

Satellite Spin Stabilization by Magnetic Torquers and Validation with Air-Bearing Simulator

H. Arefkhani^{1*}, M. Mehdi-Abadi² and S.M.M. Dehghan³

1, 2 and 3. Department of Aerospace Campus, Malek Ashtar University

*Postal Code: 177415875, Tehran, IRAN

arefkhani@mut.ac.ir

In this paper, magnetic spin control using Spin and B-dot control laws have been studied in a lab environment. Evaluation of this control laws is done by a "three degrees of freedom air-bearing simulator". Due to the inherent simulator limitations, laboratory test results are visible only on one axis. Therefore, to evaluate these three-axis laws precisely, evaluation modeling is discussed by comparing the simulator dynamic and kinematic equations with the results of laboratory experiments. After evaluation of the modeling process, simulation of three-axis control law is conducted. Since the validated model shares same basis with satellite model equations except the torque disturbances caused by the distance between the center of the mass and the center of the rotation, it can be assured that these control laws are suitable for three-axis control of a satellite. Test results indicate appropriate performance of control laws.

Keyword: Magnetorquer, Magnetic spin control, ADCS Simulator, Air bearing

1. PhD Student (Corresponding Author)
2. PhD Student
3. PhD

پایدارسازی چرخش ماهواره به کمک عملگرهای مغناطیسی و پیاده‌سازی آزمایشگاهی آن توسط شبیه‌ساز مبتنی بر یاتاقان هوایی

حامد عارف‌خانی^{۱*}، مه‌ران مهدی‌آبادی^۲ و سیدمحمد مهدی دهقان^۳

۱-۳- مجتم‌ع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

*ته‌ران، لویزان، کدپستی: ۱۷۷۴۱۵۸۷۵

arefkhani@mut.ac.ir

در این مقاله، کنترل چرخش ماهواره توسط عملگرهای مغناطیسی با استفاده از قوانین کنترل «نرخ و محور چرخش» و «کاهش نرخ نوسانات» مورد بررسی آزمایشگاهی قرار گرفته است. ارزیابی این قوانین کنترلی توسط «شبیه‌ساز سه‌درجه آزادی کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی» انجام شده است. به علت محدودیت‌های ذاتی شبیه‌ساز، نتایج تست آزمایشگاهی تنها در راستای یک محور قابل رؤیت است. بنابراین برای ارزیابی دقیق سه‌محوره این قوانین، ابتدا با مدل‌سازی معادلات دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز و مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج تست آزمایشگاهی، به ارزیابی مدل‌سازی پرداخته می‌شود. پس از اثبات صحت مدل‌سازی، شبیه‌سازی سه‌محوره قوانین کنترلی انجام می‌شود. از آنجا که مدل اعتبارسنجی شده مبنای یکسانی با معادلات مدل ماهواره دارد و تنها تمایز آن در گشتاور اغتشاشی ناشی از فاصله مرکز جرم با مرکز دوران است، می‌توان از امکان کنترل سه‌محوره ماهواره با این قوانین کنترل اطمینان حاصل کرد. نتایج تست‌ها نشان‌دهنده عملکرد مناسب این قوانین کنترلی است.

واژه‌های کلیدی: عملگر مغناطیسی، کنترل چرخش ماهواره، پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت، یاتاقان هوایی

فهرست علائم و اختصارات

ϕ, θ, ψ
 ω

زوایای وضعیت
سرعت زاویه‌ای

مقدمه

امروزه، استفاده از عملگرهای مغناطیسی در ماهواره‌ها جهت تولید گشتاورهای کنترلی گسترش فراوانی یافته است. این گشتاورها از برهم‌کنش میدان مغناطیسی زمین و میدان مغناطیسی تولیدی توسط عملگرهای مغناطیسی، ایجاد شده و جهت تحریک ماهواره و انجام مانور استفاده می‌شوند. از این گشتاور تولیدی در مدهای مختلف ماهواره از جمله مود کاهش نرخ نوسانات و کنترل چرخش نیز استفاده می‌شود. معمولاً پس از جدایش ماهواره از ماهواره‌بر،

h	اندازه حرکت زاویه‌ای
I	ماتریس ممان اینرسی
k_p, k_d	بهره کنترلی
mg	وزن پلتفرم
M	دوقطبی مغناطیسی
r_z	فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
B	میدان مغناطیسی زمین
T	گشتاور کنترلی

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشجوی دکتری

۳. دکتری

در سال ۲۰۰۰ سانتونی^۷ سیستمی را برای تعیین و کنترل وضعیت به روش مغناطیسی برای ماهواره چرخان کوچک معرفی نمود. در این سیستم تنها از یک مغناطیس سنج سه محوره و سیم‌پیچ‌های مغناطیسی استفاده شده است. زاویه‌های رول و یاو که مشخص کننده وضعیت محور چرخش می‌باشند با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته تنها با اطلاعات مغناطیس‌سنج، تخمین زده می‌شوند. جهت خورشید نیز با استفاده از اطلاعات پانل‌های خورشیدی تخمین زده شده و در بهبود نرخ همگرایی فیلتر استفاده می‌شود. قانون کنترل، نشانه‌روی محور چرخش، تنظیم نرخ چرخش و همچنین میراسازی رقص محوری را انجام می‌دهد. دقت نشانه‌روی در حدود ۱ درجه است که برای ماموریت‌های کوچک مناسب است. در سیستم‌هایی که نیاز به دقت بهتری دارند، چنین سیستمی می‌تواند در صورت ایجاد نقص، به عنوان پشتیبان سیستم اصلی استفاده شود. برخلاف روش‌های پیاده‌سازی شده پیشین، این الگوریتم از سنسور اختصاصی برای تخمین خطای نشانه‌روی استفاده نمی‌کند و نیازی به میراکننده‌های رقص محوری ندارد. بنابراین سخت‌افزار روی برد کاهش می‌یابد. این سیستم به منظور پیاده‌سازی در ماهواره‌های کوچک چرخان Unisat طراحی شده بود [۵].

رنک^۸ در سال ۲۰۰۵ پایان‌نامه‌ای با عنوان «کنترل وضعیت برای ماهواره‌های کوچک با استفاده از سیم‌پیچ‌های مغناطیسی و نشانه‌روی به سمت هدف برای ماهواره‌های مختلف» ارائه کرد. در این پایان‌نامه برای مود کاهش نوسانات از یک کنترل‌کننده B-dot که تنها با اندازه‌گیری میدان مغناطیسی زمین عمل می‌کند، استفاده شده است. در کنترل سه محوره که نشانه‌روی به سمت زمین مورد نظر است، از کنترل‌کننده‌ای با بهره ثابت استفاده نموده است. پایداری آن‌ها با استفاده از تئوری لیاپانوف و تئوری فلکوئنت بررسی شده است [۶].

در سال ۲۰۱۴ اسلاوینسکی^۹ و همکارانش کنترل‌کننده حلقه‌بسته‌ای را برای ماهواره ESTCube-1 جهت رسیدن به نرخ‌های چرخش بالا، با استفاده از عملگرهای مغناطیسی، پیاده‌سازی و بهینه کردند. این کنترل‌کننده به صورت همزمان نرخ و جهت محور چرخش را کنترل می‌کند. در این مقاله، ابتدا الگوریتم‌ها در یک محیط نرم‌افزاری شبیه‌سازی شدند و سپس یک تست سخت‌افزار در حلقه برای تأیید نتایج نرم‌افزاری انجام شده است [۷]. همان‌طور که در مقدمه مورد بررسی قرار گرفت، فعالیت‌های انجام شده در حوزه کنترل مغناطیسی چرخش ماهواره در زمینه‌های کنترل جهت و محور چرخش، کنترل سرعت چرخش، کاهش نرخ نوسانات، میراسازی فعال رقص محوری و حرکت تقدیمی همزمان

محورهای بدنی دارای سرعت اولیه است که لازم است برای انجام مأموریت اصلی این نوسانات کاهش پیدا کنند. همچنین در برخی از ماهواره‌ها جهت پایداری در برابر اغتشاشات از چرخش حول محور بزرگ‌ترین ممان اینرسی استفاده می‌شود که با توجه به میزان اغتشاشات نرخ چرخش تعیین می‌شود. لذا الگوریتمی جهت کنترل نرخ و محور چرخش و کاهش نرخ نوسانات ماهواره پس از جدایش ضروری است.

نخستین کاربرد کنترل مغناطیسی، در ماهواره‌های پایدار شده چرخشی بود. در سال ۱۹۶۵ ارگین^۳ و ویلر^۴ قوانین کنترلی را برای کنترل جهت چرخش با استفاده از عملگرهای تولید کننده گشتاور مغناطیسی توسعه دادند و مزایای کنترل مغناطیسی را مطرح کردند. این قوانین کنترلی محور چرخش را عمود بر صفحه مداری تنظیم می‌کنند [۱]. بررسی مشابه توسط ویلر برای ماهواره‌های صلب دارای تقارن محوری، جهت میراسازی فعال رقص محوری و حرکت تقدیمی محور چرخش در مدارهای دایروی انجام شد. همچنین امکان استفاده از یک دوقطبی مغناطیسی منفرد در راستای محور چرخش بررسی شد. در این مقاله، کنترل سرعت چرخش مورد بررسی قرار نگرفته و سرعت چرخش ثابت فرض شده است [۲].

در سال ۱۹۷۱، سورنسن^۵ یک سیستم کنترل وضعیت مغناطیسی را در یک مدار با خروج از مرکزیت بالا، برای یک ماهواره ارائه کرد، به طوری که محور چرخش آن را عمود بر صفحه مداری نشانه‌روی کند و سرعت محور چرخش را در یک مقدار ثابت حفظ کند. به منظور طراحی کنترل‌کننده، وی از یک فیلتر کالمن برای تخمین خطای زاویه یاو و نرخ‌های وضعیت، با استفاده از خطای زاویه رول اندازه‌گیری شده، استفاده کرد. استفاده از این فیلتر جهت تولید سیگنال کنترلی با حداقل انرژی، میراسازی فعال زاویه رقص محوری و پاسخ سریع در فاز گذرا برای حذف خطای نشانه‌روی مناسب است. وی همچنین با استفاده از یک تابع لیاپانوف پایداری این کنترل‌کننده را اثبات کرده است [۳].

در سال ۱۹۸۴ ردن^۶ بیان کرد که کنترل خودکار مغناطیسی حلقه بسته، برای کنترل نرخ چرخش و محور چرخش یک ماهواره چرخان در مدارهای نزدیک به زمین عملیاتی است. وی از یک عملگر مغناطیسی تعیین محور چرخش برای تولید ممان‌های مغناطیسی موازی با محور چرخش و یک عملگر مغناطیسی برای کنترل نرخ چرخش با محور عمود بر بردار چرخش استفاده کرد و الگوریتم‌های کنترل مغناطیسی را اجرا کرد [۴].

7. Santoni

8. Renk

9. Slavinskis

3. Ergin

4. wheeler

5. Sorenson

6. Rodden

مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز

معادلات غیرخطی دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز سه درجه آزادی به صورت معادلات (۱) تا (۳) به دست می‌آیند [۹]:

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + \\ &I_{yx}\omega_x\omega_z - I_{yy}\omega_y\omega_z + I_{yz}\omega_z^2 - \\ &I_{zx}\omega_x\omega_y - I_{zy}\omega_y^2 + I_{zz}\omega_z\omega_y \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yx}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z + I_{xx}\omega_x\omega_z - \\ &I_{xy}\omega_y\omega_z - I_{xz}\omega_z^2 + I_{zx}\omega_x^2 + I_{zy}\omega_y\omega_x - I_{zz}\omega_z\omega_x \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} T_z &= I_{zz}\dot{\omega}_z - I_{zx}\dot{\omega}_x - I_{zy}\dot{\omega}_y - I_{xx}\omega_x\omega_y + \\ &I_{xy}\omega_y^2 + I_{xz}\omega_z\omega_y - I_{yx}\omega_x^2 + I_{yy}\omega_y\omega_x - I_{yz}\omega_z\omega_x \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_x &= T_{c_x} + T_{d_x} - mgr_z \sin \phi \cos \theta \\ T_y &= T_{c_y} + T_{d_y} - mgr_z \sin \theta \end{aligned} \quad (2)$$

$$T_z = T_{c_z} + T_{d_z}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

معادلات خطی شده سیستم به شکل زیر حاصل می‌شود [۹]:

$$\begin{aligned} T_{c_x} + T_{d_x} - mgr_z \phi &= I_{xx}\ddot{\phi} - I_{xy}\ddot{\theta} - I_{xz}\ddot{\psi} \\ T_{c_y} + T_{d_y} - mgr_z \theta &= -I_{yx}\ddot{\phi} + I_{yy}\ddot{\theta} - I_{yz}\ddot{\psi} \\ T_{c_z} + T_{d_z} &= -I_{zx}\ddot{\phi} - I_{zy}\ddot{\theta} + I_{zz}\ddot{\psi} \end{aligned} \quad (4)$$

کنترل کننده چرخش

با توجه به اصل معادلات دینامیک وضعیت، مشتق اندازه حرکت (\mathbf{h}) برابر با مجموع گشتاورهای اعمالی به سیستم است. اگر سیستم تنها تحت تاثیر گشتاور دهنده مغناطیسی قرار گیرد می‌توان نوشت:

$$\dot{\mathbf{h}} = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad (5)$$

سه گشتاوردهنده مغناطیسی عمود برهم بر روی محورهای اصلی بدنی ماهواره قرار دارند. عملگر مغناطیسی با دوقطبی $\mathbf{M}_3 = m_3 \mathbf{a}_3$ در جهت محور تقارن ماهواره با بردار واحد \mathbf{a}_3 محور چرخش را کنترل می‌کند. گشتاوردهنده‌های با دوقطبی $\mathbf{M}_2 = m_2 \mathbf{a}_2$ و $\mathbf{M}_1 = m_1 \mathbf{a}_1$ برای کنترل نرخ چرخش حول محور تقارن به کار می‌روند [۱۰].

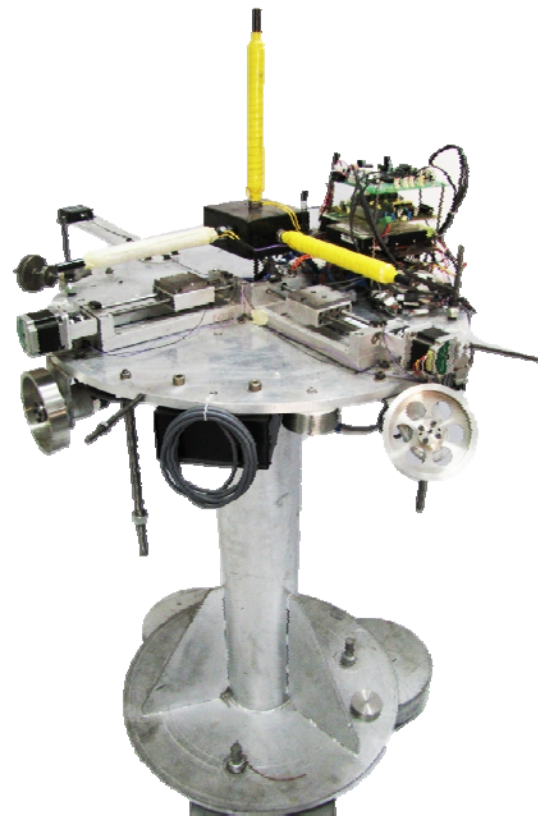
کنترل محور چرخش

با تعریف $\Delta \mathbf{h}$ به صورت اختلاف بین اندازه حرکت مورد نیاز (\mathbf{h}_f) و اندازه حرکت لحظه‌ای ماهواره (\mathbf{h})، \mathbf{M}_3 طوری تعیین می‌شود که توان دوم $\Delta \mathbf{h}$ حداقل شود [۱۰].

با کنترل نرخ و جهت چرخش است. بدین منظور در مراجع مختلف به طراحی کنترل کننده و شبیه‌سازی پرداخته شده است و در برخی موارد تست سخت‌افزار در حلقه انجام شده است. در این مقاله برای ارزیابی قوانین کنترلی «نرخ و محور چرخش» و «کاهش نرخ نوسانات» از شبیه‌ساز سه درجه آزادی تعیین و کنترل وضعیت ماهواره استفاده می‌شود. به علت برخی محدودیت‌های ذاتی این شبیه‌ساز ماهواره، تست‌ها تنها در جهت یابو ممکن است، لذا مدل‌سازی معادلات دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز ماهواره با هدف ارزیابی این مدل‌سازی از طریق مقایسه نتایج تست آزمایشگاهی با شبیه‌سازی انجام شده است. سپس با استفاده از این معادلات ارزیابی شده که مبنای یکسانی با معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره دارند و با منظور کردن تفاوت‌ها، شبیه‌سازی سه محوره این قوانین کنترلی بر روی ماهواره انجام می‌شود.

معرفی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

مشخصات جرمی، هندسی و عملگرهای کنترل وضعیت شبیه‌ساز سه درجه آزادی تعیین و کنترل وضعیت دانشگاه صنعتی مالک اشتر در مراجع [۸، ۹] به طور کامل معرفی شده است. نمایی از این شبیه‌ساز در شکل (۱) نمایش داده شده است.



شکل ۱- پلتفرم شبیه‌ساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت [۸، ۹]

فیزیکی پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره [۹] و اثر نویز حسگر، برای هر تست آزمایشگاهی، شبیه‌سازی نرم‌افزاری در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب انجام شده است و نتایج حاصله باهم مقایسه شده است. با توجه به محدود بودن گشتاور تولیدی عملگرهای مغناطیسی و همچنین بزرگ بودن ممان‌های اینرسی حول محوره‌های رول و پیچ، انجام مانور حول محوره‌های یاد شده امکان‌پذیر نیست و تست‌های انجام شده تنها حول محور یاو هستند.

برای تعیین پارامترهای سیستم شبیه‌ساز سه درجه آزادی چند آزمایش عملکردی انجام شده و با استفاده از روش‌های تخمین، ماتریس ممان اینرسی پلتفرم و فاصله مرکز جرم از مرکز چرخشی پلتفرم به صورت زیر حاصل شده است:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 1.76 & -0.01 & -0.05 \\ -0.01 & 1.79 & -0.01 \\ -0.05 & -0.01 & 2.92 \end{bmatrix} \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (13)$$

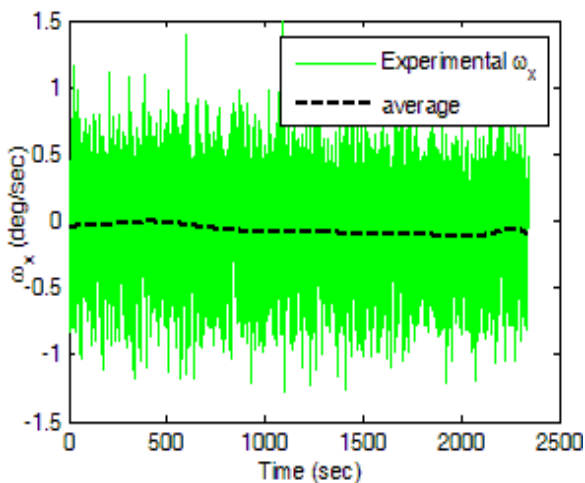
$$\begin{bmatrix} \text{mgr}_x \\ \text{mgr}_y \\ \text{mgr}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.004 \\ -0.001 \\ 0.5 \end{bmatrix} \text{ N} \cdot \text{m} \quad (14)$$

نتایج تست آزمایشگاهی قانون کنترلی چرخش

شرایط اولیه در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی به صورت رابطه (۱۵) است:

$$\begin{bmatrix} \omega_{x0} \\ \omega_{y0} \\ \omega_{z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.734 \\ 0.784 \\ -0.317 \end{bmatrix} \frac{\text{deg}}{\text{sec}} \quad (15)$$

سرعت‌زاویه‌ای فرمان داده شده حول محور یاو بوده و به میزان ۱۰ درجه بر ثانیه است. نتایج در شکل‌های (۲) تا (۶) ارائه شده است.



شکل ۲- تغییرات ω_x در تست آزمایشگاهی قانون کنترلی چرخش

$$\Delta \mathbf{h} = \mathbf{h}_f - \mathbf{h} \quad (6)$$

با مشتق‌گیری نسبت به زمان از توان دوم $\Delta \mathbf{h}$ و استفاده از رابطه (۵) [۱۰]:

$$\frac{d(\Delta \mathbf{h})^2}{dt} = 2\Delta \mathbf{h} \frac{d(\Delta \mathbf{h})}{dt} = -2\Delta \mathbf{h} (m_3 \mathbf{a}_3 \times \mathbf{B}) \quad (7)$$

برای منفی ماندن (حداقل شدن) عبارت فوق، m_3 به صورت زیر تعریف می‌شود [۱۰]:

$$m_3 = m_{\max} \text{sign}(\Delta \mathbf{h}, \mathbf{a}_3, \mathbf{B}) \quad (8)$$

m_{\max} حداکثر دوقطبی قابل تولید توسط گشتاوردهنده‌های مغناطیسی است ($m_{\max} > 0$). ضرب مختلط سه بردار $(\Delta \mathbf{h}, \mathbf{a}_3, \mathbf{B})$ به صورت ضرب اسکالر بردار $\Delta \mathbf{h}$ در ضرب برداری دو بردار \mathbf{a}_3 و \mathbf{B} تعریف می‌شود [۱۰].

کنترل نرخ چرخش

با استفاده از تعاریف بخش قبل و به کارگیری همان روند، دوقطبی‌های مغناطیسی (حول محوره‌های x و y) برای تغییر نرخ چرخش به صورت زیر حاصل می‌شوند [۱۰]:

$$m_1 = m_{\max} \text{sign}(\Delta \mathbf{h}, \mathbf{a}_1, \mathbf{B}) \quad (9)$$

$$m_2 = m_{\max} \text{sign}(\Delta \mathbf{h}, \mathbf{a}_2, \mathbf{B}) \quad (10)$$

کنترل‌کننده کاهش نرخ نوسانات

بعد از پرتاب ماهواره و استقرار آن در مدار، باید چرخش‌های نامنظم و غیرمطلوب به وجود آمده بر اثر نیروهای وارده بر پیکره توسط پرتاب‌گر، کاهش یابند. قانون کنترلی به کار گرفته شده برای این مود به قانون B-dot مشهور بوده و به صورت رابطه (۱۱) است [۱۱]:

$$\mathbf{M} = -K\dot{\mathbf{B}} - \mathbf{m}_{\text{cons}} \quad (11)$$

K و \mathbf{m}_{cons} به ترتیب بهره و دوقطبی پسماند سیستم بوده که مثبت و ثابت است و به صورت تجربی به دست می‌آیند. $\dot{\mathbf{B}}$ تغییرات زمانی میدان مغناطیسی زمین است که می‌توان مقدار آن را از رابطه (۱۲) به دست آورد [۱۲]:

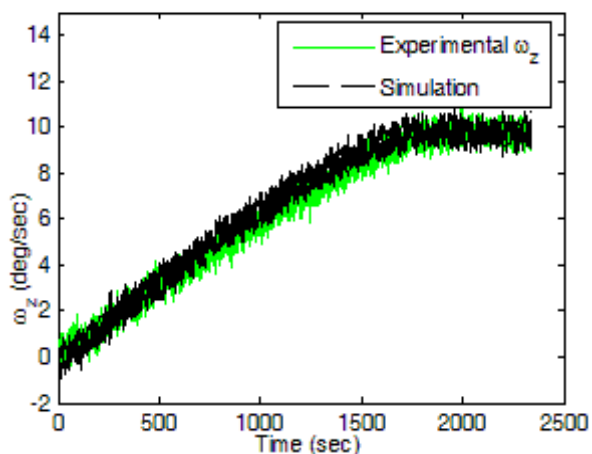
$$\dot{\mathbf{B}} \approx \mathbf{B} \times \boldsymbol{\omega} \quad (12)$$

$\boldsymbol{\omega}$ سرعت زاویه‌ای لحظه‌ای ماهواره در دستگاه بدنی است. پایداری این کنترل‌کننده در مراجع [۱۲، ۱۳، ۱۴] بررسی شده است.

نتایج آزمایش‌ها

در این بخش، نتایج آزمایش‌های عملی روی شبیه‌ساز سه درجه آزادی با پیاده‌سازی کنترل‌کننده‌های Spin و B-dot ارائه شده است. با استفاده از معادلات حرکت و در نظر گرفتن محدودیت‌های

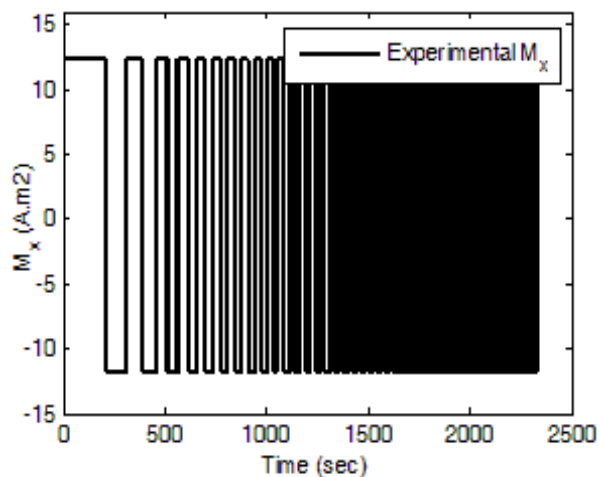
توجه به نویزی بودن اطلاعات حسگر در تست آزمایشگاهی و اعمال این نویز در شبیه‌سازی‌های انجام شده، میانگین سرعت زاویه‌ای حول دو محور x و y نیز در شکل‌های (۲) تا (۵) نمایش داده شده است. در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی، سرعت زاویه‌ای حول این دو محور تقریباً صفر است.



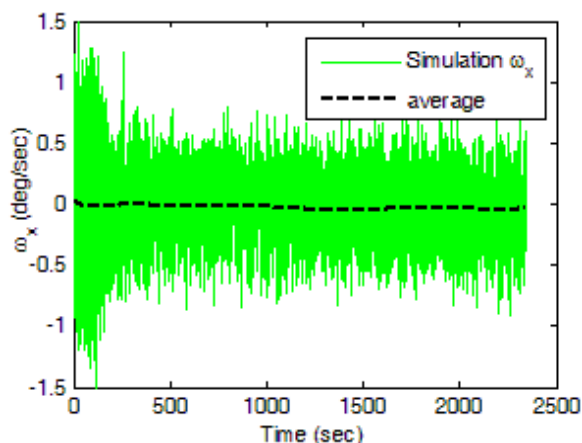
شکل ۶- مقایسه تغییرات ω_z در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش

شکل (۶) کنترل نرخ چرخش حول محور y یا z را نمایش می‌دهد. با در نظر گرفتن اغتشاش یا تاقتان هوایی و اغتشاش آیرودینامیکی محیط اطراف و اعمال این اغتشاشات در شبیه‌سازی، دو نمودار با دقت مناسبی بر هم منطبق شده‌اند.

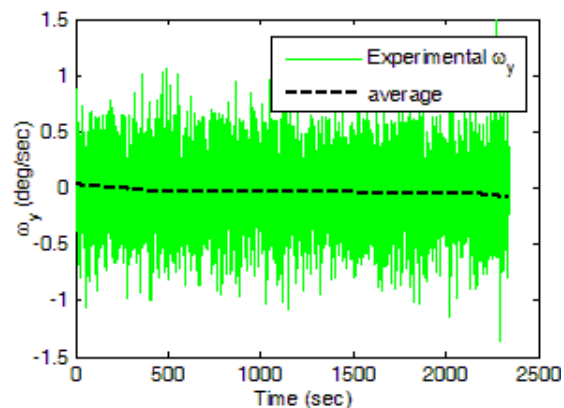
با توجه به اینکه برای کنترل نرخ چرخش حول محور z از عملگرهای مغناطیسی در راستاهای x و y استفاده می‌شود نمودارهای دوقطبی‌های مغناطیسی در این دو راستا در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی مقایسه می‌شود.



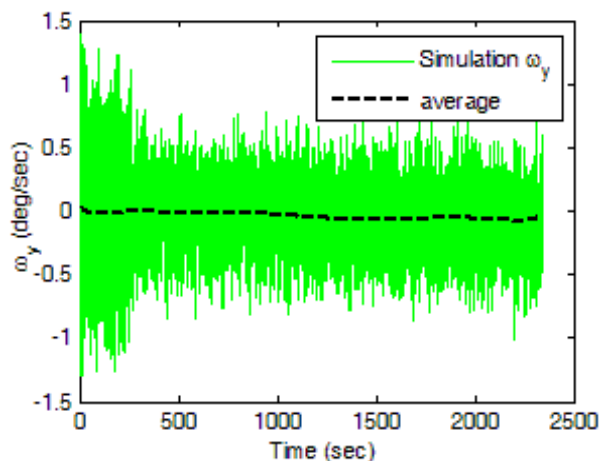
شکل ۷- تغییرات M_x در تست آزمایشگاهی قانون کنترل چرخش



شکل ۳- تغییرات ω_x در شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش



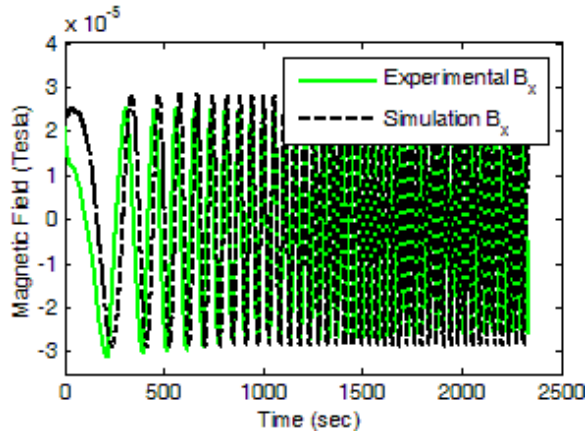
شکل ۴- تغییرات ω_y در تست آزمایشگاهی قانون کنترل چرخش



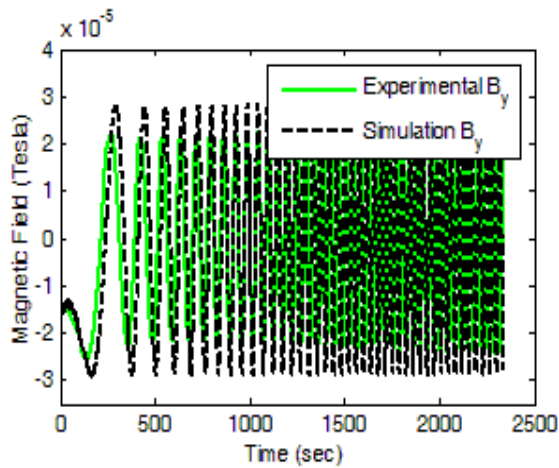
شکل ۵- تغییرات ω_y در شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش

در شکل‌های (۲) تا (۶) مقایسه‌ای بین سرعت‌های زاویه‌ای در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی انجام شده است. مطلوب نهای رسیدن به سرعت زاویه‌ای ۱۰ درجه بر ثانیه حول محور y و ثابت ماندن سرعت زاویه‌ای حول دو محور دیگر در مقدار صفر است. با

شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی بسیار شبیه به هم بوده است. علت فشرده شدن دو قطبی مغناطیسی محورهای X و Y در اواخر مانور، افزایش سرعت زاویه‌ای حول محور Z است.



شکل ۱۱- تغییرات B_x در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش

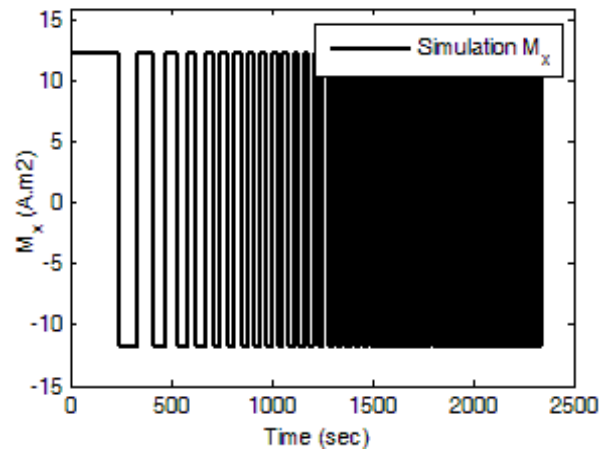


شکل ۱۲- تغییرات B_y در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش

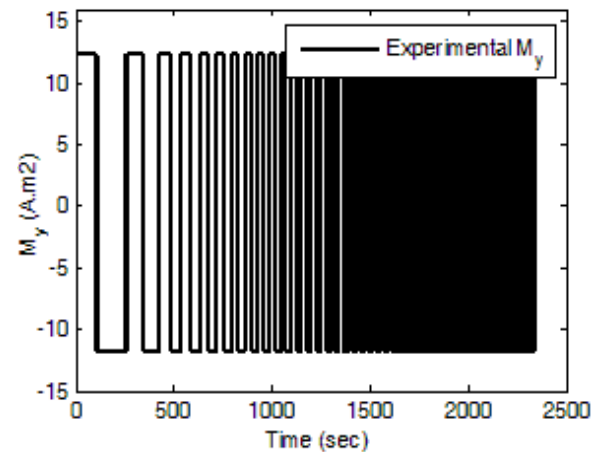
در شکل‌های (۱۱) و (۱۲) تغییرات میدان مغناطیسی زمین در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی نمایش داده شده است. با توجه به کنترل نرخ چرخش محور Z، تغییرات میدان مغناطیسی در دو راستای X و Y دارای اهمیت بوده و با دقت خوبی برهم مطابقت دارند. در شبیه‌سازی از مدل میدان مغناطیسی سیمولینک متلب استفاده شده است.

نتایج تست آزمایشگاهی قانون کنترلی کاهش نرخ نوسانات

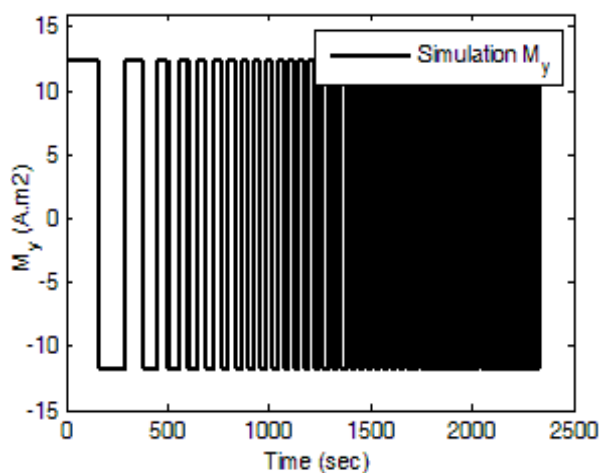
شرایط اولیه و بهره‌های کنترلی در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی به‌صورت زیر هستند:



شکل ۸- تغییرات M_x در شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش



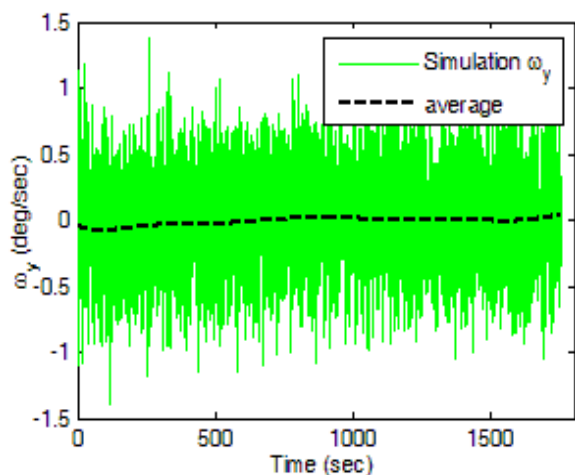
شکل ۹- تغییرات M_y در تست آزمایشگاهی قانون کنترل چرخش



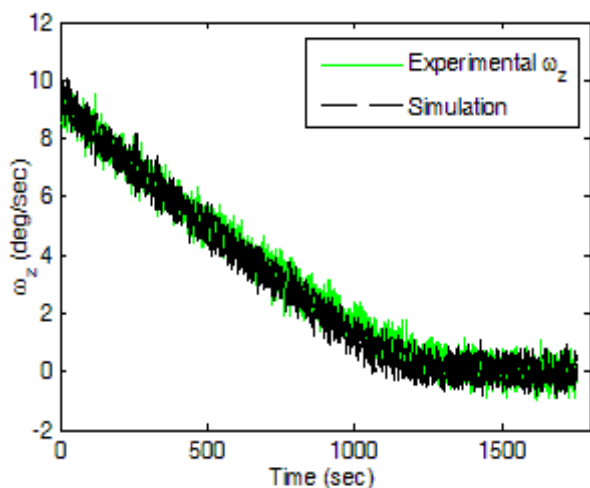
شکل ۱۰- تغییرات M_x در شبیه‌سازی قانون کنترل چرخش

با توجه به بنگ بنگ بودن قانون کنترلی در شکل‌های (۷) تا (۱۰) مشاهده می‌شود که تغییرات دو قطبی‌های مغناطیسی در

تغییرات سرعت زاویه‌ای در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی در شکل‌های (۱۳) تا (۱۷) نمایش داده شده است. با توجه به حسگر موجود بر روی شبیه‌ساز، نویزی بودن نتایج در این شکل‌ها مشهود است. میانگین سرعت زاویه‌ای حول دو محور x و y در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی، تقریباً صفر است.



شکل ۱۶- تغییرات ω_y در شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot



شکل ۱۷- مقایسه تغییرات ω_z در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot

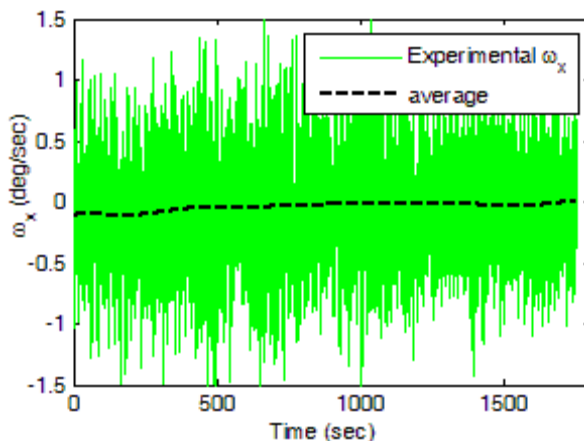
در شکل (۱۷) تغییرات سرعت زاویه‌ای محور z در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی نمایش داده شده است که با دقت خوبی برهم منطبق شده‌اند.

نمودارهای دوقطبی‌های مغناطیسی در راستای محورهای x و y در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی در شکل‌های (۱۸) تا (۲۱) مقایسه می‌شوند.

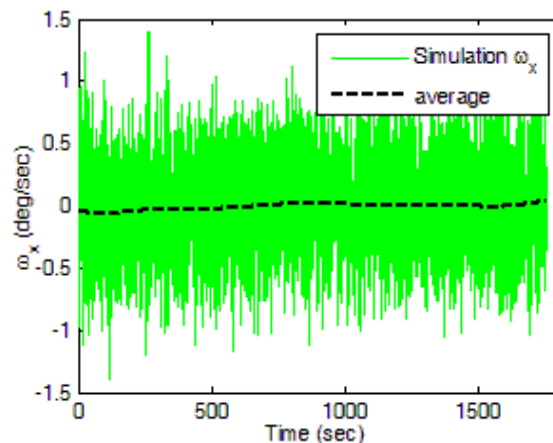
$$\begin{bmatrix} \omega_{x0} \\ \omega_{y0} \\ \omega_{z0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.067 \\ 0.25 \\ 9.339 \end{bmatrix} \frac{\text{deg}}{\text{sec}} \quad (16)$$

$$K = -1 \times 10^{-9}, \quad \mathbf{m}_{\text{cons.}} = [0,0,0]^T \quad (17)$$

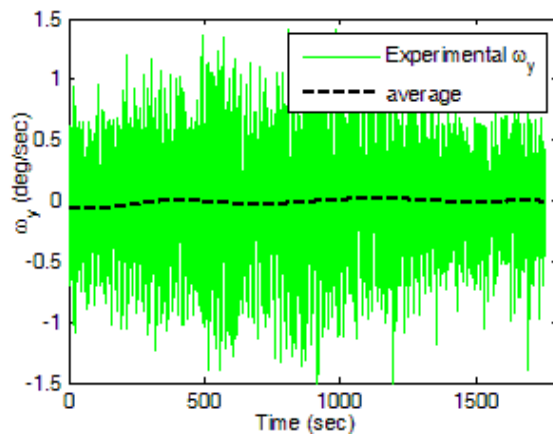
برای این قانون کنترلی نرخ مطلوب زوایا مقدار صفر حول سه محور است. نتایج در شکل‌های (۱۳) تا (۱۵) ارائه شده است.



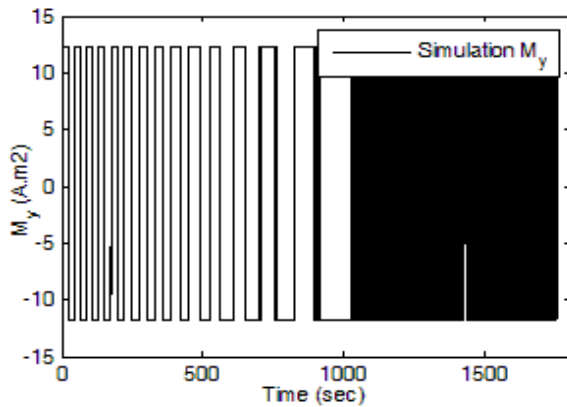
شکل ۱۳- تغییرات ω_x در تست آزمایشگاهی قانون کنترل B-dot



شکل ۱۴- تغییرات ω_x در شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot

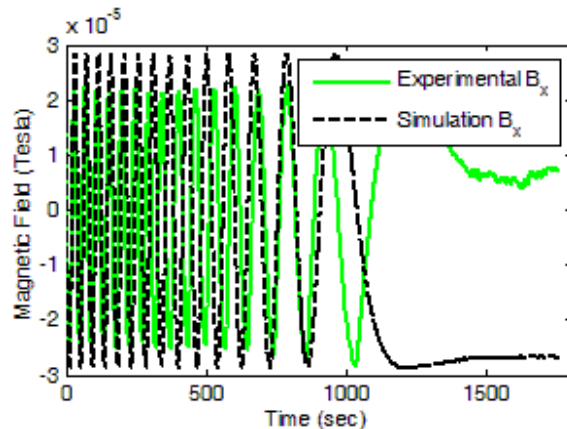


شکل ۱۵- تغییرات ω_y در تست آزمایشگاهی قانون کنترل B-dot

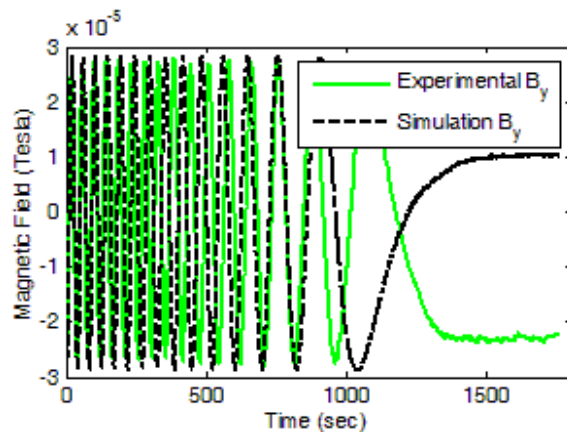


شکل ۲۱- تغییرات M_y در شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot

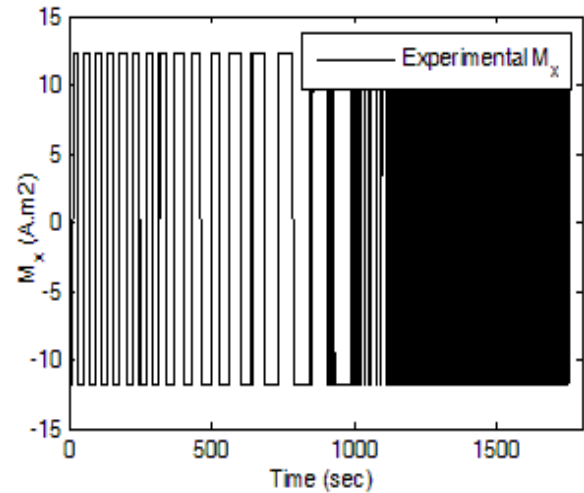
شکل‌های (۱۸) تا (۲۱) تغییرات دو قطبی‌های مغناطیسی را در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی در محورهای x و y نشان می‌دهند. مقایسه نتایج تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی در هر محور بسیار شبیه به هم هستند. به علت ماهیت بنگ بنگ کنترل‌کننده، نویزی بودن اطلاعات حسگر باعث نوسانات سریع دو قطبی‌های مغناطیسی در اواخر مانور شده است.



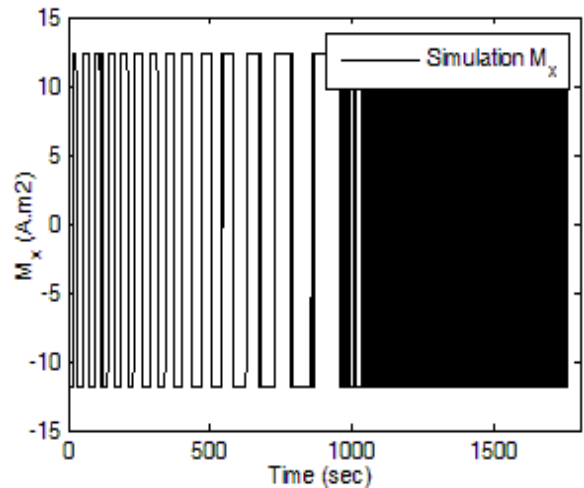
شکل ۲۲- تغییرات B_x در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot



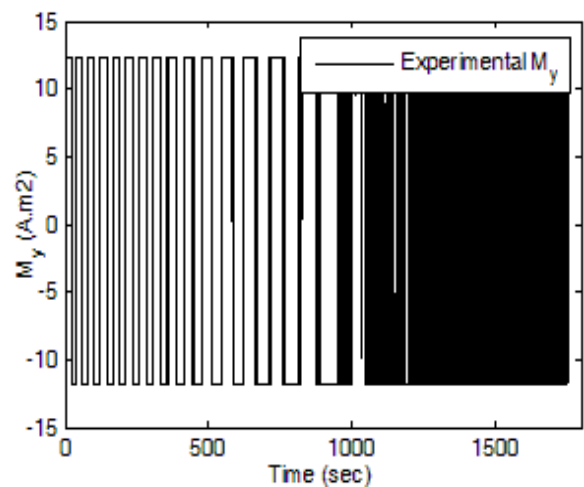
شکل ۲۳- تغییرات B_y در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot



شکل ۱۸- تغییرات M_x در تست آزمایشگاهی قانون کنترل B-dot

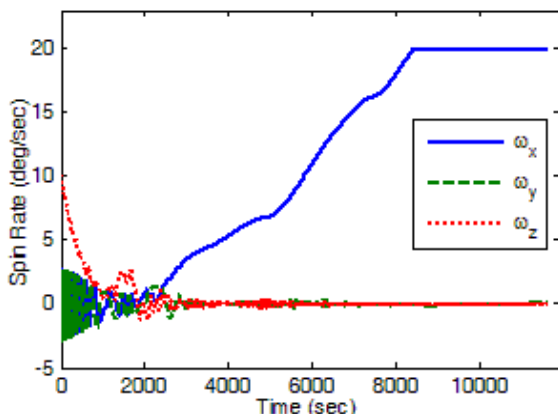


شکل ۱۹- تغییرات M_x در شبیه‌سازی قانون کنترل B-dot



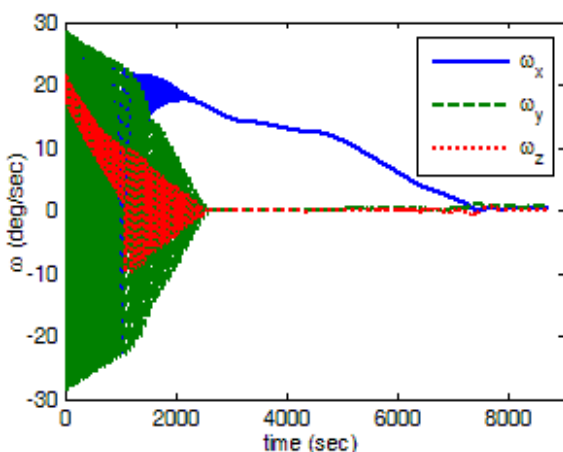
شکل ۲۰- تغییرات M_y در تست آزمایشگاهی قانون کنترل B-dot

شبه‌سازی سه‌محوره قانون کنترل چرخش در دو دور مداری انجام شده است. در این شبه‌سازی همزمان هم نرخ چرخش کنترل شده و هم تغییر محور چرخش انجام شده است. همان‌طور که در شکل (۲۴) مشاهده می‌شود تغییر محور چرخش از محور Z به محور X انجام شده است. همچنین نرخ چرخش محورهای Y و Z به مقدار مطلوب رسیده و کنترل نرخ چرخش محور X در ۲۰ درجه بر ثانیه به خوبی انجام شده است.



شکل ۲۴- کنترل چرخش سه محوره یک ماهواره

شبه‌سازی سه‌محوره قانون کنترل نرخ نوسانات در یک و نیم دور مداری انجام شده است. نتایج در شکل (۲۵) نمایش داده شده است. مشاهده می‌شود که نرخ نوسانات در سه‌محور به حدود صفر رسیده و عملکرد کنترل کننده مناسب است.



شکل ۲۵- کاهش نرخ نوسانات سه محوره یک ماهواره

نتیجه‌گیری

در این مقاله، مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی شبه‌ساز ماهواره انجام شده و به طراحی قوانین کنترل «نرخ و محور چرخش» و

شکل‌های (۲۲) و (۲۳) تغییرات میدان مغناطیسی زمین را در دو محور X و Y نشان می‌دهند. مشاهده می‌شود که مؤلفه‌های میدان مغناطیسی در این دو راستا در شبه‌سازی و تست آزمایشگاهی مطابقت خوبی دارند. اختلافات مشاهده شده در پایان مانور، به علت متفاوت بودن زمان رسیدن به شرایط مطلوب در شبه‌سازی و تست آزمایشگاهی است. در این بخش علاوه بر پیاده‌سازی آزمایشگاهی قوانین کنترل مغناطیسی چرخش و کاهش نرخ نوسانات بر روی شبه‌ساز ماهواره و ارزیابی این دو کنترل‌کننده، ارزیابی مدل‌سازی معادلات دینامیک و سینماتیک نیز انجام شده است و با استفاده از این معادلات می‌توان این قوانین را برای یک ماهواره با قابلیت مانور در سه‌محور شبه‌سازی کرد. در بخش بعدی مانور سه‌محوره برای یک ماهواره با استفاده از این دو کنترل‌کننده بررسی شده است.

شبه‌سازی سه‌محوره قوانین کنترل چرخش و کاهش نرخ نوسانات روی ماهواره

در این بخش قوانین کنترل چرخش و کاهش نرخ نوسانات برای یک ماهواره با عملگرهای مغناطیسی مورد بررسی قرار می‌گیرد. مدار ماهواره شبه‌سازی شده و اغتشاشات اعمال شده به ماهواره متغیر بوده و به صورت لحظه‌ای برای هر نقطه مداری و شرایط ماهواره محاسبه می‌شوند [۱۵]. در جدول (۱) پارامترهای مورد نیاز برای شبه‌سازی ارائه شده است.

جدول ۱- پارامترهای استفاده شده در شبه‌سازی

$\begin{bmatrix} 0.037 & 0 & 0 \\ 0 & 0.036 & 0 \\ 0 & 0 & 0.006 \end{bmatrix} kg.m^2$	ممان اینرسی
$[10 \ 10 \ 34]cm$	ابعاد ماهواره
$[0 \ 0 \ 0.001] A.m^2$	دوقطبی پسماند
$orbit \ height = 617 \ km$	مشخصات مداری
$inclination = 97.8^\circ$	
$0.06 \ A.m^2$	حداکثر ممان دوقطبی عملگرها
$1.68 \times 10^{-14} \frac{kg}{m^3}$	چگالی اتمسفر [۱۵]
$K = -1 \times 10^{-9}$	بهره کنترلی
$(\omega_0)_{spin} = [2 \ 2 \ 10] deg/s$ $(\omega_0)_{B-dot} = [20 \ 20 \ 20] deg/s$	شرایط اولیه
$(\omega_d)_{spin} = [20 \ 0 \ 0] deg/s$ $(\omega_d)_{B-dot} = [0 \ 0 \ 0] deg/s$	شرایط مطلوب

- [4] Rodden J. J. "Closed-loop Magnetic Control of a Spin-Stabilized Satellite" *Automatica*, Vol. 20, No. 6, 1984, pp. 729-735.
- [5] Santoni, F. and Tortora P. "Magnetic Attitude Determination and Control of Small Spinning Spacecraft," *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2000.
- [6] Renk, F., "Attitude Control for a Micro-Satellite using only Magnetic Coils and Target Pointing for Multiple Satellites" *The university of Sydney*, 2005.
- [7] Slavinskis, A., Kvell, U., Kulu, E., Sünter, I., Kuuste, H., Lätt, S., Voormansik, K., and Noorma, M., "High Spin Rate Magnetic Controller for Nano Satellites" *Acta Astronautica*, Vol. 95, 2014, pp. 218 – 226
- [8] Tavakoli, A.H., Kalhor, A. and Dehghan, S. M. M., "Implementation of Three Axis Attitude Controllers for Evaluation of a Micro-gravity Satellite Simulator," *JSST*, Vol. 5, No. 2, 2012, pp. 59-68 (In Persian).
- [9] Arefkhani, H., Dehghan, S.M.M. and Tavakoli, A.H., "Evaluation of Magnetic Attitude Control with Air-Bearing Simulator," *JSST*, Vol. 9, No. 2, 2016, pp. 47- 60 (In Persian).
- [10] Ovchinnikov, M. Yu., Penkov, V.I., Ilyin, A.A. and Selivanov, S.A., "Magnetic Attitude Control Systems of The Nanosatellite Tns-Series," *Acta Astronautica*, 2016.
- [11] Wisniewski R. "Satellite Attitude Control Using Only Electromagnetic Actuation", (PhD Thesis), Department of Control Engineering Aalborg University Fredrik Bajersvej 7, DK-9220 Aalborg Ø, Denmark, 1996.
- [12] Silani, E. and Lovera, M., "Magnetic Spacecraft Attitude Control: a Survey and some New Results," *Control Engineering Practice (Elsevier)*, Vol. 13, Issue 3, 2005, pp. 357–371.
- [13] Wang, P. and Shiessel Y.B., "Satellite Attitude Control using Only Magnetorquers," *In American Control*, Philadelphia Pennsylvania, 1998.
- [14] Wisniewski, R. and Blanke, M., "Fully Magnetic Attitude Control for Spacecraft Subject to Gravity Gradient," *Automatica*, Vol. 35, 1999, pp. 1201-1214.
- [15] Larson, W.J. and Wertz, J.R. *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm, Inc. 1999.

«کاهش نرخ نوسانات» پرداخته شده است. پیاده‌سازی آزمایشگاهی این قوانین کنترلی بر روی شبیه‌ساز ماهواره انجام گرفته و با نتایج شبیه‌سازی مقایسه شده و علاوه بر تست قوانین کنترلی، مدل‌سازی انجام شده اعتبارسنجی شده است. نتایج شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی با دقت خوبی بر یکدیگر منطبق شده‌اند. معادلات شبیه‌ساز سه‌درجه‌آزادی همان معادلات ماهواره است با این تفاوت که اغتشاش ناشی از فاصله مرکز جرم و مرکز دوران به عنوان یک گشتاور اغتشاشی به معادلات افزوده شده است. بنابراین قوانین کنترلی سه‌محوره مغناطیسی که در ارزیابی آزمایشگاهی عملکرد مناسبی از خود نشان داده‌اند، با اطمینان بالایی قابل استفاده در ماهواره نیز خواهد بود. در بخش پایانی این مقاله شبیه‌سازی سه‌محور قوانین کنترل «نرخ و محور چرخش» و «کاهش نرخ نوسانات» برای یک ماهواره، با در نظر گرفتن مدار ماهواره و اغتشاشات لحظه‌ای برای هر نقطه مداری و شرایط ماهواره، انجام شده است و عملکرد سه‌محوره این قوانین کنترلی مطلوب است.

مراجع

- [1] Ergin, E.I. and Wheeler, P.C., "Magnetic control of a spinning satellite" *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2, 6, 1965, pp. 846-850.
- [2] Wheeler, P.C., "Spinning Spacecraft Attitude Control Via the Environmental Magnetic Field," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 2, 1967, pp. 1631-1637.
- [3] Sorenson, J.S., "A Magnetic Attitude Control system for an axisymmetric spinning spacecraft," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 8, 5 (May 1971), 441-448.