لامانام على - پروهش علوم و فناوري فعاس

qe

طراحی قانون کنترلی PID و فیدبک کواترنیون و پیادەسازی در شبیەساز ماهوارە مجهز به عملگرهای ژیروسکوپی

عليرضا أقالارى (* و جواد طيبي]

۱ – مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی

۳۱۵۹۹۱۶۱۱۱ * *البرز، کدپستی: Ali_Aghalar@mut.ac.ir

اخیراً، تمایل به استفاده از ماهواره های کوچک به دلیل هزینهٔ پایین، سرعت بالا و سادگی طراحی، ساخت و پرتاب افزایش پیدا کرده است. در برخی از مأموریت ها نیاز به مانورهای سریع بسیار حائز اهمیت است. در این مقاله، طراحی و پیاده سازی عملی کنترل وضعیت شبیه ساز سه درجه آزادی ماهواره چابک – مجهز به ژایروهای کنترل ممان تکجیمبال با آرایهٔ هرمی– با به کارگیری قانون کنترلی PID و راهبردی فیدبک کواترنیون در دو حالت مختلف بهره و به صورت یک و سه محور یارائه می شود. ابتدا، عملگرها و شبیه ساز ماهواره معرفی شده و راهبردی کنترل با استفاده از سیمولینک/ متلب شبیه سازی می شود. سپس استراتژی کنترلی در سیستم پیاده سازی شده و آزمایش های کنترل وضعیت اجرا می شوند. در نهایت، نتایج حاصل از تستهای تجربی با هم و نیز با نتایج تئوری مقایسه می شوند. به منظور فرار از شرایط تکینگی منطق هدایت SR استفاده شده است. نتایج بیانگر تحقق مانور سریع شبیه ساز و مطابقت خوب نتایج تئوری با نتایج تحربی است.

واژههای کلیدی:کنترل وضعیت، ماهواره واکنش سریع، ژایروی کنترل ممان تکجیمبال، شبیهساز ماهواره، PID، استراتژی فیدبک کواترنیون، الگوریتم هدایت

$\delta_{_i}$	زاویهٔ جیمبال هر عملگر		
β	زاویهٔ نصب هر عملگر نسبت به صفحه شبیهساز		عالاتم واختصارات
h0	مومنتوم زاویهای هر عملگر در لحظه اولیه	H_{s}	مومنتوم زاویهای کل سیستم نسبت به محور بدنی
$\dot{\delta}$	بردار نرخ چرخش جیمبال	I_s	ماتریس اینرسی کل شبیهساز ماهواره
$J(\delta)$	ماتريس جاكوبين	ω	بردار سرعت زاویهای شبیهساز در مختصات بدنی
n	تعداد عملگرها	h_{cmg}	بردار مومنتوم زاویهای عملگرها در محورهای بدنی
A و B	ماتریسهای وزنی متقارن و مثبت	Text	مجموع گشتاورهای خارجی عملکننده روی شبیهساز
α	یارامتر دوری تکینگی	T _c	گشتاور کنترلی
и	گشتاور کنترل	h_{i}	بردار مومنتوم زاویهای هر عملگر
qed	بردار جهت خطاي وضعيت كواترنيون		

بردار خطاي كواترنيون وضعيت

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب) ۲. کارشناسی ارشد

به فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۹ / شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵

qc	بردار فرمان كواترنيون
D _e K	ماتریسهای وزنی
ζ	نسبت میرایی
ωn	فركانس طبيعي
τ	گشتاور کنترلی

مقدمه

ماهوارهها دامنهٔ وسیعی از مأموریتهای فضایی را یوشش میدهند که هرکدام احتیاج به نیازمندیهای سیستمی متفاوتی دارند. اندازهٔ این ماهوارهها از پیکوماهوارهها 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 می شوند به چابکی زیادی $(1-10 \circ / 1 = 0)$ برای انجام مأموریت خود نياز دارند [1]. ماهوارة بيلست- ٣١ اولين ماهواره با اندازة كوچك است که از ژایروی کنترل ممان تکجیمبال کوچک بهمنظور اجرای مانورهای سریع ماهواره به صورت آزمایشی استفاده کرده است. مانورهای سریع ماهواره در محدودهٔ ۱-۱۰deg/s و مانورهای بسیار سریع ماهواره در محدودهٔ مانوری ۲۰-۱۰deg/s هستند. اولین تحقیق در مورد استفاده از ژایروهای کنترل ممان برای کنترل وضعيت فضاپيما توسط ژاكوت و ليسكا صورت گرفت [٢]. مارگوليز و اوبران [۳] در فرمول بندی کردن تئوری تکینگی و کنترل برای ژایروهای کنترل ممان تکجیمبال در ۱۹۷۸ از پیشتازان این کار بودند. بدروسیان [۴–۵] در سال ۱۹۹۰ قوانین هدایت را برای ژايروهاي کنترل ممان تکجيمبال ارائه کرد. ودالي [۶] در سال ۱۹۹۱، تولید فرمان گشتاور با استفاده از عملگر ژیروسکوپی تکجیمبال و تخمین زوایای اولیهٔ مطلوب جیمبال را به منظور دوری از تکینگیهای داخلی عنوان کرد. اوه و ودالی [۷] یک مجموعه كامل معادلات حركت شامل اينرسى عرضى روتور بهعلاوه ترمهای اینرسی جیمبال را توسعه دادند. میفه [٨] بسته مومنتوم را برای ژایروهای کنترل ممان تکجیمبال با پیکربندی هرمی ایجاد کرد. در سال ۱۹۹۷، قانون هدایت محدود ژایروی کنترل ممان با چیدمان هرمی توسط کوروکاوا [۹] ارائه شد. پس از آن فضای مومنتوم زاویهای محدود شده شناسایی شد و بستهٔ مومنتوم بهدست آمد. علاوه بر این کوروکاوا کاربردهای این روش را برای کنترل سیستم ژایروی کنترل ممان میر ٔ توصیف کرد. وای [۱۰] با اصلاح روش معکوس SR، یک منطق جدید را معرفی کرد

عليرضا أقالاري و جواد طيبي

که به عبور از میان تکینگیهای داخلی کمک می کرد. لاپاس [۱۱] یک سیستم کنترل وضعیت جدید در کارش ارائه کرد. وی به خوبی خواص عملگرهای ژیروسکوپی را توضیح داده و تفاوت بین آنها و وسایل تبادل مومنتومی دیگر مانند چرخ عکسالعملی را نشان داد. وی همچنین یک میز تست برای درک خواص عملگر ژیروسکوپی طراحی کرد. تکینالپ و یاووزاوغلو [۱۲] یک الگوریتم سینماتیک معکوس جدید برای عملگرهای ژیروسکوپی اضافی که دوری تکینگیها را فراهم میکنند، ایجاد نمودهاند. در سال ۲۰۰۹، کاون [۱۳] نیز یک قانون هدایت ساده با استفاده از تجزیهٔ مقادیر تکین ارائه کرد.

علاوه بر تحقیقاتی که در زمینهٔ قوانین هدایت و شرایط تکین ژایروی کنترل ممان بیان شد، قسمت دیگری از این تحقیقات به بررسی قوانین کنترلی متمرکز شدهاند. کنترلرهایی که با فرض گشتاور مستقیم حول محورهای بدنی ماهواره به کار میرود، ممکن است برای کاربردهایی که نیازمند کنترل وضعیت دقت بالا هستند به دلیل تولید گشتاورهای ماهواره با عملگرهایی به همراه دینامیک اضافی، مناسب نباشند. ظرفیت گشتاور تولیدی این عملگرها به علت تغییر در دینامیک مانند فرسایش یاتاقان و افزایش اصطکاک در جیمبال و چرخ مومنتوم ممکن است، کاهش یابد. نتیجه اصطکاک افزایش مصرف توان به علت اتلاف انرژی است. ماهوارههای هیپارکوس۵ و ماژلان۶ [۱۴] نمونههایی از شکست ماهوارههای واقعی ناشی از چالشهای عملگرهای ژیروسکوپی هستند. هیپارکوس به علت خرابی در عملگر ژیروسکوپی شکست خورد. یکی از این عیبها به علت گشتاور مقاوم بالا و متغیر در یکی از عملگرها بود که منجر به تخریب نابههنگام گردید. ماهوارهٔ ماژلان مدت ۵ ماه در راه رسیدن به ونوس قرار داشت اما قبل از این که مأموریت را شروع کند رانش نامنظم موتور در یکی از عملگرها نمایان شد. دلیل این خرابی اصطکاک ایجاد شده به علت خطای فرآیند ساخت در روغن کاری یاتاقان که با مواد زائد آلوده شده بود یافت شد.

طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره بهعلت نامعینیهای پارامتریک، اغتشاشات و غیرخطیها که معمولاً در دینامیک ماهواره وجود دارند؛ پیچیده است. برای فائق آمدن بر این چالشها کنترلر وضعیت بر اساس NNs [۱۵– ۱۶] به کار برده است. ماکونیس [۱۷] یک کنترلر تطبیقی غیرخطی استفاده کرد که نامعینیهای اینرسی و نامعینی اصطکاک جیمبال را جبران می کرد. در این مقاله، پس از طراحی و شبیهسازی کنترل وضعیت شبیهساز ماهواره – مجهز به ژایروهای کنترل ممان تک جیمبال –

^{3.} BILSAT-1

^{4.} MIR

^{5.} Hipparcos

^{6.} Magellan

طراحی قانون کنترلی PID و فیدبک کواترنیون و پیادەسازی در شبیهساز ماهواره مجهز به ...

با استفاده از راهبرد کنترلی و قانون هدایت طراحی شده در نرمافزار سیمولینک/ متلب، تستهای عملی به صورت مانورهای تک محوره و سه محوره حول سه راستای رول، پیچ و یاو و با ضرایب بهره متفاوت بر روی شبیه ساز ماهواره انجام شده و نتایج تستها با هم و نیز با نتایج حاصل از شبیه سازی مقایسه می شوند.

ژايروی کنترل ممان تکجيمبال

به دلیل ویژگیهای برتر مانند دامنهٔ گشتاور بالا، ذخیرهٔ مومنتوم و هزینهٔ کمتر، ژایروهای کنترل ممان بهمنظور تحقق مانورهای سریع استفاده میشوند. موارد کاربردهای علمی و فنی زیر نیازمند مانورهای سریع و بسیار سریع ماهواره هستند:

- اهداف نقطه ای؛ که ماهواره نیاز دارد تا بر روی یک هدف تمرکز
 کند و تصاویر پایدار فراهم کند. نمونه ای از این موارد مشاهدهٔ
 ستارهها هستند.
- ردیابی هدف؛ که ماهواره نیاز دارد یک هدف متحرک را دنبال
 کند. نمونه ای از این موارد ردیابی شهاب سنگ ها و مشاهدهٔ تخلیهٔ
 الکتریکی بالای اتمسفر هستند.

این عملگرها از یک جیمبال برای تولید گشتاور ژیروسکوپی با استفاده از چرخش روتور چرخان حول محور جیمبال بهره می برند. حداقل سه عملگر ژیروسکوپی تک جیمبال برای بهدست آوردن کنترل وضعیت سه محوره مورد نیاز است. با این حال یک سیستم کنترل وضعیت مطمئن نیازمند چهار عدد از این عملگرها برای دوری از عملکرد غیر کاراست که با عنوان تکینگی داخلی شناخته می شود.

با توجه به مزایای ژایروهای کنترل ممان تکجیمبال، یکی از معایب اصلی آنها نسبت به سایر عملگرها وجود پدیدهٔ تکینگی است که برای رفع این چالش روشهای مختلف هدایت ارائه شده است. در شکل (۱) نمایی از عملگرهای استفاده شده در شبیهساز ماهواره و در جدول (۱)، مشخصات فنی آنها ارائه شده است. این عملگرها توسط نگارنده و همکاران طراحی و ساخته شدهاند [۱۹–۲۱].



شکل ۱ – نمایی از عملگرهای استفاده شده در شبیه ساز ماهواره

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / **۱۵** جلد ۹/ شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵

جدول ۱ - مشخصات فنی عملگرهای شبیهساز

مقدار	خصوصيات فنى
(%sec) ۶.	حداکثر نرخ حرکت جیمبال
(N.m.s) • ۶۲۳	حداكثر مومنتم زاويهاي
$(rpm) \diamond \cdots$	حداکثر سرعت زاویهای چرخ طیار
۰.۱ (درجه)	دقت كنترل جيمبال
(درجه) ± ۱۸۰	حداكثر محدوده چرخش جيمبال

شبيهساز ماهواره

به منظور ارزیابی عملکرد قوانین کنترلی از شبیهساز ماهواره استفاده می شود. این شبیه ساز که قادر است شرایط ماهواره در فضا را در روی زمین فراهم آورد توسط نگارنده و همکاران طراحی و ساخته شده است [۲۲]. شبیه ساز مذکور از سه بخش تشکیل شده است. بخش اول، پایه که نگهدارندهٔ کل مجموعه است. بخش دوم، یاتاقان هوایی که شرایط تعلیق مجموعه را فراهم مي آورد. بخش سوم، صفحهٔ پلتفرم که تمام عملگرها و زیرسیستمها بر روی آن سوار شدهاند. ارتباط بین کامپیوترهای زمینی و شبيهساز به صورت بي سيم فراهم مي گردد. به منظور ايجاد بلادرنگي و افزایش نرخ ارسال و دریافت دادهها از سیستم عامل لینوکس در کامپیوتر شبیه ساز استفاده شده است. در کامپیوتر زمینی از نرمافزار Labview تحت سیستم عامل ویندوز XP برای ارسال فرامین، مشاهده و ذخیرهٔ دادهها استفاده شده است. از یک حسگر Microstrain-GX3) AHRS با دقت دینامیکی ۲ درجه به منظور تعیین وضعیت شبیهساز ماهواره استفاده شده است [۲۳]. عملگرهای ژایروی کنترل ممان تکجیمبال به صورت هرمی و با زاویهٔ ۵۴/۷ درجه نسبت به صفحهٔ شبیهساز نصب شدهاند. در شکل (۲) نمایی از شبیه ساز ماهواره و در جدول (۲)، مشخصات فنی آن ارائه شده است.



شکل۲- نمایی از شبیهساز ماهواره

عليرضا أقالاري و جواد طيبي

$$h_{cmg} = h_0 \begin{bmatrix} -\cos\beta\sin\delta_1\\\cos\delta_1\\\sin\beta\sin\delta_1 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} -\cos\delta_2\\-\cos\beta\sin\delta_2\\\sin\beta\sin\delta_2 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} \cos\beta\sin\delta_2\\-\cos\beta\sin\delta_2\\\sin\beta\sin\delta_3 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} \cos\delta_4\\\cos\beta\sin\delta_4\\\sin\beta\sin\delta_4 \end{bmatrix}$$
(7)

مشتق زمانی h به صورت زیر محاسبه می شود:

$$\dot{h}_{cmg} = J(\delta)\dot{\delta}, \quad J = \frac{\partial h_{cmg}}{\partial \delta} \equiv [\frac{\partial h_{cmgi}}{\partial \delta_j}]$$
 (Y)

 $J(\delta)$ در معادلهٔ (۷)، δ بردار نرخ چرخش جیمبال است. $J(\delta)$ معادلهٔ (۷)، λ ماتریس n×۳ است که جاکوبین طرح مومنتوم زاویهای (معادلهٔ (۸) است. n تعداد ژایروهای کنترل ممان استفاده شده در سیستم کنترل وضعیت است.

$$J(\delta) = \frac{\partial h_{cmg}}{\partial \delta} = \begin{bmatrix} -\cos\beta\cos\delta_{1} \\ -\sin\delta_{1} \\ \sin\beta\cos\delta_{1} \end{bmatrix} + h_{0} \begin{bmatrix} \sin\delta_{2} \\ -\cos\beta\cos\delta_{2} \\ \sin\beta\cos\delta_{2} \end{bmatrix} + h_{0} \begin{bmatrix} \cos\beta\cos\delta_{2} \\ \sin\beta\cos\delta_{2} \end{bmatrix} + h_{0} \begin{bmatrix} \cos\beta\cos\delta_{2} \\ \sin\beta\cos\delta_{2} \end{bmatrix}$$

$$h_{0} \begin{bmatrix} \cos\beta\cos\delta_{3} \\ \sin\beta\cos\delta_{3} \\ \sin\beta\cos\delta_{3} \end{bmatrix} + h_{0} \begin{bmatrix} -\sin\delta_{4} \\ \cos\beta\cos\delta_{4} \\ \sin\beta\cos\delta_{4} \end{bmatrix}$$
(A)

الگوريتم هدايت ژايروي كنترل ممان

شرایط تکین در یک پیکربندی خاص زاویه جیمبال عملگرها رخ میدهد. در این شرایط رتبه ماتریس جاکوبین کاهش مییابد (Tank(J)>۳). در این مورد یک جهت در فضا وجود دارد که تولید گشتاور مجموعه ژایروهای کنترل ممان موجود نیست. هدف قانون هدایت بهدست آوردن بهترین مسیرهای زاویه جیمبال برای گشتاور کنترل لازم به منظور مانور مطلوب و رهایی از شرایط تکین است. با فرمولاسیون مناسب قانون هدایت، شبیهساز ماهواره میتواند نرخهای مانور مطلوب بهدست آورد. برای آرایه هرمی چهار ژایروی کنترل ممان تکجیمبال گشتاور فرمان به طور مستقیم، با استفاده از قانون هدایت بهدست میآید.

در این کار از میان قوانین هدایت مختلف الگوریتم SR برای انجام شبیهسازیهای تئوری و تستهای تجربی انتخاب شده است. این قانون برای غلبه بر تکینگی توسط ناکامورا و هانافوسا [۲۴] برای بازوهای مکانیکی روبات که از نظر مکانیکی شبیه ژایروهای کنترل ممان هستند، ارائه شده است. این روش با حل مسئله کمینهسازی زیر استخراج می شود:

$$\frac{\min_{\dot{\delta}} \frac{1}{2} \{ \dot{\delta}^T A \dot{\delta} + \tau_{error} {}^T B \tau_{error} \}$$
(9)

در رابطه بالا $\tau_{error} = J(\delta)\dot{\delta} - \tau$ است. حل این مسئله عبارت زیر را نتیجه می دهد.

$$\dot{\delta} = J_{SR}\tau = [J(\delta)^T A J(\delta) + B]^{-1} J(\delta)^T A \tau \qquad (1)$$

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۹ / شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵

ماهواره	شبيەساز	پارامترهای	جدول۲-
---------	---------	------------	--------

مقادير	پارامتر
[٨/۵، ١/٣، ١/٣]	ممان اینرسی شبیهساز (kg.m2)
54/12	زاویه نصب عملگر (β) (deg)
حدود ۵۱	وزن شبيەساز (kg)
[29±, 29±, 1/1±]	محدودہ حرکتی [رول، پیچ، یاو]

مدلسازی دینامیکی شبیهساز ماهواره

مومنتوم زاویهای کل شبیهساز ماهواره به صورت مجموع مومنتوم زاویهای بدنی شبیهساز ماهواره و مومنتوم زاویهای عملگرها به صورت زیر بیان میشود.

$$H_s = I_s \omega + h_{cmg} \tag{1}$$

با جایگذاری رابطهٔ (۱) در معادله حرکت چرخشی در مختصات بدنی و سادهسازی معادلات داریم:

$$\dot{H}_s + \omega \times H_s = T_{ext} \tag{(Y)}$$

با نشان دادن گشتاور داخلی عملگرها با T*c*، ترکیب روابط (۱) و (۲) داریم:

$$\begin{split} I_x \dot{\omega}_x &= T_x - \omega_z \omega_y (I_z - I_y) + T_{c_1} \\ I_y \dot{\omega}_y &= T_y - \omega_z \omega_x (I_x - I_z) + T_{c_2} \\ I_z \dot{\omega}_z &= T_z - \omega_y \omega_x (I_y - I_x) + T_{c_3} \end{split} \tag{(Y)}$$

در رابطهٔ بالا، Tc گشتاور کنترلی است و برای یک شبیهساز کنترل شده با وسایل تبادل مومنتوم به صورت زیر بیان می شود.

$$-\dot{h}_{cmg} - \omega \times h_{cmg} = T_c \tag{(f)}$$

در روابط (۳)، [mx, wy, wz] و [1x, Iy, Iz] به ترتیب مؤلفههای سرعت زاویهای در مختصات بدنی و ممان اینرسی کل سیستم هستند. در چیدمان هرمی، هر یک از عملگرها با زاویهٔ $\beta=0$ ۴.۷۳^o بنایت به صفحهٔ شبیه ساز نصب شدهاند و کنترل سه محوره کامل با قابلیت مومنتوم تقریباً برابر در همه محورها را با کمترین افزونگی فراهم میآورند. بردار مومنتوم زاویهای هر عملگر (h_i) تابعی از زاویهٔ جیمبال آنها (δ_i) است.

$$h_i = h(\delta_i) \tag{(a)}$$

با درنظرگرفتن بردارهای مومنتوم زاویهای چهار ژایروی کنترل ممان و زاویه β و تصویرکردن بردارهای مومنتوم زاویه در محورهای بدنی شبیهساز داریم:

طراحی قانون کنترلی PID و فیدبک کواترنیون و پیادهسازی در شبیهساز ماهواره مجهز به ...

$$J_{SR} = [\alpha I_4 + J^T J]^{-1} J^T \equiv J^T [\alpha I_3 + J J^T]^{-1}$$
(11)

 α پارامتر دوری تکینگی است که به طور مناسب و بر طبق اندازهٔ تکینگی معیاری $m = det (JJ^T)$ تکینگی معیاری سنجش تکینگی سیستم است به طوری که مقدار m = 0 متناظر با ورود سیستم به شرایط تکینگی است. از این پارامتر میتوان برای ارزیابی روشهای مختلف هدایت در شبیه سازی ها استفاده کرد. پارامتر α را می توان به صورت زیر انتخاب کرد.

$$\alpha = \begin{cases} 0 & \text{for } m \ge m_{cr} \\ a_0 (1 - m/m_0)^2 & \text{for } m < m_{cr} \end{cases}$$
(17)

$$\alpha = \begin{cases} 0 & \text{for } m \ge m_{cr} \\ a_0/m & \text{for } m < m_{cr} \\ a_{max} & \text{for all other possibilities} \end{cases}$$
(17)

10

که

$$a = a_0 e^{-\mu \det\left(JJ^T\right)} \tag{14}$$

که پارامترهای a₀ و μ مقادیر ثابت عددی هستند. با این حال در روش SR چنانچه سیستم به شرایط تکینگی نزدیک شود گشتاورهای تحققیافته شروع به اختلاف از گشتاورهای مطلوب میکنند. عیب اصلی این روش عبور نکردن از تکینگیهای داخلی بیضی است.

راهبرد كنترل فيدبك كواترنيون

برای انجام مانورهای سریع بنا بر تعریف ارائه شده در مقدمه، کنترلر فیدبک خطی به فرم زیر به کار گرفته شده است.

$$u = -Kq_e - D\omega \tag{10}$$

مطابق رابطهٔ (۱۵)، q_e خطای کواترنیون و ω نرخ سرعت زاویه ی شبیه ساز ماهواره، به کنترلر فیدبک برای تولید بردار گشتاور کنترل uتغذیه می شوند. به منظور بیان اختلاف بین وضعیت جاری q و وضعیت فرمان qه، خطای کواترنیون به صورت زیر توصیف می شود:

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$
(19)

 $q_c = [q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c}]^T$, $q_e = \left[q_{1e}, q_{2e}, q_{3e}, q_{4e}\right]^T$ و است. بهرمهای سیستم از وای [۲۵]، به فرم رابطهٔ (۱۸) انتخاب شدهاند.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۷۷ جلد ۹/ شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵

$$K = kI_{s/c}, \frac{k}{2} = \omega_n^2$$

$$D = dI_{s/c}, d = 2\zeta\omega_n$$
(1Y)

در اینجا ζ نسبت میرایی، ωn فرکانس طبیعی و Is/c ماتریس اینرسی کل شبیهساز ماهواره هستند. با جایگذاری ماتریس اینرسی و بهرههای سیستم در رابطهٔ (۱۵)، گشتاور تولیدی کنترلر در راستای محورهای مختصات بدنی به صورت رابطهٔ (۱۸) ساده می شوند.

$$u = -2\omega_n^2 \begin{bmatrix} Ix & 0 & 0\\ 0 & Iy & 0\\ 0 & 0 & Iz \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \end{bmatrix} - 2\zeta\omega_n \begin{bmatrix} Ix & 0 & 0\\ 0 & Iy & 0\\ 0 & 0 & Iz \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$
(1A)

نتایج تئوری و تجربی

الگوریتم راهبردی کنترلی با زبان ++C تهیه و در کامپیوتر شبیهساز پیادهسازی می شود. قبل از انجام تستها لازم است تا بالانس جرمی و تعادل خنثی در سیستم ایجاد گردد. بالانس جرمی سیستم به صورت دستی و در صفحهٔ شبیهساز با استفاده از وزنههای کوچکی که در اطراف شبیه ساز تعبیه شده است انجام می شود. این کار به دلیل حداقل کردن گشتاورهای اغتشاشی گرانشی ناشی از وزن سیستم در صفحهٔ شبیهساز (در راستاهای x و y) انجام می شود. تعادل خنثی نیز بیانگر وضعیت تعلیق ماهواره در فضا بوده و مرکز جرم سیستم کاملاً منطبق بر مرکز چرخش آن است. ایجاد چنین شرایطی به صورت کامل در روی زمین بسیار سخت است؛ اما با دقت خوبی میتوان وضعیت نزدیک به آن را فراهم ساخت. این کار نیز به دلیل حداقل کردن گشتاورهای اغتشاشی گرانشی ناشی از وزن سیستم به دلیل عدم تطابق کامل مرکز جرم سیستم با مرکز چرخش آن در راستای عمود بر صفحهٔ شبیهساز و به کمک وزنه کوچک تعبیه شده در مرکز شبیهساز به صورت دستی (در راستای Z) انجام می گیرد. پس از انجام کارهای فوق و اطمینان از صحت کارکرد سیستم، زوایای اویلر فرمان از طریق کامپیوتر زمینی ارسال و تست آغاز می شود. تستها در دو حالت مختلف بهره طبق جدول (۳) و به صورت یک و سه محوری انجام می شود. در تمام تستها سعی می شود که مانور از حالت اولیه نزدیک [۰،۰،۰] که به صورت دستی تنظیم می شود آغاز شود. نتایج تئوری نیز با استفاده از شبیه سازی های انجام شده در نرمافزار سیمولینک/ متلب (شکل ۳) بهدست می آیند. در نهایت نتایج حاصل از تست با نتایج تئوری ارائه و مورد بررسی و مقایسه قرار می گیرند.

جدول ۳- بهرههای کنترلر

K21, K22, K23	K11, K12, K13	حالتها
۸/۳، ۳۰/۲، ۲/۰۳	1/78 .1/78 .7/08	آزمایش اول و دوم
۶/۱ ،۶/۱ ،۱۱/۴	۷/۵ ٬۷/۵ ٬۱۴/۰۳	آزمایش سوم و چهارم

عليرضا أقالاري و جواد طيبي



شکل ۳– (الف و ب) نمودار زوایای اویلر در سه راستای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و تجربی در تست اول



شکل ۴- نمودار زوایای جیمبال عملگرها در حالت تئوری و عملی

تست اول

در جدول (۴) شرایط تست اول ارائه شده است. در این تست یک مانور تکمحوری در راستای یاو از شرایط اولیه تقریباً صفر مدنظر است. در شکل (۳) زوایای اویلر در راستاهای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و تجربي ارائه شده است. همان طور كه ملاحظه مي شود شبيه ساز با دقت خوبی توانسته است مانور فرمان را اجرا کند و تطابق بسیار خوبی بین نتایج تئوری و تست ملاحظه می شود. اختلاف بسیار اندکی که در پایدارسازی وجود دارد و اصطلاحاً خطای حالت دائم نامیده می شود (کمتر از دقت دینامیکی حسگر تعیین وضعیت است) به دلایل زیر است: ۱) شرایط محیطی تست ۲) اصطکاک یاتاقان هوایی ۳) گشتاور گرانشی ۴) دقت حسگر تعیین وضعیت ۵) فرض عملکرد ایدهآل عملگرهای ژایروی کنترل ممان و حسگرها ۶) عدم فیلترینگ نویزهای ورودی و اغتشاشی سیستم ۷) تأخیر سیستم. در شکل (۴) نمودار زوایای جیمبال در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. همان طور که ملاحظه می شود، حداکثر مقدار زوایای جیمبال در حالت تجربی بیشتر از حالت تئوری است که از دلایل آن میتوان به ایدهآل فرض کردن عملگرها در حالت تئوری اشاره کرد. در حالت عملى وجود اصطكاك ياتاقان هاى جيمبال، شرايط محيط تست، اصطكاك ياتاقان هوايي و عوامل ديگر باعث مي شوند تا حداكثر گشتاور مورد نیاز برای انجام مانور بیشتر از حالت تئوری باشد که این مسئله منجر به بالا رفتن نرخ چرخش جيمبالها و در نتيجه افزايش حداكثر زاويه چرخش آنها میگردد. در نمودار شکل (۵) که مقدار گشتاور مورد نیاز در جهات X ،X و Z در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است مؤید این موضوع است. در شکل (۶) نمودار شاخص سینگولاریتی ارائه شده است. همانطور که ملاحظه می شود مقدار این شاخص از ثانیه تقریباً دو تا چهار سير نزولي داشته و به سمت صفر ميل مي كند. اين موضوع نشان دهنده افزایش احتمال اتفاق پدیدهٔ سینگولاریتی است که باید قانون هدایت اعمال شده مانع از این اتفاق گردد. برای این منظور اغتشاش کوچکی در راستاهای رول و پیچ پدید آمده (که نتایج آن ایجاد مانورهای کوچک در دو راستای رول و پیچ بین ثانیهٔ دوم تا چهارم است که در شکل (۳) نیز قابل مشاهده است) تا از ورود سیستم به حالت سینگولار جلوگیری گردد.

جدول ۴- شرایط آزمایش اول

مقادير	پارامتر
[1/21, 4./7, 78/7]	زواياي اويلر اوليه
[• 4, •, •]	زوایای اویلر مطلوب
[*,*,*,*]	زواياي اوليه جيمبال
در حدود [۰،۰۰۰]	نرخهای زاویهای اولیه (rad/s)
٠/۴٧	ζ
+/Y	ωn

طراحی قانون کنترلی PID و فیدبک کواترنیون و پیادهسازی در شبیهساز ماهواره مجهز به ...



شکل ۵- نمودار گشتاور مورد نیاز عملگرها در حالت تئوری و عملی



تست دوم

در جدول (۵) شرایط تست دوم ارائه شده است. در این تست یک مانور سه محوری در راستاهای رول، پیچ و یاو از شرایط اولیه تقریباً صفر مدنظر است. در شکل (۷) زوایای اویلر در راستاهای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. همانطور که ملاحظه می شود، شبيهساز با دقت خوبى توانسته است مانور فرمان را اجرا نمايد و تطابق بسيار خوبي بين نتايج تئوري و تست ملاحظه مي شود. در اين تست نيز خطای حالت ماندگار مشاهده می شود که دلایل آن قبلاً ذکر شده است. در شکل (۸) نمودار زوایای جیمبال در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. همانطور که ملاحظه می شود به دلیل بالابودن حداکثر گشتاور مورد نیاز در حالت تجربی (شکل ۹)، حداکثر مقدار زوایای جیمبال در حالت تجربی بیشتر از حالت تئوری است. در نمودار شکل (۱۰) ملاحظه می شود که مقدار شاخص سینگولاریتی در ابتدا سیر نزولی داشته و به سمت صفر ميل مىكند. اين موضوع نشان دهندهٔ افزايش احتمال اتفاق پديدهٔ سينگولاريتي است كه بايد قانون هدايت اعمال شده مانع از اين اتفاق شود. به همین دلیل اختلافی بین گشتاورهای تولید شده و گشتاورهای مطلوب مورد نیاز برای انجام مانور ایجاد می شود. نتایج این کار در نمودار شکل (۹) مشاهده می شود که باعث فرارفت بیش از انتظار زوایای رول و ییچ از مقادیر مطلوب شده است.

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۹۹ جلد ۹/ شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵

جدول ۵- شرایط آزمایش دوم

مقادير	پارامتر
[7/77 .1/28 .1/78]	زواياي اويلر اوليه
[10,10,70]	زوایای اویلر مطلوب
[•,•,•,•]	زواياى جيمبال اوليه
[•،•،•]	نرخهای زاویهای اولیه (rad/s)
+/44	ζ
+/Y	ωn



شکل ۷– (الف، ب و ج) نمودارهای زوایای اویلر در سه راستای رول، پیچ و یاو در حالت تئوری و عملی

۲ / فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۹ / شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵



شکل ۸- نمودار زوایای جیمبال عملگرها در حالت تئوری و عملی



شکل ۹ – نمودار گشتاور مورد نیاز عملگرها در حالت تئوری و عملی



شکل 11 – نمودار شاخص سینگولاریتی در دو حالت تئوری و عملی

تست سوم

در جدول (۶) شرایط انجام تست سوم ارائه شده است. این تست مانند تست اول تکمحوری است که تنها ضرایب بهرهٔ آن متفاوت است. به این دلیل انتظار میرود تا زمان انجام مانورها در این تست پایین تر از تست اول باشد. در شکل (۱۱) زوایای اویلر در راستاهای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. همانطور که ملاحظه می شود شبیه ساز با دقت خوبی توانسته است مانور فرمان را اجرا نماید و تطابق بسیار خوبی بین نتایج تئوری و تست ملاحظه می شود. زمان انجام مانور در این تست تقریباً ۱۰ ثانیه است که در مقایسه با زمان انجام تست اول تقریباً یک سوم شده است. در این

عليرضا أقالاري و جواد طيبي

تست نیز مانند دو تست قبل خطای حالت ماندگار مشاهده می شود که دلایل آن قبلاً ذکر شده است. در شکل (۱۲) نمودار زوایای جیمبال در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. به دلیل کاهش زمان مانور، نرخ چرخش زوایای جیمبال نسبت به تست اول افزایش یافته و به تبع آن حداکثر مقدار زوایای جیمبال در تست اول می گردد. در شکل (۱۳) نمودار گشتاورهای مورد نیاز در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. در شکل (۱۴) نمودار شاخص سینگولاریتی ارائه شده است. در این تست نیز مانند دو تست قبل احتمال رخ دادن پدیدهٔ سینگولاریتی در ثانیههای اولیه افزایش پیدا می کند که استفاده از قانون هدایت باعث افزایش مقدار شاخص سینگولاریتی و فرار از پدیدهٔ مذکور می گردد.

سوم	آزمايش	شرايط	-8	جدول
-----	--------	-------	----	------

مقادير	پارامتر
[7/47/10 .1/28]	زواياي اويلر اوليه
[۰۵، ۰، ۰]	زوایای اویلر مطلوب
[•.•.•]	زواياي جيمبال اوليه
در حدود[۰،۰،۰]	نرخ های زاویهای اولیه (rad/s)
٠/٩	ζ
١/١	ωn





طراحی قانون کنترلی PID و فیدبک کواترنیون و پیادهسازی در شبیهساز ماهواره مجهز به ...

فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۱ جلد ۹/ شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵



شکل ۱۱ – (الف، ب و ج) نمودار زوایای اویلر در سه راستای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و عملی



شکل ۱۲ – نمودار زوایای جیمبال عملگرها در حالت تئوری و عملی



شکل ۱۳ – نمودار گشتاور مورد نیاز در دو حالت تئوری و عملی



شکل ۱۴ – نمودار شاخص سینگولاریتی در دو حالت تئوری و عملی

تست چهارم

در جدول (۲) شرایط انجام تست چهارم ارائه شده است. این تست مانند تست دوم سهمحوری بوده و تنها ضرایب بهرهٔ آن متفاوت است. به این دلیل انتظار میرود تا زمان انجام مانورها در این تست پایین تر از تست دوم باشد. در شکل (۱۷) زوایای اویلر در راستاهای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و تجربی ارائه شده است. همانطور که ملاحظه می شود در این تست بر خلاف حالت تئوری مانور فرمان به درستی انجام نشده و شبیه ساز کنترل نشده است. علت این مسئله به اشباع رسیدن عملگرهای ژایروی کنترل ممان در عمل است. با توجه به تغییر ضرایب بهره نسبت به تست دوم و افزایش سرعت مانور، مقدار گشتاور مورد نیاز (شکل ۱۸) و در نتیجه نرخ چرخش زوایا افزایش می یابد. بنابراین مقدار زاویه طی شده توسط جیمبال عملگرها (شکل ۱۷) نیز افزایش یافته و عملگرها سریعتر به وضعیت اشباع میرسند. در این وضعیت دیگر امکان تولید گشتاور مورد نیاز برای انجام مانور فرمان وجود نداشته و پديدهٔ سينگولاريتي اشباع (شكل ۱۹) رخ میدهد. این کار در عمل به دلیل وجود عوامل محیطی مانند گشتاورهای اغتشاشی، اصطکاک یاتاقان هوایی شبیهساز، اصطکاک بلبرینگهای جیمبال عملگرها و غیرخطی بودن سیستم سریعتر از حالت تئوری در شبیهسازی رخ میدهد.

جدول ٧- شرايط آزمايش چهارم

مقادير	پارامتر
[1/7 .•/٨ &	زواياي اويلر اوليه
[10,10,7+]	زوایای اویلر مطلوب
[• ، • ، • , •]	زواياي جيمبال اوليه
در حدود[۰،۰۰]	نرخهای زاویهای اولیه (rad/s)
٠/٩	ζ
1/1	ωn



ا فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی جلد ۹ / شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵



شکل ۱۵ – (الف، ب و ج) نمودار زوایای اویلر در سه راستای رول، پیچ و یاو در دو حالت تئوری و عملی



شکل ۱۶ – نمودار زوایای جیمبال عملگرها در حالت تئوری و عملی



شکل ۱۷ – نمودار گشتاور مورد نیاز در دو حالت تئوری و عملی

عليرضا أقالاري و جواد طيبي



شکل ۱۸ – نمودار شاخص سینگولاریتی در دو حالت تئوری و عملی

نتيجه گيري

در این مقاله، یک سیستم کنترل وضعیت برای میکروماهواره واکنش سریع طراحی شده و بر روی شبیه ساز ماهواره پیاده سازی می شود. در نهایت نتایج حاصل از شبیه سازی با نتایج پیاده سازی عملی ارائه و مورد بررسی قرار می گیرند. عملگرهای استفاده شده در شبيهساز ماهواره، ژايروهاي كنترل ممان تكجيمبال با آرايهٔ هرمي هستند. در سیستم کنترل وضعیت قانون کنترلی PID با فیدبک کواترنیون در دو حالت مختلف، بهرهٔ به کار گرفته شده و مانورها به صورت تکمحوری و سه محوری انجام شده است. همانطور که در نمودارهای تست مشاهده می شود، استراتژی کنترلی به همراه قانون هدایت استفاده شده توانسته است سیستم را به خوبی و بدون بروز پدیدهٔ سینگولاریتی داخلی در راستای هر سه محور رول، پیچ و یاو كنترل كند. همچنين مقايسهٔ نتايج تست با نتايج تئورى نشاندهنده عملکرد خوب و کارایی سیستم است. نتایج تست نشان میدهند که با تغییر ضرایب بهرهٔ کنترلر میتوان به مانورهای سریع دست یافت؛ اما باید دقت کرد که مانور سریع نیاز به گشتاور بالا و به تبع آن نرخ چرخش جیمبال بیشتری دارد. در نتیجه زمان چرخش جیمبال در محدودهای که گشتاور منفی یا مثبت ایجاد می کند کاهش می یابد. این مسئله موجب به اشباع رسیدن سریع عملگرها قبل از کنترل سیستم، عدم امکان تولید گشتاور توسط عملگرها در راستای خواسته شده و در نتیجه کنترلناپذیری آن می شود. به زبان سادهتر می توان گفت میزان گشتاور مورد نیاز در این حالت بیشتر از ظرفیت گشتاور تولیدی عملگرها بوده و در خارج از بسته پوشش گشتاور سیستم قرار دارد. این مسئله در مقایسهٔ نتایج تست دوم و چهارم به وضوح قابل مشاهده است. همچنین در تست چهارم نتایج شبیهسازی و نتایج تست مطابقت ندارند. یعنی در حالت عملی برخلاف تئوری، شبیهساز ماهواره کنترل نشده است. علت این مسئله را میتوان در فصلنامهٔ علمی- پژوهشی علوم و فناوری فضایی / ۲۲ جد ۹/ شمارهٔ ۱/ بهار ۱۳۹۵

Journal of Aerospace Science and Technology, Vol. 9, No. 7, 2005, pp. 626-634,.

- [13] Kown, S. W. and et. al., "Fixed-Star Tracking Attitude Control of Spacecraft Using Single-Gimbal Control Moment Gyros," *American Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2010.
- [14] Harland, D.M. and Lorenz, R.D., *Space Systems Failures*, Springer-Praxis, 2005.
- [15] KrishnaKumar, K., "Adaptive Neuro-Control for Spacecraft Attitude Control," *Proceedings of the Third IEEE Conference*, Aug. 1994.
- [16] Unnikrishnan, N. and et. al., "Dynamicre-Optimization of A Spacecraft Attitude Controllerinthe Presence of Uncertainties," 2006 IEEE Conference on Computer Aided Control System Design, 2006 IEEE International Conference on Control Applications, 2006 IEEE International Symposium on Intelligent Control, Germany, Oct. 2006.
- [17] Makunis, W., "Adaptive Satellite Attitude Control in the Presense of Inertia And CMG Gimbal Friction Uncertainties," *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 56, No. 1, 2008, pp. 121–134.
- [18] Aghalari, A., Faghihinia, A., "PD and Feedback Quaternion Control Strategy for Attitude Control of a Satellite Equipped with Four Single Gimbal Control Moment Gyro," 10th Iranian Aerospace Society Conference, TarbiatModarres University, 1389, (In Persian).
- [19] Aghalari, A., Kalhor, A., Dehghan, S. M. and Abedian, A., "Designing, Testing and Evaluation of Single Gimbal Control Moment Gyro for Microsatellite," *Jorunal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 2, No. 3, p.p.13-23, 1388, (In Persian).
- [20] Aghalari, A., Study on Satellite Simulators, Designing and Fabrication of A Single Gimbal Control Moment Gyro for Simulator, Technical Report, Aerospace University Complex, 1389, (In Persian).
- [21] Kalhor, A., Cheheltani, S. H., Designing and Integration of Electronics and Computer Parts of Satellite Simulator With Single Gimbal Control Moment Gyros, Technical Report, Aerospace University Complex, 1390, (In Persian).
- [22] Aghalari, A., Kalhor, A., Dehghan, S. M., and Cheheltani, S. H., "Design, Manufacturing and Test of a Three-Degree-of-Freedom Attitude Control Simulator for an Agile Micro-Satellite Based on Single Gimbal Control Moment Gyros," *Jorunal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 7, No. 3, 1393, pp. 51-67, (In Persian).
- [23] Available, [on line]: http://www. Microstrain. com, Access Date, 2010.
- [24] Nakamura, Y., Hanafusa, H., "Inverse Kinematic Solutions with Singularity Robustness for Robot Manipulator Control," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol. 108, Vol. 3, 1986, pp.163-171.
- [25] Wie, B., Lu, J., "Feedback Control Logic for Spacecraft Eigenaxis Rotations Under Slow Rate And Control Constraints," *Guidance, Navigation, and Control Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-Located Conferences*, Vol. 18, No. 6, 1995.

طراحی قانون کنترلی PID و فیدبک کواترنیون و پیادهسازی در شبیهساز ماهواره مجهز به ...

وجود عوامل محیطی مانند گشتاورهای اغتشاشی، اصطکاک یاتاقان هوایی شبیه ساز، اصطکاک بلبرینگهای جیمبال عملگرها و غیر خطی بودن سیستم در عمل دانست. ماهوارهها برای غلبه بر پدیدهٔ اشباع معمولاً از سایر عملگرها مانند پیشرانش استفاده میکنند. در بررسی نمودار تستهای یک تا سه، مطابقت خوبی بین میکنند. در بررسی نمودار تستهای یک تا سه، مطابقت خوبی بین کنترل وضعیت) نیز در این تستها ناچیز و کمتر از خطای دینامیکی حسگر تعیین وضعیت است.

- Berner, R., "Control Moment Gyro Actuator for Small Satellite Application," (M. Sc. Thesis), Department of Electrical and Electronic Engineering, University of Stellenbosch, 2005.
- [2] Jacot, A.D. and Liska, D.J., "Control Moment Gyros in Attitude Control," *Journal of Spacecrafts and Rockets*, Vol. 3., 1966, pp. 1313-1320.
- [3] Margulies, G. and Aubrun, J.N., "Geometrical Theory of Single Gimbal Control Moment Gyro System," *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. XXVI, No.2, 1978, pp.159-191.
- [4] Bedrossian, N.S. and et. al., "Redundant Single Gimbal Control Moment Gyroscope Singularity Analysis," *Journal of Guidance*, Vol. 13, No. 6, 1990.
- [5] Bedrossian, N.S. and et. al., "Steering Law Design For Redundant Single Gimbal Control Moment Gyroscopes," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No.6, 1990, pp. 1083-1089.
- [6] Vadali, S. R. and et. al., "Preferred Gimbal Angles for Single Gimbal Control Moment Gyroscopes," *Journal* of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 13, No. 6, 1990, pp. 1090-1095.
- [7] Oh, H.S. and Vadali, S.R., "Feedback Control and Steering Laws forSpacecraft Using Single Gimbal Control Moment Gyros," *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 39, No. 2, 1991, pp. 183-203.
- [8] Meffe, G. and Stocking, M., "Momentum Envelope Topology of Single Gimbal CMG Arrays for Space Vehicle Control," *Proceedings of AAS Guidance and Control Conference*, Keystone, CO, 1987.
- [9] Kurokawa, H. "Constrained Steering Law of Pyramid-Type Control Moment Gyros and Ground Tests," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics,* Vol. 20, No. 3, 1997, pp. 445-449.
- [10] Wie, B. and et. al., "Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control Moment Gyros," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, 2001, pp. 865-871.
- [11] Lappas, V. J. and et. al., "Attitude Control for Small Satellites Using Control Moment Gyros," 52nd IAF, 2001.
- [12] Tekinalp, O. and Yavuzoglu, E., "A New Steering Law for Redundant Control Moment Gyroscope Cluster,"

www.SID.ir