JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 2, No. 3, Spring 2009

Designing, Testing and Evaluation of Single Gimbal Control Moment Gyro for Microsatellite

A. R. Aghalari[1*], A. Kalhor [2], S. M. Dehghan [3] and A. Abedian[4]

1,3, 4. Space Research Institute, Maleke-Ashtar University
2. Electrical Dept. Tehran University, Tehran
* Tehran-Lavizan
Ali_Aghalari@yahoo.com

In this paper, a designing procedure of Single Gimbal Control Moment Gyro (SGCMG) for performing an agile slew maneuver in a microsatellite is described, then a prototype is fabricated and finally the test results are presented. The design of actuator mechanism is based on simplicity, direction of produced torque, minimum volume and weight. A DC electrical and a stepper motor with accuracy of 0.024 degree are used for controlling the angular velocity of flywheel and the gimbal slew rate, respectively. The motors controller and driver units are designed and implemented, so that the maximum accuracy, minimum errors and best response time could be accessible. The flywheel design is based on the required angular momentum which should be stored. The gimbal consists of two in-line beams which are attached to bearing in one side and momentum wheel system in the other side. A specific approach was considered to avoid any deformation in beams in consequence of mounting the momentum wheel system.

Keywords: microsatellite, attitude control, control moment gyro, gimbal

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۲/ شمارهٔ ۳ / بهار ۱۳۸۸
ص. ص ۲۳-۱۳

طراحی عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال برای یک میکروماهواره و تست و ارزیابی آن

علیرضا آقالاری[۱]*، احمد کلهر[۲]، سید مهدی دهقان[۳] و عادل عابدیان[۴]

۱، ۳ و ۴- دانشگاه صنعتی مالک‌اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا

۲- دانشجوی دکتری برق، دانشگاه تهران، دانشکدهٔ فنی

* تهران- لویزان

Ali_Aghalari@yahoo.com

در این مقاله روند طراحی عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال برای انجام مانوری مشخص و سریع در یک میکروماهواره خاص به طور کامل تشریح شده‌است و بر اساس آن یک نمونه ساخته و در نهایت نتایج تست ارائه می‌شود. طراحی مکانیزم عملگر بر اساس سادگی، راستای گشتاور تولیدی و حجم و وزن کمتر انجام گرفته است. برای کنترل سرعت چرخ طیار از یک موتور DC و برای کنترل نرخ چرخش جیمبال از یک موتور پله‌ای با دقت ۰/۰۲۴ درجه استفاده شده است و واحدهای درایور و کنترلر آنها به گونه‌ای طراحی و ساخته شده است تا حداکثر دقت، حداقل خطا و سریع‌ترین زمان پاسخ را فراهم آورد. جیمبال عملگر متشکل از دو محور همراستاست که از یک سو به یاتاقان وصل است و از سوی دیگر مجموعه چرخ مومنتوم را در بر می‌گیرد. بنا بر ضرورت همراستا بودن محورها، طراحی و روند ساخت آنها به گونه‌ای درنظر گرفته شده است تا کمترین انحراف و تغییر شکل را به هنگام نصب چرخ مومنتوم داشته باشند.

واژه‌های کلیدی: میکروماهواره، کنترل وضعیت، ژایروی کنترل ممان، جیمبال

مقدمه

ماهواره‌ها دامنهٔ وسیعی از مأموریت‌های فضایی را پوشش می‌دهند و هرکدام نیز احتیاج به نیازمندی‌های سیستمی متفاوتی دارند. اندازهٔ این ماهواره‌ها از پیکو ماهواره‌ها تا ایستگاه‌های فضایی متفاوت است.

ماهواره‌های امروزی بیش از قبل احتیاج به قابلیت مانوردهی چرخشی سریع و چابک دارند. ماهواره‌هایی که برای ردیابی موشک‌ها، تصویربرداری و ردیابی اهداف متحرک زمینی طراحی می‌شوند به چابکی زیادی ($1\text{-}10^{o}/sec$) برای انجام مأموریت خود نیاز دارند [۱]. بنابراین رسیدن به چرخش‌های سریع و نرخ‌های بالای مانوردهی احتیاج به استفاده از عملگرهای متفاوت یا ترکیب چندین عملگر دارد. ظرفیت پایین گشتاور تولیدی در عملگرهای معمولی مانند تراسترها[۱]، تولیدکننده‌های مغناطیسی گشتاور[۲] و چرخ‌های عکس‌العملی[۳] مانع از کاربرد آنها در انجام مانورهای سریع در ماهواره می‌گردد. برای این منظور از عملگر ژایروی کنترل ممان[۴] استفاده می‌شود. ژایروی کنترل ممان یک وسیله تبدیل مومنتم است که می‌تواند گشتاور لازم برای انجام مانورهای سریع را برای ماهواره تولید کند [۲]. این عملگر چرخ طیاری دارد که با سرعتی ثابت نسبت به چارچوب آن می‌چرخد. جهت محور چرخش چرخ طیار می‌تواند حول محور عمود بر محور چرخش آن تغییر کند. بر اساس تعداد جیمبال، این عملگرها به دو گروه تک‌جیمبال[۵] و دوجیمبال[۶] تقسیم‌بندی می‌شوند.

1.Thruster
2. Magneto-torquer
3. Reaction Wheel
4. Control Moment Gyro
5. Single Gimbal Control Moment Gyro
6. Double Gimbal Control Moment Gyro

البته نوع سومی نیز وجود دارد که در آن سرعت چرخش چرخ طیار متغیر است[۷] [۳]. جیمبال به‌وسیله اعمال گشتاور از طریق موتور قادر به چرخش است. این عمل منجر به تولید گشتاور عکس‌العملی ژیروسکوپی و دقیق در جهت عمود بر محور چرخش چرخ‌طیار و محور چرخش جیمبال می‌شود.

قبلاً به دلیل اندازه و وزن بالا، امکان استفاده از آنها در ماهواره‌های کوچک‌تر میسر نبود. اما امروزه به دلیل پیشرفت‌ها و تحقیقات انجام شده، انواع سبک‌تر و کوچک‌تر از این عملگرها به وجود آمده‌اند [۱]. استفاده از این عملگرها در ماهواره‌های کوچک باعث افزایش زمان در اختیار ماهواره (که بسیار محدود است) برای فرستادن اطلاعات به زمین می‌شود که بسیار مهم است [۴ و ۵]. در انتها باید ذکر کرد که با اینکه انتظارات باعث افزایش پیچیدگی شده است، اما مزایای قابل توجه این عملگر، مثل توان الکتریکی پایین، تولید گشتاور بالای مورد نیاز برای انجام مانورهای سریع ماهواره‌ها و نیز افزایش دقت ماهواره در جهت‌گیری به دلیل پاسخ سریع سیستم، این پیچیدگی‌ها را تحت‌الشعاع خود قرار داده است [۶]. از آنجاکه این سیستم به طور پیوسته کار می‌کند، می‌توان به کنترل وضعیت دقیق دست یافت. علاوه بر آن، این عملگر مانند سایر وسایل تغییر مومنتم (مثل چرخ عکس‌العملی) هیچگونه سوختی مصرف نمی‌کند که این امر موجب افزایش طول عمر ماهواره می‌گردد.

سایزینگ ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

وجه مشترک اکثر عملگرهای موجود برای کنترل وضعیت، چرخ طیار در حال چرخش است که عامل اصلی تولید گشتاور است.

$$T = I_\omega \dot{\omega}_\omega = I_S \ddot{\theta} \qquad (۱)$$

که T_ω گشتاور مورد نیاز، I_ω و ω_ω ممان اینرسی و سرعت زاویه‌ای چرخ طیار، I_s و $\ddot{\theta}$ ممان اینرسی و شتاب زاویه‌ای ماهواره است. برای سایزینگ عملگر ژایروی کنترل ممان لازم است تا درک صحیحی از نحوهٔ کار آن وجود داشته باشد. بر اساس مانور چرخشی ماهواره، نحوهٔ چیدمان و تعداد CMGها می‌توان مقادیر مومنتوم زاویه‌ای و نرخ چرخش جیمبال را تعیین نمود. فرایند تعیین این مقادیر در حقیقت بده بستانی بین کارایی (گشتاور)، اندازه، وزن و پدیده تکینگی است. بزرگ بودن مقدار مومنتوم زاویه‌ای به معنای بزرگ بودن چرخ طیار و موتور الکتریکی مربوطه است. از سوی دیگر بزرگ‌بودن نرخ چرخش جیمبال به معنای بزرگ شدن مقدار چرخش جیمبال و در نتیجه بالارفتن احتمال پدیده تکینگی است. فرایند تعیین چیدمان و تعداد CMGها نیز بده‌بستانی بین کارایی، هزینه، پیچیدگی مکانیکی و الگوریتم کنترلی مجموعه است. بنابراین طراحی باید به گونه‌ای انجام گیرد که مقادیر بهینه برای هرکدام از این پارامترها به دست آید. برای کنترل وضعیت ماهواره به‌وسیلهٔ CMG دو نوع چیدمان می‌توان در نظر گرفت [۱]. اولی استفاده از ۶ عدد CMG تک جیمبال به صورت جفتی در راستای هر کدام از محورهای مختصاتی است. گشتاور حاصل از دو عملگر در راستای محور x با شرایط $\delta_1 = \delta_2 = \delta$ و $\omega_1 = -\omega_2 = \omega$ عبارتست از:

$$T_x = 2h_\circ \dot{\delta} \cos(\delta) \qquad (۲)$$

دومین چیدمان استفاده از ۴ عدد CMG تک جیمبال در یک ساختار هرمی است. در این حالت گشتاور حاصل از دو عملگر در راستای محور x با شرایط $\delta_1 = \delta_2$ و $\dot{\delta}_1 = \dot{\delta}_2 = \dot{\delta}$ عبارتست از:

$$N_x = 2h_0 \dot{\delta} \cos(\beta)\cos(\delta) \qquad (۳)$$

مشخصات فنی

مشخصات فنی سیستم SGCMG به منظور طراحی و ساخت به صورت زیر است. این مقادیر برای انجام یک مانور چرخشی ۹۰ درجه‌ای در طول ۳۰ ثانیه در یک میکروماهواره [۴ و ۵] در جهت محور Z و برای چیدمان اول طراحی شده است[۷].

جدول ۱- مشخصات فنی سیستم SGCMG برای طراحی و ساخت

خصوصیات فنی	مقدار
حداکثر گشتاور	۵۲.۵ $(mN.m)$
حداکثر نرخ حرکت جیمبال	۱۰ $(^\circ/_{\sec})$
حداکثر مومنتم زاویه‌ای تولیدی توسط چرخ طیار	۰.۱۵ $(N.m.s)$
حداکثر سرعت زاویه‌ای چرخ طیار	۳۰۰۰ (rpm)
حداکثر ممان اینرسی چرخ طیار	۰.۰۰۰۴۸ $(Kg.m^2)$
دقت جیمبال	۰.۰۲۴ (درجه)
حداکثر محدوده چرخش جیمبال	$\pm$ ۴۵ (درجه)

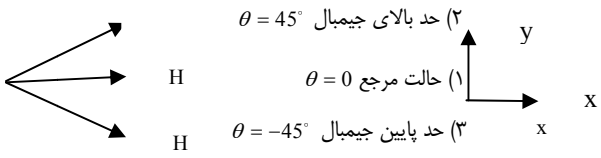
انتخاب موتور پله‌ای

موتور پله‌ای برای تحریک جیمبال SGCMG مورد استفاده قرار می‌گیرد. این موتور علاوه بر حجم، وزن و توان مصرفی پایین باید قادر باشد مجموعه جیمبال را که متشکل از چرخ طیار، موتور DC و سایر تجهیزات مربوطه است با نرخ تعیین‌شده و دقت مورد نیاز تحریک نماید [۸].

7. Variable Speed Control Moment Gyro

انتخاب مکانیزم کاری

مکانیزمی که برای سیستم SGCMG انتخاب و طراحی گردیـده بـه صورت شماتیک در شکل (۱) ارائه می‌گردد.



شکل ۱- مکانیزم کاری سیستم SGCMG به صورت شماتیک در دو حالت الف) حرکت جیمبال از ۱به ۲ و بالعکس (نامتقارن) ب) حرکت جیمبال از ۱ به ۲، از ۲ به ۳ و از ۳ به ۱ (متقارن)

برای انتخاب موتور حالت (الف) انتخاب می‌شود که حداکثر زاویهٔ طی شده با جیمبال در یک مسیر ۴۵ درجه است.

محاسبهٔ گشتاور مورد نیاز

محاسبهٔ گشتاور لازم برای غلبه بر اصطکاک

در مکانیزم سیستم SGCMG پیش‌بینی می‌شود که دو عدد یاتاقان به کار رود. تخمین اولیه برای گشتاور لازم جهت غلبه بر اصطکاک یاتاقان‌ها $0.15\ N.m$ است [۷].

محاسبه گشتاور لازم برای تحریک مجموعه چرخ مومنتم

برای محاسبهٔ گشتاور لازم برای تحریک چرخ مومنتم باید ممان اینرسی کل مجموعه نسبت به مرکز جرم آن محاسبه شود. این مقدار با توجه به نایقینی‌های موجود (ابعاد و وزن موتور DC، ابعاد و مشخصات سایر قسمت‌های مکانیکی جیمبال)، وجود تلرانس‌های ساخت در تطابق مرکز چرخش مجموعه جیمبال و مرکز جرم آن و نیز بر اساس یک مدلسازی اولیه از یک موتور DC و چرخ طیار تخمین زده می‌شود.

$$T_a = \left(J_\circ i^2 + J_l\right) \times \frac{\pi.\theta_s}{180^\circ} \times \frac{f_2 - f_1}{t_1} = 186.16 J_\circ + 0.0095 \quad N.m \qquad (۴)$$

که در رابطهٔ بالا $J_\circ$ اینرسی موتور، J_l ممان اینرسی جرمی چرخ مومنتم، θ_s زاویهٔ پله‌ای موتور، t_1 زمان شتاب‌گیری و کاهش شتاب (تقریباً ۲۵ درصد دوره کاری موتور پله‌ای [۸])، f_1 سرعت پالس اولیه (Hz) و f_2 سرعت پالس کاری (Hz) است. مقدار نهایی گشتاور مورد نیاز عبارتست از [۷]:

$$T_M = \left(T_a + T_l\right) \times 2 = (186.16 J_\circ + 0.1595) \times 2 \quad N.m \qquad (۵)$$

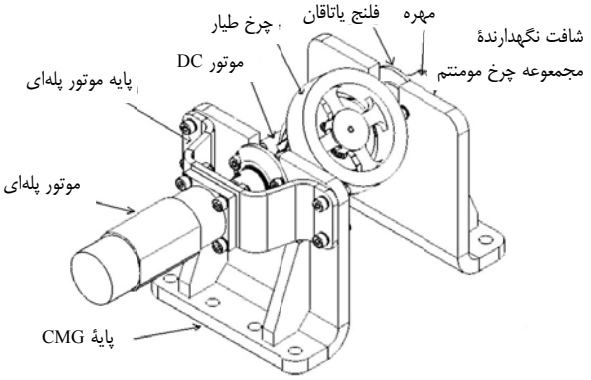
مناسب‌ترین موتور برای ارضای نیازمندی‌ها موتور CRK523PAP-T30 (شرکت اورینتال[8]) تشخیص داده شده است [۸]. نسبت ممان اینرسی و نرخ شتابگیری/کاهش شتاب برای موتور انتخاب شده شرایط ذکر شده در [۸] را برآورده می‌سازد.

در نهایت لازم است مشخصات فنی مورد نیاز برای جیمبال با پارامترهای الکتریکی موتور مورد نظر تطبیق داده شود. برای این منظور دقت چرخش محرک جیمبال که حاصل تقسیم زاویه گام حرکت موتور ($r = 0.27$) بر نرخ کاهش گیربکس موتور ($r = 30$) است باید از حداکثر دقت چرخش بهتر باشد. از طرفی حداقل گشتاوری که موتور پله‌ای مورد نظر آن را تأمین می‌نماید $0.5\ N.m$ است. با توجه به نرخ چرخش جیمبال، موتور پله‌ای باید سرعتی بیش از $50.1\ rpm$ داشته باشد.

طراحی و ساخت بخش مکانیکی

مکانیزم عملگر

مکانیزم سیستم به گونه‌ای باید طراحی گردد تا بتوان گشتاور خروجی از سیستم را بر روی سنسور گشتاورسنج تک‌محوره ارزیابی کرد (با توجه به امکانات موجود). سعی شده است تا به منظور کاهش اغتشاشات، وزن سیستم و افزایش دقت آن از یک مکانیزم بسیار ساده با حداقل اتصالات استفاده شود. در این مکانیزم مجموعه چرخ مومنتوم قادر است تا حول شافت نگهدارنده‌اش یک دور کامل بزند ولی آنچه در این سیستم مدنظر است درجه آزادی $\pm 45^\circ$ است. حالت مرجع (حالت صفر) حالتی است که در آن محور چرخش چرخ طیار موازی سطح زمین است و میزان دوران حول این حالت سنجیده می‌شود. در حالت مرجع، محور چرخش جیمبال عمود بر محور چرخش چرخ طیار و موازی زمین قرار دارد.



شکل ۲- ساختار و برخی اجزای مهم SGCMG طراحی شده

8. Oriental

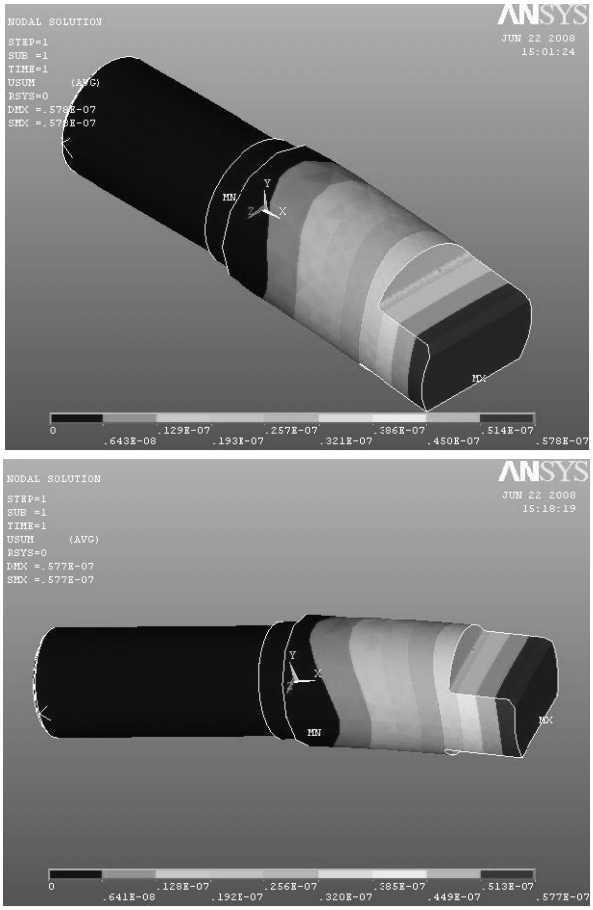
مکانیزم سیستم باید به گونه‌ای طراحی گردد تا الزامات ذیل را برآورده نماید: ۱) موتور پله‌ای بر روی سازه‌ای نصب گردد تا علاوه بر وزن موتور، نیروهای ایجادی توسط این موتور را تحمل نماید؛ ۲) موتور جریان مستقیم به سهولت در محل خود نصب گردد؛ ۳) محور موتور پله‌ای و جریان مستقیم برهم عمود باشند و همچنین مرکز جرم موتور و اتصالات آن بر روی محور موتور پله‌ای منطبق شود تا حداقل نیروی نامتقارن به موتور پله‌ای وارد گردد؛ ۴) موتور جریان مستقیم قابلیت چرخش ۳۶۰ درجه به دو سمت را داشته باشد.

مکانیزم طراحی شده برای این سیستم علاوه بر برآورده ساختن تمام نیازمندی‌های بالا باید حداقل وزن را نیز داشته باشد. این مکانیزم شامل دو پایه است که موتور پله‌ای، مجموعه چرخ مومنتم، یاتاقان‌ها، محورهای نگهدارنده و ... بر روی آن نصب می‌شوند. این پایه‌ها باید به گونه‌ای طراحی شوند که علاوه بر فراهم ساختن فضای لازم برای کار سیستم، توانایی تحمل وزن تمام مجموعه‌ها را نیز داشته باشند. مجموعه جیمبال متشکل از موتور DC، پوشش موتور DC، دو محور همراستا، دو یاتاقان و ملحقات لازم است. باتوجه به الزامات طراحی لازم است تا برای جلوگیری از وارد آمدن فشار زیاد بر موتور پله‌ای، روشی در طراحی پیش‌بینی گردد که محور موتور پله‌ای از مرکز جرم موتور جریان مستقیم بگذرد. به همین علت پوشش موتور در طراحی پیش‌بینی گردید.

دو محور ذکر شده در بالا برای نگهداشتن مجموعه چرخ مومنتم طراحی شده‌اند به طوری‌که از یک انتها به یاتاقان‌ها متصل بوده و از سوی دیگر به مجموعه چرخ مومنتم متصل هستند. با توجه به وزن قابل توجه مجموعه چرخ مومنتم و نیز لزوم همراستا بودن این دو محور جهت افزایش کارایی SGCMG، طراحی باید به گونه‌ای صورت گیرد که کمترین تغییر شکل را در اثر وزن چرخ مومنتم داشته باشند. برای این منظور محورها در نرم‌افزار ANSYS آنالیز و نتایج در شکل (۳) ارائه شده است.

همان‌طورکه در شکل (۳) دیده می‌شود میزان جابه‌جایی این دو محور بر اثر وزن مجموعه چرخ مومنتوم بسیار پایین بوده و عملاً تأثیری روی کارایی سیستم ندارد. همراستایی این دو محور هنگام ساخت و مونتاژ نیز باید مدنظر قرار گیرد. بنابراین در فرایند ساخت ابتدا این دو محور به صورت یک محور واحد ساخته شده و سپس به دو محور برش داده می‌شود. همچنین در عملیات مونتاژ فرایند ساعت‌کردن مجموعه جیمبال تا دقت ۰/۰۲ میلی‌متر در یک دور کامل انجام شده است [۷].

در سیستم SGCMG، چرخ مومنتم نصب شده بر روی جیمبال و نیز موتور پله‌ای متصل به آن به عنوان یک منبع تحریک عمل می‌کند به



شکل ۳- الف)کانتورجابه‌جایی کل محور شماره (۱) در اثر وزن مجموعه چرخ مومنتوم
ب)کانتورجابه‌جایی کل محور شماره (۲) در اثر وزن مجموعه چرخ مومنتوم

این معنی که فرکانس موتورهای DC و پله‌ای، فرکانس چرخشی اغتشاشات چرخ طیار و ... بر روی جیمبال اعمال می‌شود. از اینرو دو محور یاد شده باید به گونه‌ای طراحی شوند که فرکانس‌های طبیعی آنها در حاشیهٔ امنی از فرکانس‌های تحریک قرار داشته باشند. برای این منظور آنالیز فرکانسی محورها در نرم‌افزار ANSYS انجام شده است که نتایج در جدول (۲) ارائه شده است.

جدول ۲- فرکانس‌های طبیعی جیمبال سیستم CMG تک‌جیمبال طراحی شده

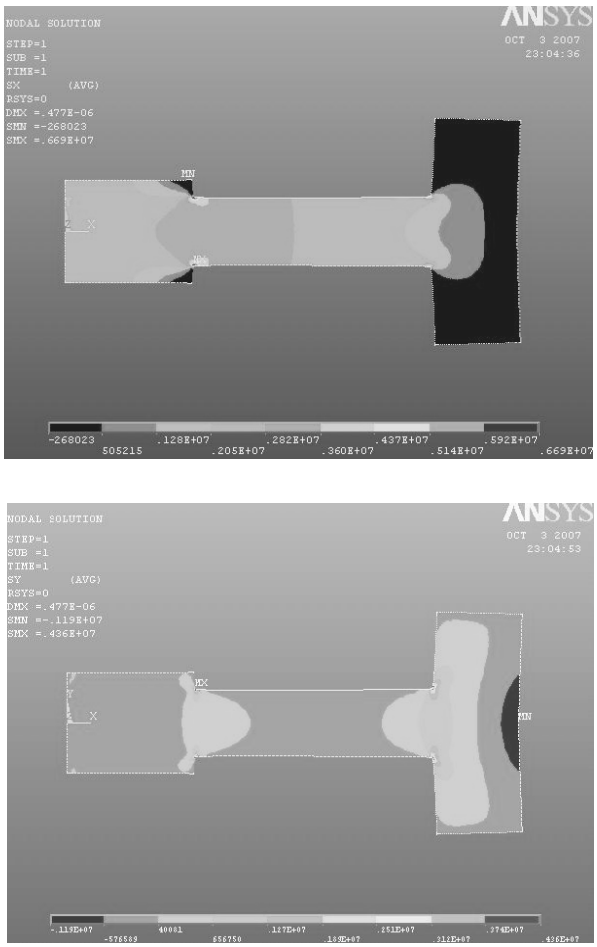
	فرکانس طبیعی ۱ (Hz)	فرکانس طبیعی۲ (Hz)	فرکانس طبیعی ۳ (Hz)
شافت ۱	۹۸۵۷	۹۹۱۵	۱۲۸۶۰
شافت ۲	۸۸۰۵	۸۸۶۶	۹۹۹۳

چرخ طیار

چرخ طیار یکی از مهم‌ترین بخش‌های SGCMG است که وظیفهٔ ذخیرهٔ مومنتم زاویه‌ای را بر عهده دارد. اندازه و شکل چرخ طیار بر

اساس توانایی ذخیرهٔ مومنتوم زاویه‌ای تعیین می‌شود. ممان اینرسی جرمی چرخ طیار بستگی به ساختار هندسی آن دارد.

جنس چرخ طیار استیل نگیر است. سرعت‌های چرخشی بالا، محدودیت‌هایی را بر ویژگی‌های مکانیکی ماده مورد استفاده در ساخت چرخ طیار (در نتیجه تنش‌های چرخشی) اعمال می‌کنند که نقش بسیار مهمی در تعیین ابعاد چرخ طیار دارند. علاوه بر تنش‌های چرخشی، اتصال فشاری چرخ طیار به شافت موتور نیز بارگذاری دیگری بر چرخ طیار اعمال می‌کند که چرخ طیار باید قادر به تحمل آن باشد. با درنظر گرفتن موارد بالا و مدنظر قرار دادن ممان اینرسی جرمی کل چرخ طیار، ابعاد چرخ طیار به گونه‌ای محاسبه می‌گردد تا حداقل وزن را داشته باشد. تنش‌های اتصالی و چرخشی ایجاد شده در چرخ طیار در نرم‌افزار Ansys9 آنالیز شده و نتایج در شکل (۴) ارائه شده است. مقادیر این تنش‌ها کمتر از حد استحکام تسلیم چرخ طیار بوده و چرخ طیار می‌تواند این تنش‌ها را تحمل نماید.



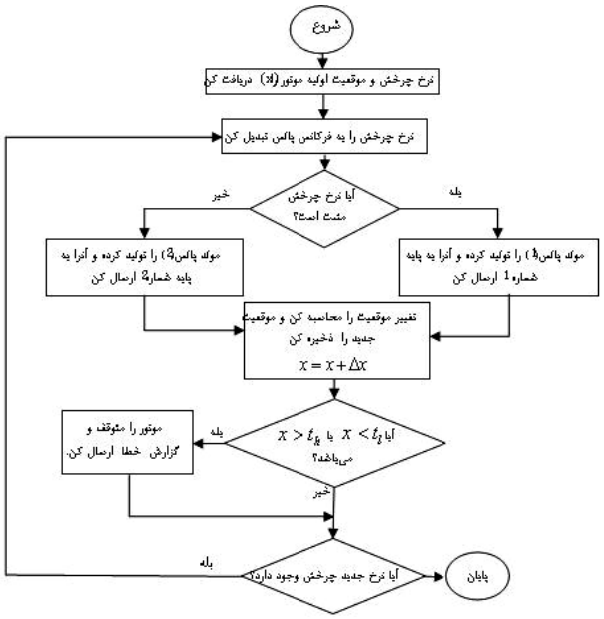
شکل ۴- الف)کانتور تنش شعاعی چرخ طیار ناشی از سرعت دورانی، ب)کانتور تنش مماسی چرخ طیار ناشی از سرعت دورانی

طراحی کنترلر جیمبال

به منظور کنترل بلادرنگ موتور پله‌ای از میکروکنترلر AVR MEGA16 استفاده شده است. در SGCMG جهت به چرخش درآوردن جیمبال با نرخ مورد نیاز در دو جهت، لازم است موتور پله‌ای از طریق درایور مربوطه در دو جهت مختلف و با نرخ زوایای قابل تغییر حرکت کند و از طرفی میزان تغییر موقعیت زاویه‌ای اندازه‌گیری شود. همچنین با فرض یک موقعیت مرجع برای موتور پله‌ای به عنوان نقطهٔ شروع حرکت، در چرخش موتور پله‌ای دو موقعیت آستانه حداقل و حداکثر که موتور باید بین این دو موقعیت حرکت کند محاسبه شوند. به‌طورکلی الگوریتم کنترل موتور پله‌ای موظف به تولید یک نرخ چرخش مثبت یا منفی متناظر با فرمان گشتاور از بخش مدیریت SGCMG است. بر این اساس نرخ چرخش درخواستی δ (درجه بر ثانیه) متناسب با گشتاور مورد نیاز از SGCMG برای این بخش از کنترلر ارسال می‌شود. این نرخ چرخش بر اساس رابطهٔ زیر با توجه به زاویهٔ گام γ موتور تعیین خواهد شد:

$$f = \frac{\delta}{\gamma} \qquad (۶)$$

این فرکانس به‌صورت یک قطار پالس فرکانسی توسط میکروکنترلر تولید شده و به درایور موتور اعمال می‌گردد. البته با توجه به جهت چرخش موتور، دو مولد پالس به خدمت گرفته می‌شود و در دو پایهٔ خروجی مستقل به درایور اعمال می‌گردد. از طرفی در حین کنترل، مقادیر مرزی موقعیت باید لحاظ گردد. شکل (۵) نمودار مربوط به الگوریتم عملکرد حرکتی جیمبال را نشان داده است.



شکل ۵- نمودار مربوط به الگوریتم عملکرد حرکتی جیمبال

طراحی و پیاده‌سازی بخش الکتریکی و الگوریتم چرخ مومنتم

طراحی و پیاده‌سازی بخش الکتریکی و الگوریتم چرخ مومنتم شامل چند مرحله است که در ادامه آمده است:

انتخاب موتور

چرخ مومنتم در سیستم SGCMG، از یک موتور الکتریکی و چرخ طیار متصل به آن تشکیل شده است و وظیفهٔ آن ایجاد یک مومنتم زاویه‌ای مشخص و ثابت است. برای این منظور لازم است موتور الکتریکی مناسبی برای چرخ مومنتم انتخاب شود تا بتواند خصوصیاتی چون سرعت چرخش مناسب، امکان کنترل سرعت مطلوب، داشتن توان لازم برای به چرخش درآوردن چرخ طیار متصل به آن (با لحاظ شرایط یک سیستم SGCMG) و تأمین برخی قیود دیگر SGCMG همچون ابعاد فیزیکی کوچک، راندمان بالا و قابلیت اطمینان را پاسخگو باشد. با توجه به اینکه نیاز است دقت کنترل سرعت بالا باشد و مشخصات وزنی و اشغالی در موتورها حداقل باشد، موتورهای DC بهترین گزینه برای کنترل سرعت بوده و در عین حال دیگر خصوصیات لازم را دارند.

در این سیستم فرض شده است موتور باید بتواند از سرعت صفر تا ۳۰۰۰ دور بر دقیقه در مدت یک چهارم ثانیه برسد (شتاب لازم (α)). با فرض ناچیز بودن ممان اینرسی موتور در مقابل ممان اینرسی چرخ طیار و همچنین گشتاورهای اصطکاک، حداقل گشتاور لازم عبارت است از:

$$T_{\min} = I \times \alpha = 0.096\, N\, M \qquad (۷)$$

همچنین به منظور سهولت تهیهٔ منابع تغذیه، ولتاژ نامی موتور برابر ولتاژ تغذیهٔ موتور پله‌ای یعنی ۲۴ ولت در نظرگرفته می‌شود. توان خروجی مورد نظر در موتور تا اندازه‌ای به فناوری ساخت موتور و در واقع به ثابت گشتاور موتور بستگی دارد. با توجه به انتخاب ولتاژ نامی و حداقل گشتاور مورد نیاز می‌توان توان موتور (وات) را برحسب ثابت گشتاور k_a به صورت زیر تخمین زد:

$$P_{\min} = V * i = V * (T_{\min} / K_a) = \frac{2.304}{K_a} \qquad (۸)$$

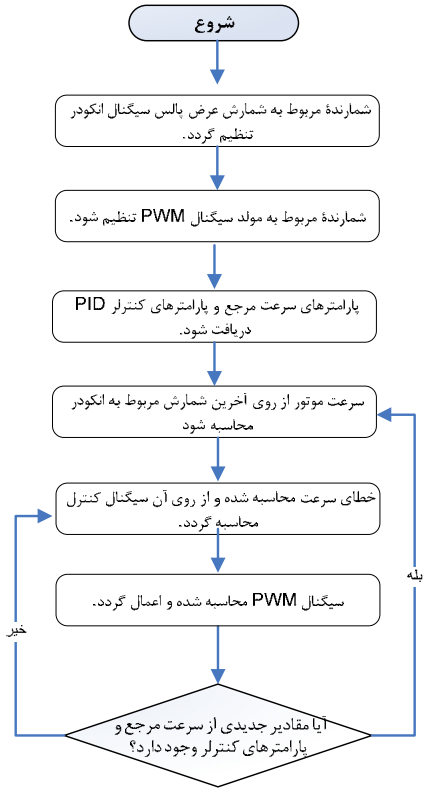
برای کنترل سرعت باید یک حسگر سرعت مناسب انتخاب گردد. اگر چه انتخاب یک انکودر با دقت بالا و نرخ پالس بالا به‌ازای هر دور ممکن است مطلوب باشد ولی درنظرگرفتن محدودیت سرعت پردازشگر برای کنترل دور ۳۰۰۰ و امکان بیشتر نفوذ نویز در نرخ پالس‌های بالاتر می‌تواند به انتخاب بهتر انکودر منجر شود. اگر فرض شود پردازشگر می‌تواند یک پالس با حداکثر فرکانس f=10KHZ را شمارش کند که یک مقدار متعادل و قابل انتظار از یک پردازشگر معمولی است، می‌توان نرخ مناسب برای تولید پالس انکودر به‌ازای هر دور موتور را پیدا کرد.

$$f_{Encoder} = 3000/60 * n_{Encoder} < 10^4\, HZ \Rightarrow n_{Encoder} < 200 \qquad (۹)$$

در نهایت با توجه به مشخصات مورد نیاز در این سیستم، موتور DC جاروبک‌دار 38630-C-DFF از محصولات شرکت فال‌هابر[9] انتخاب گردید [۹].

طراحی الگوریتم مدیریت چرخش چرخ طیار

برای مدیریت چرخش چرخ طیار لازم است که سیگنال انکودر مربوط به موتور از طرف پردازندهٔ میکروکنترلر دریافت شود. سپس با محاسبهٔ سرعت واقعی موتور و با لحاظ سرعت مرجع که حدود ۳۰۰۰ دور بر دقیقه است، خطای سرعت محاسبه گردد. با اعمال یک کنترلر PID، سیگنال کنترل سرعت به شکل یک سیگنال PWM تولید شده است که از طریق برد درایور موتور تقویت شده و به‌صورت ولتاژ ورودی آرمیچر موتور اعمال خواهد شد. شکل (۶) نمودار مربوط به مدیریت چرخش موتور DC را نشان می‌دهد.



شکل۶- نمودار مربوط به مدیریت چرخش موتور DC

9. Faulhaber

طراحی و ساخت برد پردازندهٔ محلی مبتنی بر میکروکنترلر AVR برای مدیریت و کنترل

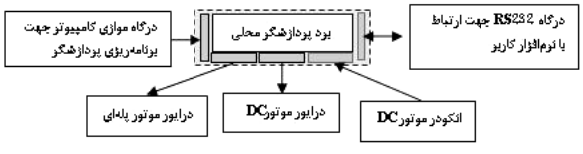
واحد کنترل وضعیت ماهواره همزمان با تعداد زیادی از محرک‌ها و حسگرها باید ارتباط داشته باشد. برای داشتن عملکرد بهتر در سیستمی همچون سیستم مدیریت و کنترل ماهواره که زیرسیستم‌های زیادی دارد، لازم است به کمک کنترلرها و پردازنده‌های محلی سیستم مدیریت و کنترل توزیع یافته‌ای پیاده‌سازی گردد تا بلادرنگی در انجام وظایف کنترلی بهبود یابد، عیب‌یابی در هنگام رخدادن خطا تسهیل گردد و به‌طورکلی ضریب اطمینان عملکرد صحیح در ماهواره بالاتر رود. در راستای این امر می‌توان برای سیستم SGCMG نیز یک واحد پردازندهٔ محلی درنظر گرفت که بخش عمده‌ای از وظایف کنترلی به SGCMG را خود بر عهده داشته باشد و بار محاسباتی واحد مرکزی کنترل وضعیت ماهواره کاهش یابد.

انتخاب پردازنده محلی برای سیستم

برای پردازش محلی سیستم SGCMG از یک میکروکنترلر Atmega16 [۱۰] با یک کریستال ۱۶ مگا هرتز استفاده شده است. این میکروکنترلر ۸ بیتی به خوبی از تعداد درگاه‌های کافی ورودی و خروجی، تایمرها، شمارنده‌های ۸ و ۱۶ بیتی، مولدهای سیگنال PWM، قابلیت ارتباط با پورت سریال RS232، منابع مختلف وقفه، مبدل آنالوگ به دیجیتال و موارد دیگر برخوردار است.

اجزای سخت افزاری برد پردازندهٔ محلی

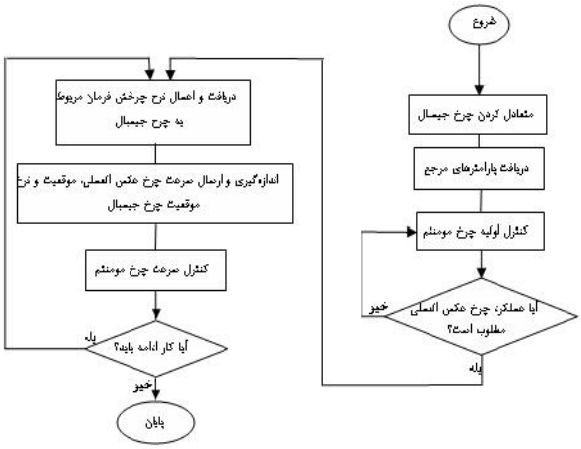
برد پردازندهٔ محلی برای ارتباط با برد درایور موتور چرخ مومنتم، انکودر موتور، برد درایور موتور جیمبال و همین‌طور برای ارتباط سریال با نرم‌افزار رابط کاربر و همچنین جهت برنامه‌ریزی باید درگاه‌های مناسب ورودی و خروجی را داشته باشد. شکل (۷) بلوک دیاگرام مربوط به برد پردازشگر محلی و بخش‌های دیگر را نشان می‌دهد.



شکل۷- بلوک دیاگرام مربوط به برد پردازشگر محلی و بخش‌های دیگر

الگوریتم مدیریت و کنترلر از طریق پردازشگر محلی

الگوریتم مربوط به میکروکنترلر که مجموعه اهداف بالا را پوشش دهد به‌صورت برنامه‌ای به زبان C توسط نرم‌افزار Cod Vision نوشته شده و به میکروکنترلر بار می‌گردد [۷]. شکل (۸) نمودار مربوط به الگوریتم مورد انجام در برد پردازنده محلی را نشان می‌دهد.



شکل ۸- نمودار مربوط به الگوریتم برد پردازنده محلی

طراحی نرم‌افزار مدیریت و مانیتورینگ

برای سیستم SGCMG یک بسته نرم‌افزار مدیریت و مانیتورینگ محرک به کمک نرم‌افزار LabView [۱۱] طراحی شده است که وظایف زیر را بر عهده دارد.

۱- امکان تنظیم پارامترهای مرجع و پارامترهای کنترلر محرک SGCMG توسط کاربر برای انتقال به برد پردازندهٔ محلی ۲- امکان تعریف و اعمال پروفایل‌های استاندارد گشتاور به محرک SGCMG توسط کاربر ۳- دریافت اطلاعاتی چون موقعیت و نرخ چرخش جیمبال و همین‌طور سرعت چرخ طیار از برد پردازشگر محلی ۴- دریافت مقدار گشتاور تولیدی محرک از واحد سنسور گشتاور ۵- امکان نمایش و ذخیرهٔ برخی اطلاعات به منظور پردازش‌های آتی و همین‌طور ارزیابی کارایی و عملکرد محرک SGCMG

طراحی و پیاده‌سازی الگوریتم‌های کنترل به منظور ردیابی یک پروفایل گشتاور

در سیستم SGCMG الگوریتم‌های کنترلی باید به گونه‌ای طراحی و پیاده‌سازی شود که بر اساس آن سیستم بتواند یک پروفایل گشتاور داده شده را دنبال نماید. به همین منظور و بر اساس اصول عملکرد SGCMG باید سرعت چرخ طیار حول یک مقدار مرجع تنظیم شده و نرخ چرخش جیمبال به گونه‌ای تعیین شود که علاوه

بر ارضای رابطه (۱)، بایاس خطای زاویهٔ جیمبال صفر گردد.

تعیین مدل موتور DC چرخ مومنتم

به منظور تنظیم سرعت زاویه‌ای چرخ طیار حول مقدار مرجع باید مدل دینامیکی چرخ مومنتم را درنظرگرفت. به منظور اندازه‌گیری سرعت موتور، از یک حسگر انکودر افزایشی استفاده شده و تحریک موتور از طریق تغییر ولتاژ ورودی آرمیچر صورت می‌گیرد. این تغییر ولتاژ به کمک سیگنال PWM است که با میکروکنترلر AVR و درایور راه‌انداز جریان به موتور اعمال می‌گردد. از آنجاکه موتورهای DC جاروبک‌دار دارای مدلی ساده و با مرتبهٔ دینامیکی پایین هستند، استفاده از کنترلرهای کلاسیک PI و PID به عنوان کنترلرهای با طراحی ساده و پیاده‌سازی کم هزینه بسیار متداول هستند. مدل دینامیکی تجربی چرخ مومنتوم که در این سیستم مورد استفاده قرار گرفته عبارتست از:

$$G(s)=\frac{\dot{\theta}(s)}{V_a(s)}=\frac{k}{\tau s+1}e^{-\tau s} \qquad (۱۰)$$

برای به‌دست آوردن پارامترهای مدل تجربی مرتبه یک برای موتور از پاسخ‌های پله در چند نقطه کار متفاوت استفاده می‌گردد. برای این منظور پاسخ زمانی اعمال یک ورودی پله با دامنه u به‌صورت زیر است:

$$y(t)=ku(1-e^{-\frac{t-t_d}{\tau}}) \qquad (۱۱)$$

در معادله (۱۱)، u عبارت است از مقدار نهایی شمارش در یک مولد سیگنال PWM هشت بیتی که مقدار آن می‌تواند به صورت خطی در ولتاژ ورودی موتور، V_a، تأثیر گذارد. برای دقت بیشتر و کاهش اثرات غیرخطی، به‌ازای چند پاسخ پله متفاوت پارامترهای مورد نظر محاسبه شده و سپس میانگین گرفته می‌شود. جدول (۴) مشخصات پاسخ پله و پارامترهای محاسبه شده مربوط به آنها را نشان می‌دهد.

جدول ۴- مشخصات ولتاژهای ورودی و پارامترهای تخمینی مدل تجربی مرتبه یک با وجود تأخیر

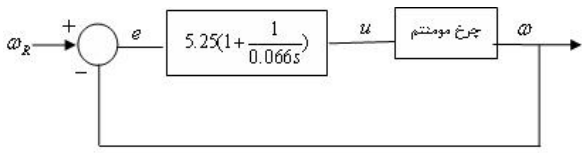
مقدار پله (ولتاژ ورودی)	بهره k	ثابت زمانی τ - ثانیه	تأخیر ثابت زمانی t_d ثانیه
۱۰۰	۹.۳۷	۰.۹۸	۰.۰۲
۲۰۰	۱۱.۹۶	۱.۴۲	۰.۰۲
۲۵۵	۱۴.۱۲	۱.۸۲	۰.۰۲
میانگین پارامترهای مدل در سه حالت	۱۲	۱.۴	۰.۰۲

در نهایت با میانگیری پارامترهای به‌دست آمده، مدل تجربی چرخ مومنتم به شکل زیر محاسبه می‌شود [۷].

$$G(s)=\frac{12}{1.4s+1}e^{-0.02s} \qquad (۱۲)$$

طراحی و تنظیم ضرایب کنترلر PI بر اساس جدول حلقه باز نیکولز

روش زیگلر- نیکولز به عنوان یک روش قدرتمند در کنترل سیستم‌هایی که مدل تجربی آنها مرتبهٔ پایین است شناخته می‌شود. در این روش از طریق جدول‌هایی بر اساس پارامترهای مدل تجربی به‌دست آمده، ضرایب مناسب کنترلر PID آنچنان تعیین می‌شود که سرعت دفع اغتشاش به خوبی انجام گیرد. با استفاده از چنین شیوه‌ای در طراحی کنترل، خطای حالت ماندگار در کنترلرهای PI و PID صفر خواهد بود و فراجهش در حدود ۲۵ درصد است. با توجه به اینکه در عملکرد چرخ مومنتم، سرعت مرجع در طول یک شبیه‌سازی عوض نمی‌گردد و مقدار ثابتی است بنابراین به ترم مشتق‌گیر که معمولاً به منظور پیشگویی تغییر مقدار سرعت مرجع در کنترلر قرار می‌گیرد، نیازی نخواهد بود. به‌خصوص آنکه سیگنال انکودر به عنوان حسگر سرعت همراه نویز است و ترم مشتق‌گیر نسبت به نویز حسگر حساسیت ایجاد می‌کند. بر این اساس یک کنترلر PI به منظور کنترل موتور درنظرگرفته می‌شود. بلوک دیاگرام کلی مربوط به کنترل سرعت چرخ مومنتم بر اساس مدل تجربی به‌دست آمده و کنترلر طراحی شده، در شکل (۹) نشان داده شده است.



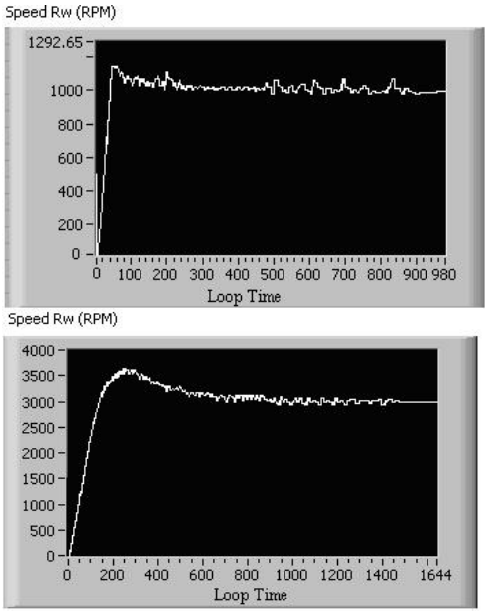
شکل ۹- بلوک دیاگرام کلی کنترل سرعت در چرخ مومنتم

ملاحظات پیاده‌سازی کنترلر به‌صورت گسسته و اعمال آن به درایور موتور

از آنجاکه سیگنال برگشت داده شده از انکودر، محاسبات کنترلر PI و تولید سیگنال PWM، همگی در یک محیط پردازشی گسسته انجام می‌گیرد باید ملاحظات مربوط به محاسبات گسسته نیز برای تولید سیگنال کنترل در نظر گرفته شود. برای این منظور محاسبات زیر باید انجام گیرد. ۱) تعیین حداکثر زمان چرخه محاسبات و اعمال سیگنال کنترل ۲) محاسبهٔ سیگنال کنترل در یک محیط گسسته.

نتایج اعمال کنترلر

در این بخش نتایج شبیه‌سازی اعمال کنترلر گسسته شدهٔ فوق که توسط مجموعه نرم‌افزار مدیریت و درایور مبتنی بر میکروکنترلر AVR صورت می‌گیرد، در چند نقطهٔ کار مختلف آورده شده است. بر این اساس میکروکنترلر AVR وظیفه دارد با اندازه‌گیری سیگنال انکودر، سرعت را در هر لحظه برآورد کرده و نرم‌افزار مقدار سیگنال PWM را پس از محاسبه خطای سرعت بر حسب RPM و محاسبه سیگنال کنترل به آن اعمال کند. شکل (۱۰) پاسخ‌های پله به‌ازای سرعت‌های مرجع ۱۰۰۰ و ۳۰۰۰ دور بر دقیقه را نشان می‌دهد.

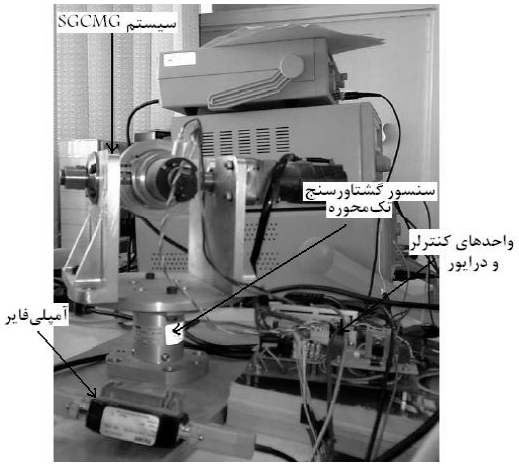


شکل ۱۰- پاسخ‌های پله به‌ازای نقاط مرجع الف) ۱۰۰۰ دور بر دقیقه و ب) ۳۰۰۰ دور بر دقیقه

همان‌طورکه مشاهده می‌شود به کمک کنترلر طراحی شده خطای حالت ماندگار تقریباً صفر شده است و دفع اغتشاش با فراجهش کمتر از ۲۵ درصد صورت گرفته است.

تست SGCMG بر روی سنسور گشتاورسنج

جهت اثبات کارایی سیستم SGCMG، مقدار و دقت گشتاور حاصل از آن در پروفایل‌های مختلف باید تست شود. برای این منظور این سیستم بر روی سنسور گشتاورسنج تک‌محوره نصب گردیده و نتایج حاصل از تست (پروفایل‌های مختلف گشتاور) با گشتاور مطلوب مقایسه می‌گردد. در این تست SGCMG از طریق یک واسط روی سنسور گشتاورسنج نصب می‌گردد. استند تست در شکل (۱۱) ارائه شده است.



شکل ۱۱- استند تست SGCMG بر روی سنسور گشتاورسنج

استند تست از یک سنسور گشتاورسنج تک‌محوره، صفحه واسط برای اتصال SGCMG به سنسور، آمپلی‌فایر برای تقویت خروجی سنسور و کارت آنالوگ به دیجیتال تشکیل شده است. سنسور گشتاورسنج تک‌محوره (مدل TFF425) سنسوری با دقت بسیار بالا بوده (در حدود هزارم نیوتن‌متر) و قادر به اندازه‌گیری گشتاور پیچشی (حداکثر ۱.۲ نیوتن‌متر) در راستای محور Z است [۱۲]. خروجی سنسور به آمپلی‌فایر هدایت می‌شود. پس از انجام تقویت‌های لازم، خروجی به سوی یک کارت آنالوگ به دیجیتال هدایت شده و سپس در نرم‌افزار رابط نمایش داده می‌شود.

در تست SGCMG، پروفایل‌های مختلف به عنوان ورودی به سیستم داده شده و خروجی سیستم ثبت و مورد بررسی قرار می‌گیرد. پروفایل‌های اعمال شده به دو صورت متقارن و غیرمتقارن (یکی از قابلیت‌های سیستم طراحی شده است) و در دو مقدار حداکثر ۰/۰۱ نیوتن‌متر و ۰/۰۴ نیوتن‌متر و در چهار شکل ۱) مثلثی ۲) سینوسی ۳) ذوزنقه‌ای ۴) مربعی یا مستطیلی به سیستم اعمال می‌گردد. در تمامی موارد سرعت چرخش چرخ طیار ۳۰۰۰ دور بر دقیقه است. در این مقاله به دلیل بالابودن حجم اطلاعات تست‌ها، تنها تست پروفایل مثلثی در دو حالت متقارن و غیرمتقارن ارائه می‌گردد. اطلاعات بیشتر در مورد نتایج بقیهٔ تست‌ها در [۷] موجود است.

پروفایل گشتاور مثلثی

اطلاعات زیر به عنوان ورودی از طریق نرم‌افزار طراحی شده در اختیار سیستم قرار می‌گیرد.

$$Torque = 0.04\ N.m\ ,\ T_{rise} = 2000\ m\sec$$
$$T_{\max} = 0\ ,\ T_{fall} = 2000\ m\sec\ ,\ T_{off} = 0 \qquad (۱۳)$$

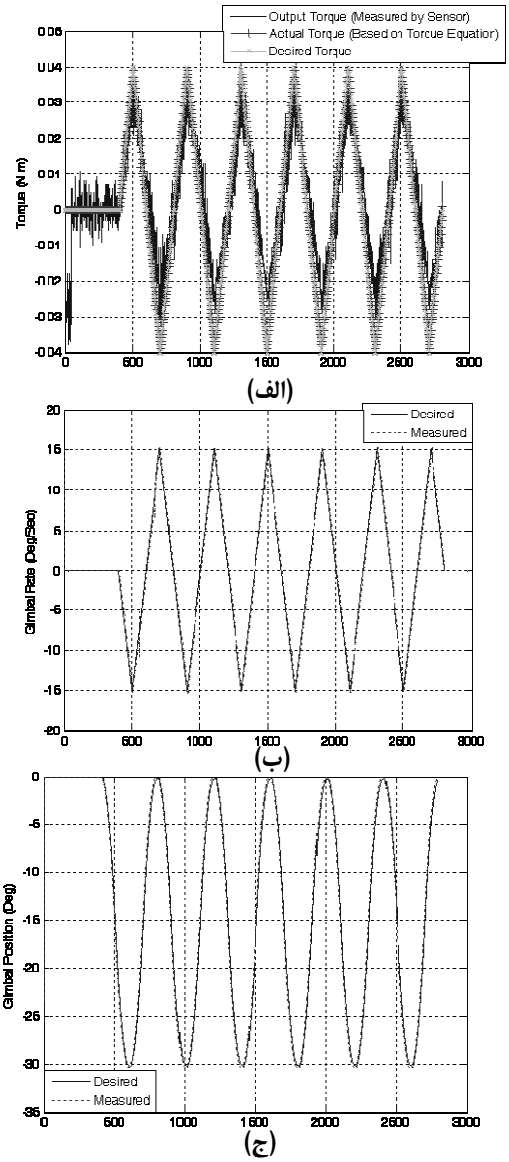
با توجه به داده‌های بالا می‌توان نرخ زاویه‌ای و موقعیت

جیمبال را محاسبه کرد. برای این سیستم $I = 0.00048\ N.m^2$ و $\omega = 3000\ rpm$ است پس:

$$H = I.\omega = 0.151\ N.m.s \quad , \quad \dot{\delta} = \frac{T}{H} = 0.2649\ ^{rad}/_{\sec} \qquad (۱۴)$$
$$= 15.18\ ^{\circ}/_{\sec}$$

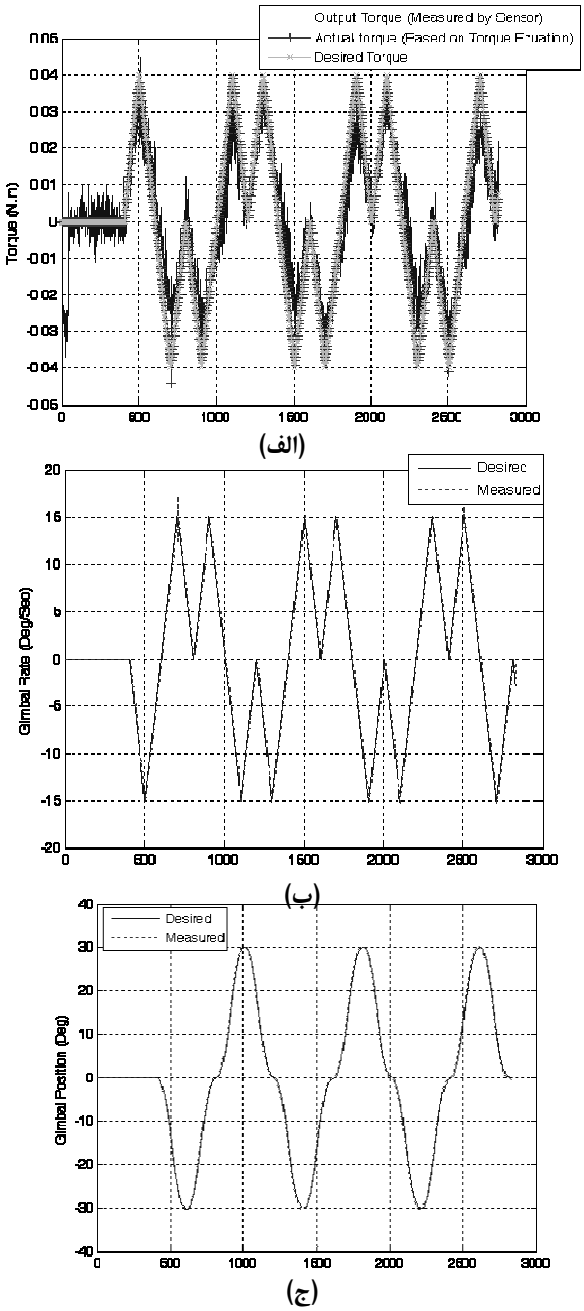
که با نتایج تست تطابق دارد (شکل‌های (۱۲-ب) و (۱۳-ب)). چون در داده‌های ورودی $T_{rise} = 2000\ m\sec$ است پس حداکثر موقعیت جیمبال 30.36° خواهد شد که با نتایج تست تطابق دارد (شکل‌های (۱۲-ج) و (۱۳-ج)).

غیر متقارن



شکل۱۲- الف) پروفایل‌های گشتاور خروجی، واقعی و فرمان سیستم SGCMG ب) نرخ زاویه‌ای فرمان و اندازه‌گیری شده جیمبال ج) موقعیت فرمان و اندازه‌گیری شده جیمبال در حالت مثلثی غیرمتقارن و با حداکثر مقدار $0.04\ N.m$

متقارن



شکل۱۳- الف) پروفایل‌های گشتاور خروجی، واقعی و فرمان سیستم SGCMG ب) نرخ زاویه‌ای فرمان و اندازه‌گیری شده جیمبال ج) موقعیت فرمان و اندازه‌گیری شده جیمبال در حالت مثلثی متقارن و با حداکثر مقدار $0.04\ N.m$

نتیجه‌گیری

در این مقاله روند طراحی و ساخت یک سیستم SGCMG به طور کامل ارائه شده است. سیستم SGCMG مذکور قادر است تا گشتاور $۵۲.۵\ mN.m$ را در شرایط عادی برای انجام مانور چرخشی ۹۰ درجه در طول ۳۰ ثانیه برای یک میکروماهواره فراهم

آورد. این سیستم شامل دو بخش مکانیکی و الکتریکی- کنترلی است. مکانیزم این سیستم (مکانیکی و الکتریکی- کنترلی) به گونه‌ای طراحی شده است که سیستم علاوه بر سادگی، دارای کمترین حجم، وزن، اغتشاش، انرژی مصرفی و حداکثر کارایی بوده و قابلیت نصب بر روی میکروماهواره را داشته باشد. جهت افزایش دقت و سرعت انجام محاسبات سعی شده تا الگوریتم‌های کنترلی طراحی شده ساده بوده و کارایی بالایی داشته باشند. برای ایجاد ارتباط راحت میان کاربر و سخت‌افزار یک نرم‌افزار واسط گرافیکی طراحی شده که از طریق آن می‌توان تمام ورودی‌ها اعم از شکل و مقدار پروفیل گشتاور، سرعت چرخشی چرخ طیار، نرخ چرخش جیمبال و .. را تعریف نموده و خروجی‌ها را مشاهده کرد. تست عملکردی این عملگر بر روی یک گشتاورسنج تک‌محوره انجام شد که نتایج حاصل حاکی از دقت بالای آن در تولید و تعقیب پروفیل‌های گشتاور ورودی است. البته به دلیل محدودیت‌های موجود، امکان تست این عملگر بر روی شبیه‌ساز ماهواره فراهم نشد که تلاش‌هایی برای کامل‌کردن این تست در حال انجام است.

مراجع

[1] Berner, R., Control Moment Gyro Actuator for Small Satellite Application, M. s. Thesis, University of Stellenbosch, 2005.

[2] Eugene Skelton II, C., Mixed Control Moment Gyro and Momentum Wheel Attitude Control Strategies, M. S. Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.

[3] Yoon, Hyungjoo. Spacecraft Attitude and Power Control Using Variable Speed Control Moment Gyros, Ph.D. Thesis, Georgia Institute of Technology, 2004.

[4] Lappas, V. J., Steyn, W. H. and Underwood, C. I., "Experimental Testing of a CMG Cluster for Agile Microsatellites," *IEEE 11th Mediterranean Conference on Control and Automation* -MED'03, 2003.

[5] Lappas, V. J Steyn,. W. H. and Underwood, C. I., "Attitude Control of Small Satellites using Control Moment Gyros," *52nd IAF Congress*, Toulouse, France, 2001.

[6] Lappas, V. J., Oosthuizen, P., Madle, P., Cowie, L. P., Yuksel, G. and Fertin, D., "Design, Analysis and In-orbit Performance of the BILSAT-1 Microsatellite Twin Control Moment Gyroscope Experimental Cluster," *55th IAF Congress*, Vancouver, Canada, 2004.

[۷] آقالاری، ع، کلهر، ا.، عابدیان، ع. و دهقان، س. م. *طراحی، ساخت و تست SGCMG* آزمایشگاهی، گزارش فنی مجتمع دانشگاهی هوافضا، پاییز ۱۳۸۷.

[8] The website of Oriental Motor Products, Available: [on line], http://catalog.orientalmotor.com/product.

[9] The website of Faulhaber Corporation, Available: [on line], www.faulhaber-group.com.

[10] The website of Atmel Corporation, Available: [on line], http://www.atmel.com/products.

[11] Available: [on line], http://www.ni.com.

[12] Available: [on line], http://www.FUTEK.com.