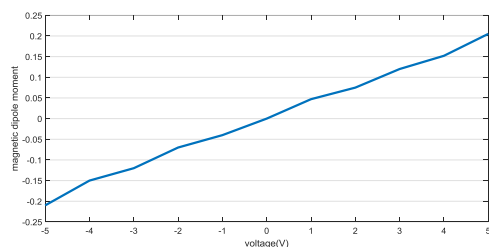
برای محاسبات مربوط به هسته هوا با توجه به شکل زیر و رابطه ممان دوقطبی طبق محدودیت‌های ذکر شده که همچنین در مقاله‌ای که از الگوریتم ژنتیک استفاده کرده، تبعیت می‌کند [۱۴].

۳-۱- آزمون ممان دوقطبی مغناطیسی

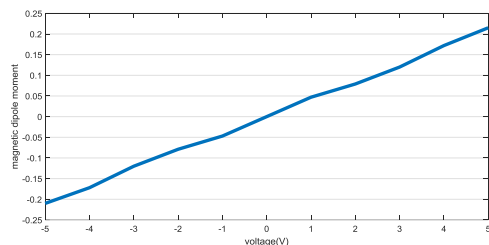
یکی از روش‌های معمول برای اندازه‌گیری ممان دوقطبی تولیدشده، اندازه‌گیری میدان مغناطیسی عملگر توسط مغناطیس‌سنج و سپس تعیین ممان دوقطبی از روی این مقدار می‌باشد. سیستم آزمون عملگر مغناطیسی در شکل نشان داده شده است. مطابق این شکل عملگر بر روی یک میز غیرفلزی



شکل (۱۱). نمای بالا از برد درایور ساخته شده به همراه گشتاور دهنده‌ها



شکل (۱۲). نمودار تغییرات ممان دوقطبی بر حسب ولتاژ (سیم پیچ هسته‌دار)



شکل (۱۳). نمودار تغییرات ممان دوقطبی بر حسب ولتاژ (سیم پیچ هسته هوا)

۵- نتیجه گیری

در این مقاله، طراحی، ساخت و آزمون گشتاور دهنده‌های مغناطیسی ماهواره‌های مکعبی بر روی برد درایور انجام گرفت. پدیده غیر محذب بودن تابع ممان دوقطبی مغناطیسی تحت الگوریتم SQP بررسی شده و می‌توان نتیجه گرفت که برای رسیدن به مقدار ممان دوقطبی مغناطیسی برای مورد هسته‌دار، به‌ازای بازه مشخصات ساختاری هسته، هیچ جوابی حصول نمی‌گردد. در این مقاله مقدار مناسب 0.2 Am^2 که مناسب ماهواره‌های مکعبی برای فاز دیتامبلینگ و مانوردهی است، برای هر سه سیم پیچ به دست آمد. طبیعتاً توان مصرفی برای سیم پیچ بدون هسته بیشتر بوده و این به‌ازای کاهش وزن است. هیستریزس برای گشتاور دهنده‌های مغناطیسی با هسته نیز از مرتبه ۲-۱۰ بوده و ناحیه خطی این گشتاور دهنده‌ها قابل قیاس با نمونه خارجی است.

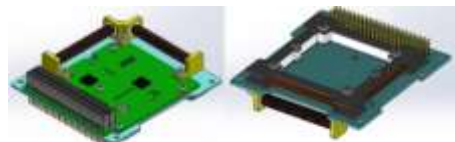
پلاریته ولتاژ دو سر تورکر) ممان مگنتوتورکر را به ممان بیشینه منفی رسانده و دوباره مقدار جریان به صفر کاهش می‌دهیم و مقدار ممان پسماند را برای آن با رابطه $M_{residual}(-)$ نشان می‌دهیم. در هر دو حالت تفاضل مقدار ممان در جهت مثبت و منفی تقسیم‌بر ممان بیشینه خالص (مقدار ممان زمینه کم می‌شود) مقدار درصد ممان پسماند عملگر مطابق فرمول‌های زیر به دست خواهد آمد. در این رابطه $M_{residual}$ ممان پسماند M_{max} بیشینه ممان مگنتوتورکر است. این مقدار در عدد صد ضرب شده و مقدار آن استخراج می‌شود. در هر دو حالت مقدار ممان مغناطیسی پسماند برای مگنتوتورکر با ممان بالا کمتر از ۱٪ ممان بیشینه است.

$$M_{residual(+)} = \left| \frac{M_0 - M_{end}}{M_{max} - M_0} \right| \quad (17)$$

۴- نتایج آزمون

برای صحت سنجی، بستر آزمون و نتایج آن با استفاده از حسگر مغناطیسی سنج HMR2300 به شرح زیر است.

مدار راه‌انداز از دو بخش سخت‌افزار و نرم‌افزار کامپیوتری (آزمایشی جهت انجام آزمون‌های مختلف روی سخت‌افزار) تشکیل یافته است. سخت‌افزار قادر است یک ولتاژ مستقیم دوطرفه مشخص (که مقدار و جهت آن از طرف نرم‌افزار کامپیوتر مرکزی صادر می‌شود) را در مدت‌زمان تعیین شده تولید و به یک اندوکتانس مشخص اعمال نماید. به سیم پیچ‌ها ولتاژ از صفر تا ۵ ولت (در دو جهت) اعمال و میدان مغناطیسی را توسط حسگر کالیبره HMR2300 اندازه گرفته و در انتها ممان دوقطبی را توسط محاسبات به دست آوردیم. نتیجه این اندازه‌گیری‌ها در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) به ترتیب برای سیم پیچ هسته‌دار و هسته هوا آورده شده است. نتایج حاکی از برآورده شدن مقدار ماکزیمم دوقطبی مغناطیسی 0.2 Am^2 در ولتاژ و توان محدود شده به همراه جرم آن می‌باشد. همچنین پسماند سیم پیچ هسته‌دار نیز طبق الزامات نمونه محصول خارجی است و ناحیه خطی نیز مورد قبول هست. همچنین افزایش نمره سیم مسی (مساحت کوچک‌تر) باعث کاهش توان (مقاومت بالاتر) می‌شود. با این حال، برای همان ممان دوقطبی مغناطیسی، یک سیم نمره پایین نیاز به دوره‌های بیشتری دارد که نیاز به افزایش طول سیم داشته و در نتیجه مقاومت را افزایش می‌دهد.



شکل (۱۰). نمای بالا و پایین برد درایور به همراه گشتاور دهنده‌ها

- [13] Duncan Miller, "Design optimization of the CADRE Magnetorquers", University of Michigan, Ann Arbor, May 2, 2013.
- [14] Bo Bai, Jun Zhou and Shengyun Wang, "Design of High-Performance Magnetorquer with Air Core for CubeSat", JNWPU Volume 36, Number 1, February 2018.
- [15] Magnetorquers: an overview of magnetic torquer products available on the global marketplace for space," <https://blog.satsearch.co/2019-08-21-magnetorquers-an-overview-of-magnetic-torquer-products-available-on-the-global-marketplace-for-space>, 2019.
- [16] Wolf, D.A.D, "Essentials of Electromagnetics for Engineering," Cambridge University Press, 2001.
- [17] ISIS Magnetorquer board," <https://www.cubesatshop.com/product/isis-magnetorquer-board>, 2019.
- [18] A.khorshidi, A.r Kosari, " Design and implementation of attitude determination control subsystem for cubesats in detumbling mode," 19th International Conference of Iranian Aerospace Society, Tehran, 1398 (in persian).
- [19] J. Lee, A. Ng and R. Jobanputra, "On Determining Dipole Moments of a Magnetic Torque Rod-Experiments and Discussions," Canadian Aeronautics and Space Journal. vol. 48. No. 1, pp. 61-67, march 2002.
- [20] Mohamad Fakhari Mehrjadi. Design and Manufacturing of a Research Magnetic Torquer Rod. Contemporary Engineering Sciences, Vol. 3, 2010, no. 5, 227-236, 3:227-236, 2010.
- [21] M. H. Amini, A. R. Mallahzadeh," On the Analysis of Electromagnetic Susceptibility of Superconducting Microstrip Transmission Lines in Oblique Incidence", Journal of Applied Electromagnetic, Vol. 9, No.1, 2020-2021.

و در نهایت افزایش مقاومت سیم باعث کاهش جریان شده و به دورهای بیشتری احتیاج خواهد بود. تعداد دور و جرم بالا معمولاً منجر به محدوده غیرممکن بدون راه حل نیز خواهد شد. این نکته نیز باید ذکر شود که کاهش گشتاور دوقطبی مغناطیسی ممکن است منجر به کاهش توان / جرم منجر نگردد. البته این برای گشتاور دهنده‌های بدون هسته محدودیتی ایجاد نکرده و باعث می‌شود که توان بیشتری با افزایش قطر سیم برای طراحی لازم باشد. برای بررسی بیشتر اثر متقابل هر سه گشتاور دهنده در حالت ماکزیمم تحریک به‌عنوان برد کنترل وضعیت می‌تواند ایده خوبی باشد.

۵- مراجع

- [1] Junquan Li, Mark Post, Thomas Wright, and Regina Lee, "Design of Attitude Control Systems for Cube Sat Class Nanosatellite," Hindawi Publishing Corporation J. Control Sci. Eng., Volume 21, 2013.
- [2] Y.W. Jan and J. C. Chiou, "Attitude control system for ROCSAT-3 microsatellite: a conceptual design," Acta Astronautica, vol. 56, no. 4, pp. 439-452, 2005.
- [3] M. Ovchinnikov, V. Pen'kov, O. Norberg, and S. Barabash, "Attitude control system for the first Swedish nanosatellite 'MUNIN'," Acta Astronautica, vol. 46, no. 2, pp. 319-326, 2000.
- [4] M. I. Martinelli and R. S. S. Pena, "Passive 3 axis attitude control of MSU-1 pico-satellite," Acta Astronautica, vol. 56, no. 5, pp. 507-517, 2005.
- [5] G. P. Candini, F. Piergentili, and F. Santoni, "Miniaturized attitude control system for nanosatellites," Acta Astronautica, vol. 81, pp. 325-334, 2005.
- [6] J. Lee, A. Ng, R. Jobanputra ISIS Magnetorquer board, " On determining dipole moments of a magnetic torquer rod," experiments and discussions, Journal of Canadian Aeronautics and Space, 2002.
- [7] Wertz, J.R., "Spacecraft Attitude Determination and Control," Kluwer Academic Publishers, 1978.
- [8] Niki Sajjad; Mehran Mirshams; shahrokh jaliian, " Development of MIL and PIL testbed for Student Microsatellite Attitude Control Subsystem," Jsst, Autumn 2020.
- [9] Mark L. Psiaki, "Global Magnetometer-Based Spacecraft Attitude and Rate Estimation," J Guid Control Dyn, March-April 2004.
- [10] Sakai, S., Y. Fukushima, and H. Saito, "Studies on Magnetic Attitude Control System for the REIMEI Microsatellite," in Guidance, Navigation, and Control, AIAA: Keyston, Colorado 2006.
- [11] R. C. JACKSONB, E. W. LEE, A. G. H. TROUGHTONB, "The influence of the method of demagnetization on the reversible permeability of a high-permeability nickel-iron alloy," Br. J. Appl. Phys, June 1985.
- [12] Max Pastena, James Barrington-Brown, "Comparison of Magnetorquer Performance," Presentation to CubeSat Workshop, August 2010.