

# تست پایداری وضعیت شبیه‌ساز ماهواره واکنش سریع، با عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

علیرضا آقالاری<sup>۱\*</sup>، جواد طیبی<sup>۲</sup> و احمد کلهر<sup>۳</sup>

۱- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

۳- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

\* کیلومتر ۲۶، اتوبان تهران - کرج

ali\_ghalari@aut.ac.ir

اخیراً تمایل به استفاده از ماهواره‌های کوچک به دلیل هزینه پایین، سرعت بالا و سادگی فرایند طراحی، ساخت و پرتاب، در مأموریت‌های فضایی افزایش پیدا کرده است. در برخی از این مأموریت‌ها به دلیل وظایف محوله نیاز به مانورهای سریع بسیار حائز اهمیت است. در این مقاله تست پایداری وضعیت شبیه‌ساز سه درجه آزادی میکروماهواره واکنش سریع - مجهز به ژایروهای کنترل ممان تک‌جیمبال با آرایه هرمی - ارائه شده است. در تست پایداری وضعیت راهبردی کنترلی LQR به کارگرفته شده است، به طوری که نسبت به سایر روش‌ها به دلیل نیاز نداشتن به قانون هدایت برتری دارد. شبیه‌ساز حاضر امکان تست قوانین مختلف کنترلی را با استفاده از عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال فراهم می‌آورد. در این کار، ابتدا پس از ذکر اهمیت موضوع، عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال و شبیه‌ساز ماهواره معرفی و مشخصات فنی آنها ذکر شده است، راهبردهای کنترلی بر روی شبیه‌ساز پیاده‌سازی شده، تست‌های پایداری وضعیت انجام و نتایج حاصل از تست‌های عملی ارائه و مورد بررسی قرار می‌گیرند. نتایج بیانگر پایداری وضعیت مناسب شبیه‌ساز با وجود گشتاورهای اغتشاشی هستند.

واژه‌های کلیدی: کنترل وضعیت، شبیه‌ساز ماهواره واکنش سریع، ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال، شرایط تکینگی، LQR

$T_C$	گشتاور داخلی عملگرها (گشتاور کنترلی)
$[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$	مؤلفه‌های سرعت زاویه‌ای در مختصات بدنی
$[I_x, I_y, I_z]$	ممان اینرسی کل سیستم
$\beta$	زاویه نصب عملگر نسبت به صفحه شبیه‌ساز
$h_i$	بردار مومنتوم زاویه هر عملگر
$\delta_i$	زاویه جیمبال هر عملگر
$\dot{\delta}$	بردار نرخ تقدم جیمبال عملگر
$J(\delta)$	جاکوئین طرح مومنتوم زاویه‌ای
$n$	تعداد عملگرهای CMG

## علائم و اختصارات

$H_S$	مومنتوم زاویه‌ای کل سیستم نسبت به محور بدنی
$I_S$	ماتریس اینرسی کل شبیه‌ساز ماهواره شامل عملگرها
$\omega$	بردار سرعت زاویه‌ای شبیه‌ساز در مختصات بدنی
$h_{cmg}$	بردار مومنتوم زاویه‌ای عملگرها در محورهای بدنی
$T_{ext}$	مجموع گشتاورهای خارجی عمل کننده روی شبیه‌ساز

۱- کارشناس ارشد

۲- کارشناس ارشد

۳- دکتری (نویسنده مخاطب)

## مقدمه

ماهواره‌ها دامنه وسیعی از مأموریت‌های فضایی را پوشش می‌دهند که هر کدام احتیاج به نیازمندی‌های سیستمی متفاوتی دارند. اندازه 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 (۱۰-۱ درجه بر ثانیه) برای انجام مأموریت خود نیاز دارند [۱].

بیلست-۱، ماهواره‌ای با اندازه کوچک بود که از ژاپروی کنترل ممان تک‌جیمبال کوچک به‌منظور اجرای مانورهای سریع ماهواره استفاده کرد.

مانورهای سریع ماهواره در محدوده ۱۰-۱ درجه بر ثانیه و مانورهای بسیار سریع ماهواره در محدوده مانوری ۴۰-۱۰ درجه بر ثانیه هستند [۲]. یک تحقیق در مورد استفاده از ژاپروهای کنترل ممان برای کنترل وضعیت فضاپیما توسط ژاکوت و لیسکا صورت گرفت [۳]. مارگولیس و اوبران [۴] در فرمول‌بندی کردن تئوری تکینگی و کنترل برای ژاپروهای کنترل ممان تک‌جیمبال در ۱۹۷۸ از پیشنهاد این کار بودند. بدروسیان [۶ و ۵] در سال ۱۹۹۰، قوانین هدایت را برای ژاپروهای کنترل ممان تک‌جیمبال ارائه کرد. وادالی [۷] در سال ۱۹۹۱ تولید فرمان گشتاور با استفاده از SGCMG و تخمین زوایای اولیه مطلوب جیمبال را برای سیستم‌های SGCMG به‌منظور دوری از تکینگی‌های داخلی عنوان کرد. او و وادالی [۸] یک مجموعه کامل معادلات حرکت شامل اینرسی عرضی روتور به‌علاوه ترم‌های اینرسی جیمبال را توسعه دادند. میفه [۹] بسته مومنتوم را برای ژاپروهای کنترل ممان تک‌جیمبال با پیکربندی هرمی ایجاد کرد. در سال ۱۹۹۷، قانون هدایت محدود ژاپروی کنترل ممان با چیدمان هرمی توسط کاروکاوا [۱۰] ارائه شد. پس از آن فضای مومنتوم زاویه‌ای محدود شده شناسایی شد و بسته مومنتوم به‌دست آمد. علاوه بر این، کاروکاوا کاربردهای این روش را برای کنترل سیستم ژاپروی کنترل ممان مورد استفاده در ایستگاه فضایی روسیه (MIR) توصیف کرد. وای [۱۱] با اصلاح روش معکوس<sup>۵</sup> SR یک منطق جدید را، که به عبور از میان تکینگی‌های داخلی کمک می‌کرد معرفی کرد. لاپاس [۱۲] یک سیستم کنترل وضعیت جدید در کارش ارائه کرد. وی به خوبی خواص CMG‌ها را توضیح داده و تفاوت بین CMG‌ها و وسایل تبادل مومنتومی دیگر مانند چرخ عکس‌العملی را نشان داد. وی همچنین یک میز تست

برای درک خواص CMG طراحی نمود. تکینالپ و یاووزاوغلو [۱۳] یک الگوریتم سینماتیک معکوس جدید برای CMG‌های اضافی که دوری تکینگی‌ها را فراهم می‌کنند، ایجاد نموده‌اند. در سال ۲۰۰۹ کوون [۱۴] نیز یک قانون هدایت ساده با استفاده از تجزیه مقادیر تکین ارائه کرد.

علاوه بر تحقیقاتی که در زمینه قوانین هدایت و شرایط تکین ژاپروی کنترل ممان بیان شد، قسمت دیگری از این تحقیقات به بررسی قوانین کنترلی متمرکز شده‌اند. کنترل‌رلهایی 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 در CMG افزایش مصرف توان به علت اتلاف انرژی است. ماهواره‌های هیپارکوس<sup>۶</sup> و ماژلان<sup>۷</sup> [۱۵] نمونه‌هایی از شکست ماهواره‌های واقعی از چالش‌های CMG هستند. هیپارکوس به علت تعداد زیادی خرابی ژيروسکوپی شکست خورد. یکی از این عیب‌ها به علت گشتاور مقاوم بالا و متغیر در جاپرو شماره ۴ بود که منجر به تخریب نابه‌هنگام شد. ماهواره 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 جاپروها نمایان شد. دلیل این خرابی اصطکاک ایجاد شده به علت خطای فرآیند ساخت در روغن‌کاری یاتاقان که با مواد زائد آلوده شده بود یافت شد.

طراحی سیستم کنترل وضعیت برای ماهواره به علت 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 [۱۷ و ۱۶] به کار برده شده است. ماکوینیس [۱۸] یک کنترلر تطبیقی غیرخطی استفاده کرد که نامعینی‌های اینرسی و نامعینی اصطکاک جیمبال را جبران می‌کرد. در این مقاله، ابتدا شبیه‌ساز ماهواره و عملگرهای مورد استفاده معرفی شده، سپس معادلات حرکت و نیز روابط استراتژی کنترلی شرح داده می‌شود. در نهایت پس از آماده‌سازی شبیه‌ساز ماهواره، استراتژی کنترلی طراحی شده [۲] بر روی شبیه‌ساز پیاده‌سازی، تست‌های عملی پایداری وضعیت به صورت دو و سه محوره حول راستاهای رول، پیچ و یاو انجام شده و نتایج تست‌ها ارائه می‌شود.

6. Hipparcos  
 7. Magellan

4. Single Gimbal Control Moment Gyro (SGCMG)  
 5. Singularity Robust

جدول ۱- مشخصات فنی سیستم SGCMGها

مقدار	خصوصیات فنی
۶۰ درجه بر ثانیه	حداکثر نرخ حرکت جیمبال
۰/۶۲۳ نیوتن متر بر ثانیه	حداکثر مومنتم زاویه‌ای
۵۰۰۰ دور بر دقیقه	حداکثر سرعت زاویه‌ای چرخ طیار
۰/۱ (درجه)	دقت کنترل جیمبال
± ۱۸۰ (درجه)	حداکثر محدوده چرخش جیمبال

## شبیه‌ساز ماهواره

به‌منظور ارزیابی عملکرد قوانین کنترلی از شبیه‌ساز ماهواره استفاده می‌شود. این شبیه‌ساز که قادر است شرایط ماهواره در فضا را در روی زمین فراهم آورد در مجتمع دانشگاهی هوافضا توسط نگارنده و همکاران طراحی و ساخته شده است [۲۱، ۲۲]. شبیه‌ساز مذکور از سه بخش تشکیل شده است: بخش اول، پایه، که نگهدارنده کل مجموعه است؛ بخش دوم، یاتاقان هوایی، که شرایط تعلیق مجموعه را فراهم می‌آورد؛ بخش سوم، صفحه پلتفرم که تمام عملگرها و زیرسیستم‌ها بر روی آن سوار شده‌اند. ارتباط بین کامپیوترهای زمینی و شبیه‌ساز به صورت بی‌سیم فراهم می‌شود. به‌منظور افزایش نرخ ارسال و دریافت داده‌ها از سیستم عامل لینوکس در کامپیوتر شبیه‌ساز استفاده شده است. سیستم عامل کامپیوتر زمینی ویندوز ایکس‌پی بوده و از نرم‌افزار لیبیو<sup>۸</sup> برای ارسال فرامین، مشاهده و ذخیره داده‌ها استفاده شده است. از یک حسگر<sup>۹</sup> AHRS با دقت دینامیکی ۲ درجه به‌منظور تعیین وضعیت شبیه‌ساز ماهواره استفاده شده است [۲۳]. عملگرهای ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال به صورت هرمی و با زاویه ۵۴/۷ درجه نسبت به صفحه شبیه‌ساز نصب شده‌اند.



شکل ۲- نمایی از شبیه‌ساز ماهواره

## ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

به دلیل خاصیت‌های برتر مانند دامنه گشتاور بالا، ذخیره مومنتوم و هزینه کمتر، ژایروهای کنترل ممان به‌منظور تحقق مانورهای سریع استفاده می‌شوند. موارد کاربردهای علمی و فنی زیر نیازمند مانورهای سریع و بسیار سریع ماهواره هستند:

۱. اهداف نقطه‌ای؛ که ماهواره نیاز دارد تا روی یک هدف ایستا قفل کند و تصاویر پایدار فراهم کند. نمونه‌ای از این موارد مشاهده ستاره‌ها هستند.

۲. ردیابی هدف؛ که ماهواره نیاز دارد یک هدف متحرک را دنبال کند. نمونه‌ای از این موارد ردیابی شهاب‌سنگ‌ها و مشاهده تخلیه الکتریکی بالای اتمسفر هستند.

این نوع از عملگرها، کمترین پیچیدگی مکانیکی نسبت به سایر عملگرها دارند. این عملگرها از یک محور تک‌جیمبال برای تولید گشتاور ژيروسکوپی با استفاده از چرخش روتور چرخان حول محور جیمبال بهره می‌برند. حداقل سه SGCMGs برای به‌دست آوردن کنترل وضعیت سه محوره با این عملگرها مورد نیاز است. با این حال یک سیستم کنترل وضعیت با استفاده از SGCMGs نیازمند ۴ عدد از این عملگرها برای دوری از عملکرد غیرکاراست که با عنوان تکینگی داخلی شناخته می‌شود.

از دلایل انتخاب ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال نسبت به سایر عملگرهای گشتاورساز می‌توان به موارد (۱) قابلیت تولید گشتاور و مومنتوم زاویه‌ای بیشتر که منجر به یک پایداری زیاد پلتفرم می‌شود؛ (۲) مصرف توان، جرم و ابعاد مناسب با توجه به میزان گشتاور تولیدی؛ (۳) ساختار مکانیکی ساده؛ و (۴) امکان ایجاد نرخ‌های چرخش بالاتر برای ماهواره و ردیابی دقیق‌تر، اشاره کرد.

با توجه به مزایای بیان شده، یکی از معایب اصلی آنها نسبت به سایر عملگرها وجود بیشترین تکینگی است که برای رفع این چالش روش‌های 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 در مجتمع دانشگاهی هوافضا طراحی و ساخته شده‌اند [۲۱ - ۱۹].



شکل ۱- نمایی از عملگر ژایروی کنترل ممان تک‌جیمبال

8. Labview  
 9. Microstrain-GX3

## مدل سازی دینامیکی شبیه ساز ماهواره

مومنومم زاویه ای کل شبیه ساز ماهواره به صورت مجموع مومنومم زاویه ای بدنی شبیه ساز ماهواره و مومنومم زاویه ای عملگرها به صورت زیر بیان می شود:

$$H_s = I_s \omega + h_{cmg} \quad (1)$$

با جایگذاری این رابطه در معادله حرکت چرخشی در مختصات بدنی و ساده سازی معادلات داریم:

$$\dot{H}_s + \omega \times H_s = T_{ext} \quad (2)$$

با ترکیب روابط (۱) و (۲) داریم:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x &= T_x - \omega_z \omega_y (I_z - I_y) + T_{c_1} \\ I_y \dot{\omega}_y &= T_y - \omega_z \omega_x (I_x - I_z) + T_{c_2} \\ I_z \dot{\omega}_z &= T_z - \omega_y \omega_x (I_y - I_x) + T_{c_3} \end{aligned} \quad (3)$$

$T_c$  برای یک شبیه ساز کنترل شده با وسایل تبادل مومنومم به صورت زیر بیان می شود.

$$\begin{aligned} \dot{h}_{cmg} + \omega \times h_{cmg} &= -T_c \\ -\dot{h}_{cmg} - \omega \times h_{cmg} &= T_c \end{aligned} \quad (4)$$

در چیدمان هرمی، هر یک از عملگرها با زاویه  $\beta = 54^\circ / 73^\circ$  نسبت به صفحه شبیه ساز نصب شده اند و کنترل سه محوره کامل با قابلیت مومنومم تقریباً برابر در همه محورها را با کمترین افزونگی فراهم می آورند. بردار مومنومم زاویه هر عملگر تابعی از زاویه جیمبال آنهاست.

$$h_i = h(\delta_i) \quad (5)$$

با در نظر گرفتن بردارهای مومنومم زاویه ای چهار SGCMG و زاویه  $\beta$  و تصویر کردن بردارهای مومنومم زاویه در محورهای بدنی شبیه ساز داریم:

$$h_{cmg} = h_0 \begin{bmatrix} -\cos \beta \sin \delta_1 \\ \cos \delta_1 \\ \sin \beta \sin \delta_1 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} -\cos \delta_2 \\ -\cos \beta \sin \delta_2 \\ \sin \beta \sin \delta_2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$+ h_0 \begin{bmatrix} \cos \beta \sin \delta_3 \\ -\cos \delta_3 \\ \sin \beta \sin \delta_3 \end{bmatrix} + h_0 \begin{bmatrix} \cos \delta_4 \\ \cos \beta \sin \delta_4 \\ \sin \beta \sin \delta_4 \end{bmatrix}$$

مشق زمانی  $h$  به صورت زیر محاسبه می شود.

$$\dot{h}_{cmg} = J(\delta) \dot{\delta}, \quad J = \frac{\partial h_{cmg}}{\partial \delta} \equiv \left[ \frac{\partial h_{cmg i}}{\partial \delta_j} \right] \quad (7)$$

$J(\delta)$  یک ماتریس  $3 \times n$  است که به صورت زیر بیان می شود:

$$J(\delta) = \frac{\partial h_{cmg}}{\partial \delta} = \begin{bmatrix} -\cos \beta \cos \delta_1 & \sin \delta_2 & \cos \beta \cos \delta_3 & -\sin \delta_4 \\ -\sin \delta_1 & -\cos \beta \cos \delta_2 & \sin \delta_3 & \cos \beta \cos \delta_4 \\ \sin \beta \cos \delta_1 & \sin \beta \cos \delta_2 & \sin \beta \cos \delta_3 & \sin \beta \cos \delta_4 \end{bmatrix} \quad (8)$$

## الگوریتم پایداری وضعیت شبیه ساز ماهواره

پایداری وضعیت شبیه ساز با استفاده از استراتژی کنترلی LQR تحقق یافته است. برای به کارگیری این روش معادلات غیرخطی مربوط به دینامیک و سینماتیک شبیه ساز خطی سازی شده و در نهایت به فرم فضای حالت تبدیل شده اند. در طول مد پایداری فقط تغییرات کوچک زوایا در نظر گرفته شده اند. سینماتیک خطی سازی شده با ترتیب زوایای (رول - پیچ - یاو) به صورت زیر قابل بیان است [۲]:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \dot{\phi} - \psi \omega_0 \\ \dot{\omega}_y &= \dot{\theta} \\ \dot{\omega}_z &= \dot{\psi} + \phi \omega_0 \end{aligned} \quad (9)$$

با جاگذاری معادلات (۹) به همراه گشتاور گرادیان جاذبه به عنوان گشتاور خارجی و گشتاورهای تحقق یافته عملگرها در معادلات (۳) و با در نظر گرفتن متغیرهای حالت به صورت روابط (۱۰)، ماتریس های حالت و کنترل با استفاده از روش جاکوبین به فرم زیر استخراج می شوند:

$$\begin{aligned} x_1 &= \phi, x_2 = \theta, x_3 = \psi, x_4 = \dot{\phi}, x_5 = \dot{\theta}, x_6 = \dot{\psi} \\ u_1 &= \delta_1, u_2 = \delta_2, u_3 = \delta_3, u_4 = \delta_4 \end{aligned} \quad (10)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{4\omega_0^2 (J_x - J_z)}{J_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{\omega_0 (J_x + J_z - J_y)}{J_x} \\ 0 & \frac{3\omega_0^2 (J_x - J_z)}{J_x} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\omega_0^2 (J_x - J_z)}{J_x} & \frac{\omega_0 (J_x - J_z - J_y)}{J_x} & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{h_0 \sin \beta}{J_x} & 0 & \frac{h_0 \sin \beta}{J_x} & 0 \\ 0 & -\frac{h_0 \sin \beta}{J_y} & 0 & \frac{h_0 \sin \beta}{J_y} \\ \frac{h_0 \cos \beta}{J_z} & \frac{h_0 \cos \beta}{J_z} & \frac{h_0 \cos \beta}{J_z} & \frac{h_0 \cos \beta}{J_z} \end{bmatrix} \quad (12)$$

با جایگذاری مقادیر هر یک از پارامترهای سیستم بر اساس جداول (۱)، (۲) و (۳) در ماتریس های A و B خواهیم داشت:

$$\text{Root} \begin{cases} -0.5345 + 0.4221i \\ -0.5345 - 0.4221i \\ -0.5345 + 0.4221i \\ -0.5345 - 0.4221i \\ -0.3733 + 0.3296i \\ -0.3733 - 0.3296i \end{cases} \quad (20)$$

تکنیک LQR اغلب برای سیستم‌هایی که دارای مدل‌های معقولانه دقیق و حسگرها و عملگرهای ایده‌آل هستند، مناسب است.

### نتایج آزمایش عملی

الگوریتم استراتژی کنترلی با زبان ++C تهیه و در کامپیوتر شبیه‌ساز پیاده‌سازی می‌شود. قبل از انجام تست‌ها لازم است تا بالانس جرمی و تعادل خنثی در سیستم ایجاد شود. بالانس جرمی سیستم به صورت دستی و در صفحه شبیه‌ساز با استفاده از وزنه‌های کوچکی که در اطراف شبیه‌ساز تعبیه شده است انجام می‌شود. این کار به دلیل حداقل کردن گشتاورهای اغتشاشی گرانشی ناشی از وزن سیستم در صفحه شبیه‌ساز (در راستاهای x و y) انجام می‌شود. 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 صفحه شبیه‌ساز و به کمک وزنه کوچک تعبیه شده در مرکز شبیه‌ساز به صورت دستی (در راستای z) انجام می‌گیرد. پس از انجام کارهای فوق و اطمینان از صحت کارکرد سیستم، یک انحراف اولیه در راستای هر سه محور رول، پیچ و یاو ایجاد شده و انتظار می‌رود تا با الگوریتم پیاده‌سازی شده سیستم پایدار شود. پارامترهای عمومی شبیه‌ساز مطابق جدول (۲) هستند.

جدول ۲- پارامترهای شبیه‌ساز ماهواره

مقادیر	پارامتر
[۵/۸،۳/۱،۳/۱]	ممان اینرسی شبیه‌ساز (کیلوگرم مترمربع)
۵۴/۷۳	زاویه نصب عملگر (β) (deg)
حدود ۵۱	وزن شبیه‌ساز (کیلوگرم)
[±۱۸۰، ±۴۵، ±۴۵]	محدوده حرکتی (رول، پیچ، یاو)

### آزمایش اول

در جدول (۳) شرایط انجام آزمایش اول ارائه شده است.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.164 & 0 & 0.164 & 0 \\ 0 & -0.164 & 0 & 0.164 \\ 0.062 & 0.062 & 0.062 & 0.062 \end{bmatrix} \quad (14)$$

افزایش درجه پایداری سیستم، از طریق تغییر ماتریس A صورت می‌پذیرد. افزایش پایداری سیستم متناظر با افزایش قدرت موتور جیمبال خواهد بود. در استراتژی LQR هدف، محاسبه قانون کنترل فیدبک  $u = -K(t)x(t)$  با کمینه کردن معیار بهینه‌سازی J به صورت زیر است:

$$J = \int_0^{\infty} x^T(t)Qx(t) + u^T(t)Ru(t)dt \quad (15)$$

ماتریس K به صورت زیر بیان می‌شود:

$$K(t) = R^{-1}B^T p(t) \quad (16)$$

که p(t) یک ماتریس حقیقی مثبت معین است و از حل کردن معادله ریکاتی به صورت زیر دست می‌آید:

$$-\dot{p} = A^T p + pA + Q - pBR^{-1}B^T p \quad (17)$$

با توجه به محدودیت موتورهای جیمبال، انتخاب ماتریس‌های وزنی براساس معیار کمترین نرخ‌های زاویه جیمبال است. به دلیل فرض عملکرد ایده‌آل حسگرها و عدم وجود نویز در روش LQR، تنظیم بهره‌های سیستم به‌منظور پایداری عملی مطابق با نتایج تئوری بسیار مشکل است. بدین منظور بیش از ۴۰ حالت مختلف بهره‌های سیستم در تست‌های تئوری و تجربی بررسی شد تا در نهایت پس از انجام تست‌های ناموفق، پایداری سیستم محقق گردید. ماتریس‌های وزنی تنظیم شده برای اجرای تست‌های عملی پایداری وضعیت سیستم و مقادیر ریشه‌ها مطابق روابط (۲۰-۱۸) هستند.

$$Q = \begin{bmatrix} 1e3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1e3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1e3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1e3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1e3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1e3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

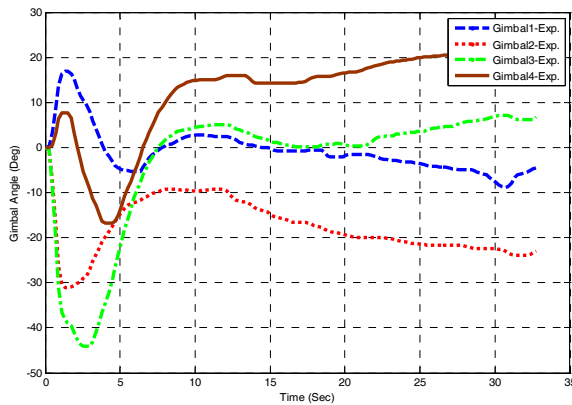
$$R = \begin{bmatrix} 250 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 250 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 250 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 250 \end{bmatrix} \quad (19)$$

جدول ۳- شرایط آزمایش اول

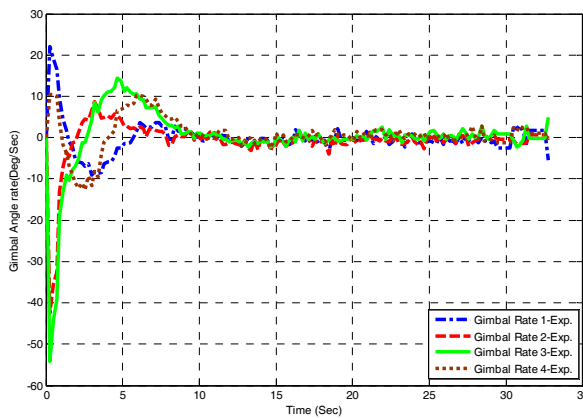
مقادیر	پارامتر
[۲۵/۶۲، -۱۹/۰۳، ۱۶/۸۹]	زوایای اوپلر اولیه (deg)
[۰،۰،۰]	زوایای اوپلر مطلوب (deg)
[۰،۰،۰،۰]	زوایای اولیه جیمبال (deg)
[۰،۰،۰]	نرخ‌های زاویه‌ای اولیه (رادبال بر ثانیه) ( $\omega_0$ )

در شکل (۳) زوایای اوپلر در حالت تجربی در سه راستای رول، پیچ و یاو ارائه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود شبیه‌ساز به خوبی توانسته است پس از حدود ۱۵ ثانیه به شرایط مطلوب رسیده و پایدار شود. اختلاف بسیار اندکی که در پایداری وجود دارد (به‌خصوص در راستای یاو) و اصطلاحاً خطای حالت دائم نامیده می‌شود (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 در روش LQR
۶. عدم فیلترینگ نویزهای ورودی و اغتشاشی سیستم
۷. تأخیر سیستم

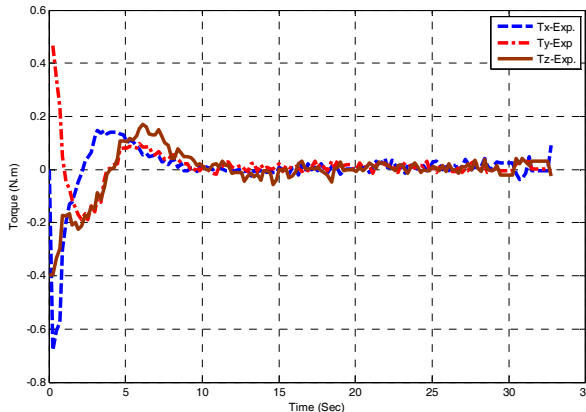


شکل ۴- نمودار زوایای جیمبال عملگرها در آزمایش ۱



شکل ۵- نمودار نرخ چرخش جیمبال عملگرها در آزمایش ۱

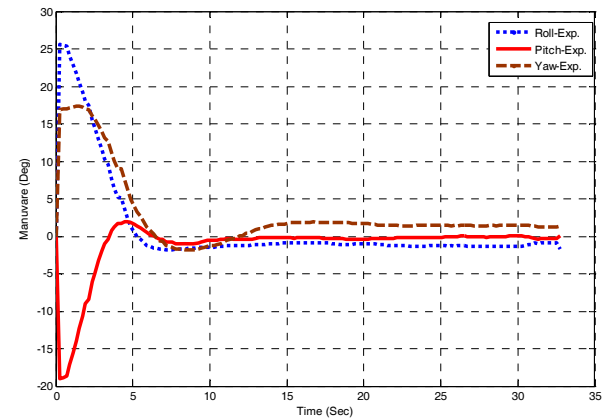
همان‌طور که در بالا نیز توضیح داده شد به دلیل انحراف اولیه زیاد در راستای رول حداکثر گشتاور باید در جهت X تولید شود که در شکل (۶) می‌تواند مشاهده کرد.



شکل ۶- نمودار گشتاور در سه راستای X، Y و Z در آزمایش ۱

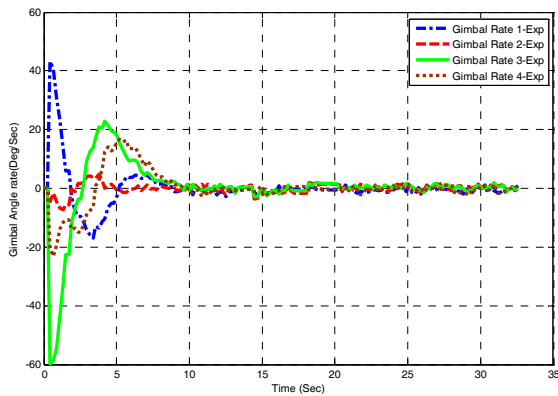
آزمایش دوم

شرایط انجام این آزمایش در جدول (۴) ارائه شده است.



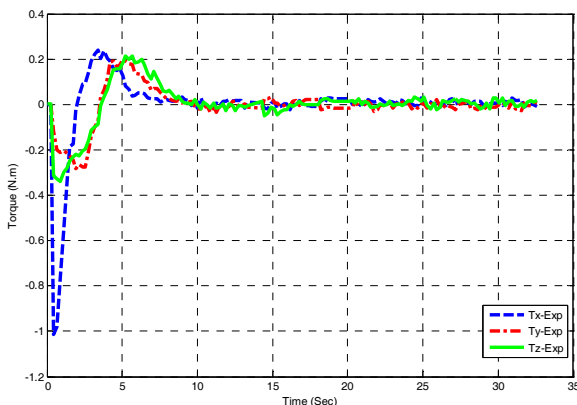
شکل ۳- نمودار زوایای اوپلر در راستاهای رول، پیچ و یاو در آزمایش ۱

در شکل‌های (۴) و (۵) نمودار زاویه جیمبال عملگرها و نرخ چرخش جیمبال آنها ارائه شده است. همان‌طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود حداکثر نرخ چرخش مربوط به جیمبال‌های عملگر ۱ و ۳ است. این مسئله به دلیل انحراف اولیه زیاد در راستای رول و لزوم ایجاد گشتاور بالا در این راستا به‌منظور پایداری آن است. بر این اساس حداکثر زاویه جیمبال در عملگرهای مذکور رخ داده است (شکل ۴).



شکل ۹- نمودار نرخ چرخش جیمبال عملگرها در آزمایش ۲

همان‌طور که قبلاً توضیح داده شد، به دلیل انحراف اولیه زیاد در راستای رول حداکثر گشتاور باید در جهت X تولید گردد که در شکل (۱۰) می‌توان مشاهده کرد.



شکل ۱۰- نمودار گشتاور در سه راستای X, Y و Z در آزمایش ۲

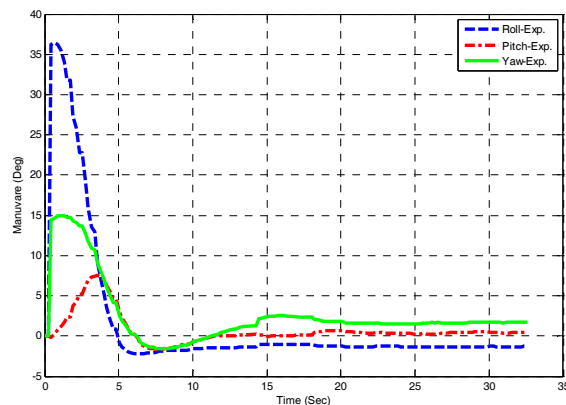
### نتیجه‌گیری

در این مقاله، تست پایداری وضعیت شبیه‌ساز میکروماهواره واکنش سریع ارائه شده است. عملگرهای استفاده شده در شبیه‌ساز ماهواره واکنش سریع، ژایروهای کنترل ممان تک‌جیمبال با آرایه هرمی هستند. در سیستم پایدارساز وضعیت استراتژی LQR به‌کارگرفته شده است. این استراتژی برای اولین بار با فرم معادلات ارائه شده، مورد استفاده قرار گرفته‌اند. الگوریتم ارائه شده پایداری وضعیت را بدون نیاز به منطق هدایت عملگرها فراهم می‌کند، از این‌رو در مقایسه با سایر روش‌ها برتری دارد. همان‌طور که در نمودارهای تست مشاهده می‌شود، سیستم پایدارساز ارائه شده قادر است شبیه‌ساز را از زوایای اولیه تک‌محوره، دو محوره و سه محوره با دقت و کارایی بسیار خوبی به پایداری برساند. خطای حالت ماندگار در هر دو تست ناچیز و کمتر از خطای دینامیکی حسگر تعیین وضعیت است. علاوه بر این

جدول ۴- شرایط تست آزمایش دوم

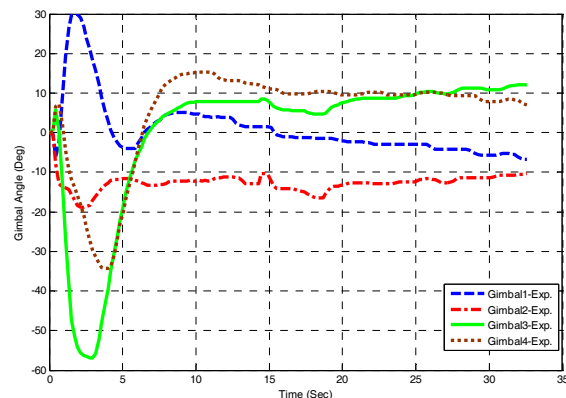
مقادیر	پارامتر
[۳۶/۱۹, ۰/۲, ۱۴/۳۹]	زوایای اوپلر اولیه (deg)
[۰, ۰, ۰]	زوایای اوپلر مطلوب (deg)
[۰, ۰, ۰]	زوایای جیمبال اولیه (deg)
[۰, ۰, ۰]	نرخ‌های زاویه‌ای اولیه (رادیان بر ثانیه) ( $\omega_0$ )

در شکل (۷) زوایای اوپلر در حالت تجربی در سه راستای رول، پیچ و یاء ارائه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود شبیه‌ساز به خوبی توانسته است پس از حدود ۲۰ ثانیه به شرایط مطلوب رسیده و پایدار گردد. خطای حالت دائم در این آزمایش نیز قابل مشاهده است که دلایل آن در آزمایش ۱ ذکر شده است.



شکل ۷- نمودار زوایای اوپلر در راستاهای رول، پیچ و یاء در آزمایش ۲

در شکل‌های (۸) و (۹) زوایای جیمبال عملگرها و نرخ چرخش جیمبال آنها ارائه شده است. همان‌طور که در شکل (۹) مشاهده می‌شود، حداکثر نرخ چرخش در این آزمایش نیز مربوط به جیمبال‌های عملگر ۱ و ۳ است. این امر به دلیل انحراف اولیه زیاد در راستای رول و لزوم ایجاد گشتاور بالا در این راستا به‌منظور پایداری آن است. بر این اساس حداکثر زاویه جیمبال در عملگرهای مذکور رخ داده است (شکل ۸).



شکل ۸- نمودار زوایای جیمبال عملگرها در آزمایش ۲

- Moment Gyros,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 5, 2001, pp. 865-871.
- [12] Lappas, V. J. Steyn, W. H. and Underwood, C. I. “Attitude Control for Small Satellites using Control Moment Gyros”, *52<sup>nd</sup> IAF*, 2001.
- [13] Tekinalp, O. and Yavuzoglu, E., “A New Steering Law for Redundant Control Moment Gyroscope Cluster,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 9, No. 7, 2005, pp. 626-634.
- [14] Won Kown, S., Tani, Y., Okubo, H. and Shimomura, T., “Fixed-Star Tracking Attitude Control of Spacecraft using Single-Gimbal Control Moment Gyros,” *American Journal of Engineering and Applied Sciences*, Vol. 3, Issue 1, 2010, pp. 49-55.
- [15] Harland, D. and MLorenz, R. D., *Space Systems Failures*, Editor J. Mason, Springer-Praxis, 2005.
- [16] KrishnaKumar, K., “Adaptive Neuro-Control for Spacecraft Attitude Control”, *Proceeding of the IEEE Confrence on Control Applications*, Aug. 1994.
- [17] Unnikrishnan, N., Balakrishnan, S. N., and Padhi, R. “Dynamic-optimization of a Spacecraft Attitude Controller in the Presence of Uncertainties”, *Proceeding of IEEE Int’l Symposium on Intelligent Control*, Munich, Germany, Oct. 2006.
- [18] 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.
- [19] Aghalari, A., Kalhor, A., Dehghan, S. M. M. and Abedian, A., “Designing, Testing and Evaluation of A Single Gimbal Control Moment Gyro for Microsatellite”, *Journal of Space Science and Technology, Aerospace research Institute*, Vol. 2, No. 3, 1388, pp. 13-24, (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. and 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. and Abedian, A., Designing and Integration of a Satellite Simulator with Single Gimbal Control Moment Gyros, Technical Report, Aerospace University Complex, 1389, (In Persian).
- [23] Available, [on line]: <http://www.Microstrain.com>

به دلیل عدم نیاز به قانون هدایت حجم محاسبات بسیار کمتر بوده و عملکرد سیستم کامپیوتری سریع تر خواهد بود.

## مراجع

- [1] Berner, R., Control Moment Gyro Actuator for Small Satellite Application, (M. Sc. Thesis), University of Stellenbosch, 2005.
- [2] Tayebi, J., Attitude Control of High Agility Nano Satellite with Control Moment Gyros, (M. Sc. Thesis), K. N. Toosi University, 1390 (In Persian).
- [3] Jacot, A. D. and Liska, D. J., “Control Moment Gyros in Attitude Control,” *Journal of Spacecrafts and Rockets*, Vol. 3, No. 9, 1966, pp. 1313-1320.
- [4] Margulies, G. and Aubrun, J. N., “Geometrical Theory of Single Gimbal Control Moment Gyro System,” *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. XXVI, No.2, 1978, pp.159-191.
- [5] Bedrossian, N. S., Paradiso, J., Bergman, E. and Rowell, D., “Redundant Single Gimbal Control Moment Gyroscope Singularity Analysis,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol.13, No.6, 1990, pp.1096-1101.
- [6] Bedrossian, N. S., Paradiso, J. and Bergman, E. “Steering Law Design For Redundant Single Gimbal Control Moment Gyroscopes,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 13, No.6, 1990, pp. 1083-1089.
- [7] Vadali, S. R., Oh, H. S. and Walker, S., “Preferred Gimbal Angles for Single Gimbal Control Moment Gyroscopes,” *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol.13, No.6, 1990, pp. 1090-1095.
- [8] Oh, H. S. and Vadali, S. R., “Feedback Control and Steering Laws for Spacecraft Using Single Gimbal Control Moment Gyros,” *The Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 39, No. 2, 1991, pp. 183-203.
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] Wie, B., Bailey, D. and Heiberg, C., “Singularity Robust Steering Logic for Redundant Single-Gimbal Control