

Evaluation of Magnetic Attitude control with Air-Bearing simulator

H. Arefkhani^{1*}, S.M.M. Dehghan² and A.H. Tavakoli³

1, 2 and 3. Department of Aerospace University Complex, Maleke Ashtar University of Technology

*Postal Code: 177415875, Tehran, IRAN

arefkhani@mut.ac.ir

In this paper, the three-axis magnetic attitude control using PD and LQR control laws have been studied in a lab environment. Evaluation of the magnetic attitude control with this control laws is done by a "three degrees of freedom air-bearing simulator". Developed dynamic and kinematic equations to be used in actual simulator are evaluated by open loop test. Then control laws evaluated by comparing close loop simulation and laboratory test. Due to the inherent simulator limitations, magnetic attitude control only possible in the yaw axis. Laboratory test results indicate the improved and accurate performance of LQR control law for most satellite missions. Therefore by generalized LQR controller, three-axis simulation was performed for a satellite.

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

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

ارزیابی کنترل وضعیت مغناطیسی با شبیه‌ساز آزمایشگاهی مبتنی بر یاتاقان هوایی

حامد عارف‌خانی^{۱*}، سیدمحمد مهدی دهقان^۲ و امیرحسین توکلی^۳

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

* تهران، لویزان، کدپستی: ۱۷۷۴۱۵۸۷۵

arefkhani@mut.ac.ir

در این مقاله، ارزیابی کنترل وضعیت مغناطیسی با استفاده از قوانین کنترلی PD و LQR بررسی شده است. برای ارزیابی این قوانین کنترلی از «شبیه‌ساز سه‌درجه آزادی کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی» استفاده شده است. معادلات دینامیکی و سینماتیکی توسعه یافته برای شبیه‌ساز با تست آزمایشگاهی حلقه باز صحنه‌گذاری می‌شود. پس از اثبات صحت مدل‌سازی، قوانین کنترلی با مقایسه نتایج شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی حلقه بسته ارزیابی می‌شود. به دلیل محدودیت‌های ذاتی شبیه‌ساز، پیاده‌سازی کنترل‌کننده وضعیت مغناطیسی تنها در راستای یک محور امکان‌پذیر است. نتایج تست‌های آزمایشگاهی نشان‌دهنده عملکرد بهتر قانون کنترلی LQR و دقت مناسب آن برای بسیاری از مأموریت‌هاست. بنابراین، با تعمیم کنترل‌کننده LQR شبیه‌سازی سه‌محوره برای یک ماهواره انجام شده است.

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

مقدمه

هدف از تعیین و کنترل وضعیت ماهواره، به دست آوردن شرایط مطلوب برای رسیدن به نیازمندی‌های مأموریت است. در این خصوص ممکن است از عملگرهای مختلفی مانند چرخ‌های اندازه حرکت، چرخ‌های عکس‌العملی، رانشگرها یا عملگرهای مغناطیسی استفاده شود. امروزه استفاده از عملگرهای مغناطیسی در ماهواره‌ها برای تولید گشتاورهای کنترلی گسترش فراوانی یافته است. این گشتاورها از برهم‌کنش میدان مغناطیسی زمین و میدان مغناطیسی تولیدی توسط عملگرهای مغناطیسی تولید شده و برای تحریک ماهواره و انجام مانور به کار گرفته می‌شود. برای ماهواره‌های کوچک استفاده از این سیستم کنترلی با توجه به محدودیت در اندازه، جرم و مقدار انرژی، پیشنهاد می‌شود [۱]. این عملگرها بسیار ساده‌اند، قابلیت اطمینان بالایی دارند و به راحتی کنترل می‌شوند. کم

علائم و اختصارات

h	اندازه حرکت زاویه‌ای
I	ماتریس ممان اینرسی
k_p, k_d	بهره‌های کنترلی
mg	وزن پلتفرم
M	دوقطبی مغناطیسی
r_z	فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
B	میدان مغناطیسی زمین
T	گشتاور کنترلی
ϕ, θ, ψ	زوایای وضعیت
ω	سرعت زاویه‌ای

۱. دانشجوی دکتری (نویسنده مخاطب)

۲. دکتری

۳. کارشناس ارشد

کنترل‌کننده کران نامحدود براساس حل عددی برون‌خط^۹ معادله ریکاتی است، اما به حافظه زیادی برای حفظ اطلاعات مربوط به بهره در یک مدار مورد نیاز خواهد بود. در نهایت، کنترل‌کننده مغناطیسی کران نامحدود برای مأموریت‌هایی با نیازهای نشانه‌روی دو درجه اعمال‌شدنی است [۷].

در سال ۲۰۰۰ سیاکی^{۱۰} رویکرد جدیدی را در سیستم کنترل وضعیت سه‌محوره با عملگرهای مغناطیسی معرفی کرد. هدف از طراحی این سیستم رسیدن به دقت نشانه‌روی ندر حدود ۱-۰/۱ درجه بدون نیاز به رانشگر و چرخ بوده است. با توجه به متناوب بودن چنین سیستمی، یک کنترل‌کننده متناوب با استفاده از روش LQR^{۱۱} مجانبی طراحی شد. این روش نسبت به قوانین کنترلی قبلی چهار مزیت دارد: (۱) تولید قانون کنترل متغیر با زمان LQR به صورت بازخورد (فیدبک) حالت کامل که مبتنی بر حل تقریبی ثابت معادله ریکاتی متغیر با زمان است. (۲) کنترل‌کننده شامل انتگرال‌گیر است و بنابراین، تأثیر حالت دائمی اغتشاشات خنثی می‌شود. (۳) ارائه روشی برای تضمین پایداری هنگام اشباع عملگرها (۴) ارزیابی مقاوم بودن کنترل‌کننده نسبت به عدم قطعیت پارامترها [۸]. وی در این مقاله تنها شبیه‌سازی را بررسی کرده و پیاده‌سازی آزمایشگاهی برای رسیدن به این دقت‌ها عملی نشده است.

در بررسی حدود بیست شبیه‌ساز سه درجه آزادی کنترل وضعیت ماهواره، تنها چهار شبیه‌ساز عملگر مغناطیسی داشت [۹-۱۲] که از این میان فقط در مرجع [۱۱] با عملگرهای مغناطیسی تست آزمایشگاهی انجام شده است. این مرجع با یک کنترل‌کننده تناسبی دو تست کنترل وضعیت اجرا کرده است که به دقت کنترل وضعیت اشاره‌ای نداشته است. همچنین، مقایسه‌ای بین نتایج تست آزمایشگاهی و نتایج حاصل از مدل‌سازی نرم‌افزاری جهت ارزیابی دقیق کنترلی انجام نشده است.

آنچه در مقدمه بررسی شد بیانگر تلاش‌های گسترده برای کنترل وضعیت سه‌محوره کاملاً مغناطیسی است. دقت‌های مورد انتظار برای کنترل وضعیت مغناطیسی در محدوده ۱-۵ درجه است [۱۳]. الگوریتم‌های کنترلی استفاده‌شده برای این بررسی معمولاً PD و LQR بوده است [۸، ۱۴-۱۷]. برخلاف این تلاش‌ها، ارزیابی آزمایشگاهی دقیق این قوانین کنترلی و موارد مشابه میسر نشده است. در مرجع [۱۱]، تنها قانون کنترل تناسبی در یک محور اجرا شده و نتایج شبیه‌سازی سه‌محوره ارائه نشده است. در این مقاله ارزیابی و مقایسه دو قانون کنترل PD و LQR با استفاده از

بودن ظرفیت تولید گشتاور آنها، کندی مانور و لزوم استفاده در مدارهای پایین زمین، از جمله محدودیت‌های این عملگرهاست [۲، ۳]. در سال ۱۹۶۱، وایت^۳ و همکارانش اولین کسانی بودند که عملگرهای مغناطیسی را برای کنترل وضعیت ماهواره به کار بردند. آنها از تداخل میدان مغناطیسی زمین و میدان تولیدشده توسط سیم‌پیچ‌های حامل جریان در کنترل وضعیت ماهواره‌ها بهره‌برداری کردند و نشان دادند که بر پایه اصل تناوبی، تولید گشتاور حول هر سه محور ماهواره‌ها امکان‌پذیر است. آنها از این گشتاور برای تغییر سرعت زاویه‌ای و جهت‌گیری ماهواره‌ها استفاده کردند [۴].

در سال ۱۹۸۹ موزر^۴ و ایبرت^۵ از سیستم کنترل وضعیت کاملاً مغناطیسی برای پایدارسازی محوری استفاده کردند. آنها ادعا کردند که به علت افزایش توان محاسباتی رایانه پرواز ماهواره‌ها پیاده‌سازی این روش میسر است. آنها برای به دست آوردن مقدار گشتاور کنترل مغناطیسی از قوانین کنترل بازخورد (فیدبک) خطی استفاده کردند که از یک تنظیم‌کننده درجه دوم خطی بهره می‌برد که تابعی از زمان بود و جایگزین قوانین کنترلی تابع موقعیت مداری شد. آنها شبیه‌سازی‌هایی انجام دادند که نشان داد روش ارائه‌شده گزینه مناسبی برای سیستم کنترل وضعیت آنبرد^۶ است [۵].

در سال ۱۹۹۶ ویسنویسکی^۷ ایده‌های موزر و ایبرت را توسعه داد. او از ترکیب تئوری سیستم خطی و غیرخطی، برای گسترش قوانین کنترلی برای پایدارسازی سه‌محوره یک ماهواره بهره برد. از تئوری خطی برای به دست آوردن بهره‌های کنترلی ثابت و متغیر با زمان برای یک ماهواره بوم‌گردان جاذبه استفاده کرد. بررسی‌های او براساس این حقیقت بود که تغییرات میدان مغناطیسی در مدارهای با زاویه میل زیاد، تقریباً متناوب است. همچنین، وی یک کنترل‌کننده غیرخطی را برای یک ماهواره متقارن محوری، براساس تئوری کنترل مد لغزشی توسعه و نشان داد که کنترل سه‌محوره با استفاده از گشتاوردهنده‌های مغناطیسی به‌تنهایی انجام‌شدنی است و این ایده را در ماهواره دانمارکی اورستد^۸ به کار برد [۶].

در سال ۱۹۹۹ ویسنویسکی مقاله‌ای با عنوان کنترل وضعیت مغناطیسی بهینه ارائه کرد که در آن مسئله کنترل وضعیت با کنترل متناوب نامحدود حل شده است. بهره کنترل‌کننده به صورت متناوب وابسته به میدان مغناطیسی زمین تغییر می‌کند. در این مقاله یک بازخورد خطی متناوب مبتنی بر گشتاور مغناطیسی برای ماهواره‌های نزدیک سطح زمین طراحی شده است. عملیات محاسباتی

3. White
4. Musser
5. Ebert
6. On-Board
7. Wisniewski
8. Orsted

9. Offline

10. Psiaki

11. Linear Quadratic Regulator

محدودیت دارد و مقدار بیشینه آن در جهت مثبت و منفی به ترتیب $12.26 A.m^2$ و $-11.76 A.m^2$ است. همچنین، این عملگرها اثر پسماند مغناطیسی دارد و بین دو مقدار $1.86 A.m^2$ و $-1.26 A.m^2$ نمی‌توان دوقطبی مغناطیسی تولید کرد. اختلاف بین مرکز جرم و مرکز چرخشی پلتفرم در راستای سه محور سبب تولید گشتاورهای اغتشاشی ناشی از وزن پلتفرم می‌شود که در بخش بعدی به آن اشاره شده است. به دلیل ایده‌آل نبودن عملکرد یاتاقان هوایی نمی‌توان مرکز جرم و مرکز چرخشی را کاملاً برهم منطبق کرد. این اختلاف در راستای محور Z سبب شده است تا بر اثر کوچک‌ترین انحراف (حدود 0.1 درجه) حول محورهای X و Y گشتاوری حدود $9 \times 10^{-4} N.m$ برای بازگرداندن پلتفرم به مبدأ تولید شود، در حالی که حداکثر گشتاور تولیدی توسط عملگرهای مغناطیسی پلتفرم حدود $8 \times 10^{-4} N.m$ است و در نتیجه، مانور حول این دو محور ممکن نیست. همچنین، با استدلال یادشده، عدم تعادل افقی پلتفرم (اختلاف بین مرکز جرم و مرکز چرخشی پلتفرم در صفحه افق) سبب اشباع یکسره عملگرها در تست‌های عملکردی با شرایط مطلوب نهایی تعادل در صفحه افق می‌شود. به همین علت، پیاده‌سازی و تست قوانین کنترلی تنها در راستای محور Z ممکن است.

مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز

برای توصیف دینامیک سیستم با استفاده از معادله اولیور رابطه (۱) استخراج شده است [۱۹]:

$$[T]^B = [D^I h_B]^B = [D^B h_B^I + \omega_B^I \times h_B^I]^B \quad (1)$$

D^I تغییرات پارامتر مورد نظر نسبت به زمان در دستگاه اینرسی h_B^I و ω_B^I به ترتیب اندازه حرکت زاویه‌ای و سرعت زاویه‌ای ماهواره (در دستگاه بدنی) نسبت به دستگاه اینرسی و $[]^B$ مقدار پارامتر مورد نظر در دستگاه بدنی است. رابطه (۱) به شرح زیر ساده می‌شود:

$$T = \dot{h}_I = \dot{h}_B + \omega \times h_B \quad (2)$$

$$h_B = [I]\omega \quad (3)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

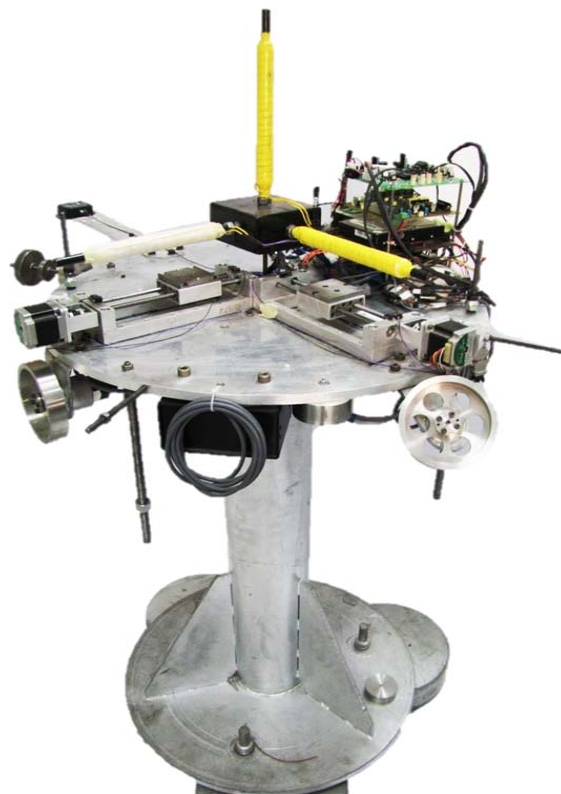
$$\omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$T = T_c + T_d + (mgr_s) \times K \quad (6)$$

شبیه‌ساز سه درجه آزادی تعیین و وضعیت ماهواره کنترل شده است. تست‌های کنترل وضعیت تنها در جهت یابو مشاهده می‌شود که ناشی از برخی محدودیت‌های ذاتی شبیه‌ساز ماهواره است. در ادامه، با استفاده از نتایج تست‌های آزمایشگاهی مدل‌سازی معادلات دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز اعتبارسنجی شده است. این معادلات ارزیابی شده مبنای یکسانی با معادلات دینامیکی و سینماتیکی ماهواره دارد. پس با در نظرگیری تفاوت‌ها، شبیه‌سازی سه‌محوره قانون کنترلی LQR برای یک ماهواره نیز ارائه شده است.

معرفی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

مشخصات جرمی و هندسی شبیه‌ساز سه درجه آزادی تعیین و کنترل وضعیت دانشگاه صنعتی مالک اشتر در مرجع [۱۸] به طور کامل معرفی شده است. این شبیه‌ساز در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱- پلتفرم شبیه‌ساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت

در این بخش به برخی از مشخصات این سیستم اشاره می‌شود. به علت محدودیت مکانیکی پلتفرم قابلیت مانور حول محورهای X و Y (صفحه افق) حدود 40 درجه است، ولی حول محور Z (عمود بر صفحه پلتفرم) محدودیتی نیست. عملگرهای مغناطیسی نصب‌شده روی پلتفرم در تولید دوقطبی مغناطیسی

از روابط یادشده $[\omega_B^I]^B$ حاصل می‌شود و از این مقادیر در معادلات سینماتیکی استفاده خواهد شد. تغییرات زوایای اویلر نسبت به دستگاه مرجع مداری سنجیده می‌شود تا ارسال فرمان‌های کنترلی ملموس‌تر باشد. در نتیجه، می‌توان $[\omega_B^I]^B$ حاصل از حل معادلات دینامیکی را به صورت زیر تعریف کرد:

$$[\omega_B^I]^B = [\omega_B^{OR}]^B + [\omega_{OR}^I]^B \quad (12)$$

$[\omega_B^{OR}]^B$ سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مداری و $[\omega_{OR}^I]^B$ سرعت زاویه‌ای دستگاه مداری نسبت به دستگاه اینرسی است. برای پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره، دستگاه مداری همان دستگاه پایه پلتفرم است و به دلیل کوتاه بودن زمان تست‌های کنترل وضعیت در آزمایشگاه از سرعت زاویه‌ای دستگاه پایه پلتفرم نسبت به اینرسی صرف‌نظر می‌شود. بنابراین، $[\omega_B^I]^B$ برابر $[\omega_B^{OR}]^B$ است و برای ترتیب (۱→۲→۳) زوایای اویلر عبارتست از [۲۱]:

$$[\omega_B^I]^B = [\omega_B^{OR}]^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (13)$$

با حل رابطه (۱۳) برای نرخ زوایای اویلر، معادلات سینماتیکی پلتفرم برای زوایای اویلر با ترتیب (۱→۲→۳) به صورت رابطه (۱۴) نوشته می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

خطی‌سازی معادلات دینامیکی و سینماتیکی

با فرض زوایای کوچک و خطی‌سازی حول مبدأ مختصات، رابطه (۱۳) به صورت زیر خطی‌سازی می‌شود:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (15)$$

با مشتق‌گیری از رابطه (۱۵) معادلات زیر حاصل خواهد شد:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (16)$$

با قرار دادن رابطه‌های (۱۵) و (۱۶) در رابطه (۱۱) و با فرض زوایای کوچک (خطی‌سازی) معادلات خطی مطابق رابطه (۱۷) حاصل می‌شود:

T_c گشتاور کنترلی، T_d گشتاور اغتشاشی، mgr_s گشتاور تولیدی ناشی از اختلاف بین مرکز جرم و مرکز هندسی پلتفرم، K بردار یکه در راستای اعمال نیروی وزن پلتفرم یعنی راستای قائم است که مؤلفه‌های آن در دستگاه بدنه با ترتیب (۱→۲→۳) برای زوایای اویلر عبارتست از [۲۰]:

$$K = \begin{bmatrix} c \theta c \psi & c \theta s \psi & -s \theta \\ s \phi s \theta c \psi - c \phi s \psi & s \phi s \theta s \psi + c \phi c \psi & s \phi c \theta \\ c \phi s \theta c \psi + s \phi s \psi & c \phi s \theta s \psi - s \phi c \psi & c \phi c \theta \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (17)$$

r_s برداری است که مرکز هندسی پلتفرم را به مرکز جرم آن متصل می‌کند و مؤلفه‌های آن در چارچوب بدنه پلتفرم از رابطه (۱۸) به دست می‌آید:

$$r_s = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (18)$$

در این حالت اگر r_z مقدار مثبتی باشد، یعنی مرکز جرم پایین‌تر از مرکز چرخش قرار گیرد، پلتفرم تعادل پایدار دارد و اگر این مقدار برابر صفر باشد، پلتفرم در شرایط تعادل خنثی است و اگر منفی باشد، تعادل ناپایدار است. بنابراین:

$$(mgr_s) \times K = \begin{bmatrix} r_y \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \phi \cos \theta \\ -r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta \\ r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta \end{bmatrix} \quad (19)$$

در نتیجه، گشتاورهای کلی اعمالی به سیستم به صورت رابطه (۱۰) خواهد بود:

$$\begin{aligned} T_x &= T_{c_x} + T_{d_x} + mg(r_y \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \phi \cos \theta) \\ T_y &= T_{c_y} + T_{d_y} + mg(-r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta) \\ T_z &= T_{c_z} + T_{d_z} + mg(r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta) \end{aligned} \quad (10)$$

طرف دوم رابطه (۲) برابر است با:

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + I_{yx}\omega_x\omega_z - I_{yy}\omega_y\omega_z + I_{yz}\omega_z^2 - I_{zx}\omega_x\omega_y - I_{zy}\omega_y^2 + I_{zz}\omega_z\omega_y \\ T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yx}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z + I_{xx}\omega_x\omega_z - I_{xy}\omega_y\omega_z - I_{xz}\omega_z^2 + I_{zx}\omega_x^2 + I_{zy}\omega_y\omega_x - I_{zz}\omega_z\omega_x \end{aligned} \quad (11)$$

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

دو روش برای محاسبه دوقطبی‌های مغناطیسی از رابطه (۱۹) ارائه می‌شود. در روش اول، کنترل حول یکی از محورها با یک عملگر دیگر عملی می‌شود. در این روش، حول یک محور از یک بوم گردایان جاذبه یا چرخ عکس‌العملی استفاده می‌شود که برای مثال معادلات با جایگزینی یک چرخ عکس‌العملی حول محور Y مطابق رابطه (۲۲) است [۲۲]:

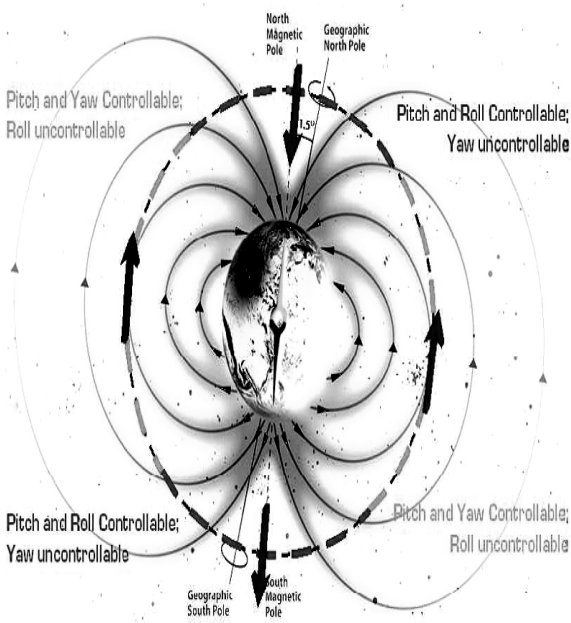
$$\begin{bmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -B_y \\ -B_z & 1 & B_x \\ B_y & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ \dot{h}_{wy} \\ M_z \end{bmatrix} \quad (20)$$

ماتریس B در رابطه (۲۰) مشکل تکینگی ندارد و می‌توان با کمک آن دو قطبی‌های مغناطیسی را محاسبه کرد. در روش دوم برای محاسبه دوقطبی‌های مغناطیسی از یک نگاهت روی گشتاورهای کنترلی استفاده می‌شود. دو نگاهت زیر توسط دو مرجع [۶] و [۲۳] پیشنهاد شده است:

$$\mathbf{M} = \frac{\bar{\mathbf{M}} \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|} \quad (21)$$

$$\mathbf{M} = -\frac{\mathbf{T}_c \times \mathbf{B}}{\|\mathbf{B}\|^2} \quad (22)$$

$\bar{\mathbf{M}}$ و \mathbf{T}_c گشتاورهای کنترلی است که توسط کنترل‌کننده‌های مختلف تولید می‌شود. دوقطبی مغناطیسی حاصل از روابط (۲۱) و (۲۲) به طور حتم عمود بر میدان مغناطیسی زمین است طوری که بخشی از گشتاورهای کنترلی را تولید می‌کند که در راستای میدان مغناطیسی نیست.



شکل ۲- کنترل سه‌محوره به دلیل چرخش مداری [۱۱]

$$\begin{aligned} T_{cx} + T_{dx} + mg(r_y - r_z\phi) &= I_{xx}\ddot{\phi} - I_{xy}\ddot{\theta} - I_{xz}\ddot{\psi} \\ T_{cy} + T_{dy} + mg(-r_x - r_z\theta) &= -I_{yx}\ddot{\phi} + I_{yy}\ddot{\theta} - I_{yz}\ddot{\psi} \\ T_{cz} + T_{dz} + mg(r_x\phi + r_y\theta) &= -I_{zx}\ddot{\phi} - I_{zy}\ddot{\theta} + I_{zz}\ddot{\psi} \end{aligned} \quad (17)$$

از این معادلات خطی برای طراحی قوانین کنترلی استفاده خواهد شد. شایان ذکر است شبیه‌ساز ماهواره توسط معادلات غیرخطی مدل‌سازی می‌شود.

کنترل وضعیت مغناطیسی

حضور میدان مغناطیسی حول زمین سبب شده است تا بتوان با تولید یک میدان مغناطیسی در ماهواره در جهت عمود بر میدان مغناطیسی زمین، گشتاور تولید و از آن در نقش یک نیروی کنترلی استفاده کرد. برای این هدف از برهم‌کنش دو قطبی مغناطیسی (M) تولیدشده توسط عملگرهای مغناطیسی و میدان جاذبه زمین (B) گشتاور کنترلی (T) تولید می‌شود:

$$\mathbf{T} = \mathbf{M} \times \mathbf{B} \quad (18)$$

اگر میدان مغناطیسی زمین حول محورهای بدنی تصویر شود با محاسبه گشتاورهای کنترلی توسط قوانین کنترل مغناطیسی، دوقطبی‌های مغناطیسی مورد نیاز از رابطه (۲۲) محاسبه خواهد شد [۲۲]:

$$\begin{bmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & B_z & -B_y \\ -B_z & 0 & B_x \\ B_y & -B_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (19)$$

برای محاسبه M باید ماتریس B معکوس را تعریف کرد، اما این ماتریس تکین است. مفهوم فیزیکی تکین بودن ماتریس این است که تولید تمام گشتاورهای کنترلی به دلیل هم‌راستا شدن دوقطبی‌های مغناطیسی با میدان مغناطیسی زمین ممکن نیست و تنها بخشی از گشتاورهای کنترلی قابل تولید است که در راستای میدان مغناطیسی زمین نباشد. پس در هر نقطه مدار، کنترل در راستای هر سه محور میسر نیست. برای مثال، همان‌طور که در شکل (۲) نشان داده شده است برای یک ماهواره با مأموریت جهت‌گیری به سمت عمود محلی، در برخی نقاط مدار به سبب هم‌راستا شدن یکی از محورهای ماهواره با جهت میدان مغناطیسی زمین، تنها دو محور کنترل‌پذیر است. اما جابه‌جایی محورهای ماهواره به علت چرخش مداری، کنترل هر سه محور ماهواره را در کل مدار میسر می‌کند.

(۱۸) محاسبه می‌شود.

در مرجع [۱۸] پایداری کنترل‌کننده LQR بررسی و به پایداری این کنترل‌کننده برای عملگرهای مغناطیسی توسط تئوری فلکوت در مرجع [۲۴] اشاره شده است.

نتایج آزمایش‌ها

در این بخش، نتایج تست‌های آزمایشگاهی به صورت حلقه‌باز و حلقه‌بسته با اجرای کنترل‌کننده‌های PD و LQR ارائه شده است. برای هر تست آزمایشگاهی، در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب شبیه‌سازی و نتایج حاصله با هم مقایسه شده است. در مدل‌سازی پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره، محدودیت تولید گشتاور در عملگرهای مغناطیسی، اثر پسماند در هسته عملگرهای مغناطیسی، اثر نویز حسگر و اغتشاشات نیز اعمال شده است. همان‌طور که پیش‌تر اشاره شد با توجه به محدود بودن گشتاور تولیدی گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و همچنین، بزرگ بودن ممان‌های اینرسی حول محورهای رول و پیچ، مانور حول محورهای یادشده ممکن نیست. برای تعیین پارامترهای سیستم شبیه‌ساز سه درجه آزادی، چند آزمایش عملکردی اجرا و با استفاده از روش‌های تخمین، ماتریس ممان اینرسی پلتفرم و فاصله مرکز جرم از مرکز چرخشی پلتفرم عبارت است از:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 1.76 & -0.01 & -0.05 \\ -0.01 & 1.79 & -0.01 \\ -0.05 & -0.01 & 2.92 \end{bmatrix} \text{kg.m}^2 \quad (27)$$

$$\begin{bmatrix} \text{mgr}_x \\ \text{mgr}_y \\ \text{mgr}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.004 \\ -0.001 \\ 0.5 \end{bmatrix} \text{N.m} \quad (28)$$

برای عملکرد مناسب مانورهای وضعیت، چندین بهره کنترل برای هریک از کنترل‌کننده‌ها آزمایش شد و بهترین بهره‌های کنترلی انتخاب شده است. هدف کنترلی در تست و شبیه‌سازی

$$\text{پایدارسازی (} \begin{bmatrix} \phi_f \\ \theta_f \\ \psi_f \end{bmatrix} = 0, \begin{bmatrix} \omega_{x_f} \\ \omega_{y_f} \\ \omega_{z_f} \end{bmatrix} = 0 \text{) است.}$$

نتایج تست آزمایشگاهی حلقه‌باز

هدف از این بخش، ارزیابی مدل‌سازی معادلات دینامیک و سینماتیک شبیه‌ساز ماهواره است. شرایط اولیه در شبیه‌سازی تست حلقه‌باز آزمایشگاهی مطابق رابطه (۲۹) در نظر گرفته شده و نتایج در شکل‌های (۳) تا (۵) نشان داده شده است:

$$\begin{bmatrix} \phi & \theta & \psi \end{bmatrix} = [-2 \quad -31 \quad -59] \text{deg} \quad (29)$$

$$\omega = [0 \quad 0 \quad 0]^T$$

در این مقاله، از روش دوم برای محاسبه دوقطبی‌های مغناطیسی استفاده می‌شود. در ادامه، طراحی کنترل‌کننده‌های PD و LQR برای تولید گشتاورهای کنترلی تشریح می‌شود.

کنترل‌کننده PD

مرسوم‌ترین و ساده‌ترین قانون کنترل مانور وضعیت، کنترل‌کننده خطی بازخورد حالت است که به صورت رابطه (۲۳) نوشته می‌شود [۲۲]:

$$\begin{aligned} T_{cx} &= K_{px}(\phi_{com} - \phi) + K_{dx}\dot{\phi} \\ T_{cy} &= K_{py}(\theta_{com} - \theta) + K_{dy}\dot{\theta} \\ T_{cz} &= K_{pz}(\psi_{com} - \psi) + K_{dz}\dot{\psi} \end{aligned} \quad (23)$$

که K_p و K_d ضریب بهره است. با قرار دادن گشتاورهای کنترلی حاصل از رابطه (۲۳) در نگاشت رابطه (۲۲) دوقطبی مغناطیسی مورد نیاز و از رابطه (۱۸) مقدار گشتاور کنترلی اعمالی به سیستم حاصل می‌شود.

بررسی پایداری کنترل‌کننده PD در مرجع [۱۸] و پایداری این کنترل‌کننده برای عملگرهای مغناطیسی توسط تئوری فلکوت^{۱۲} در مرجع [۲۴] تشریح شده است.

کنترل‌کننده LQR

این کنترل‌کننده علاوه بر بهینه کردن رفتار سیستم دینامیکی برای حداقل کردن تابع هزینه، بهره‌های کنترلی را به صورت روش‌مند برای سیستم خطی تعیین می‌کند. تنظیم‌کننده بازخوردی حالت مربعی خطی یک کنترل‌کننده بهینه برای سیستم‌هایی است که در فضای حالت خطی به صورت رابطه (۲۴) است:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (24)$$

در این روش، قانون کنترلی به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۴]:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{KX}, \quad \mathbf{u} = \tilde{\mathbf{M}} \quad (25)$$

K بهره کنترلی است که از حل معادله جبری ریکاتی با داشتن ماتریس‌های ضرایب A ، B و ماتریس‌های وزنی Q (ماتریس حقیقی متقارن مثبت نیمه‌معین) و R (ماتریس حقیقی متقارن مثبت معین) محاسبه می‌شود. X متغیرهای حالت است که برای این پلتفرم به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$\mathbf{X}^T = [\phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}] \quad (26)$$

با به‌دست آمدن $\tilde{\mathbf{M}}$ و استفاده از نگاشت رابطه (۲۱)، دوقطبی مغناطیسی مورد نیاز حاصل و گشتاور اعمالی به سیستم طبق رابطه

حرکت در دو راستای دیگر است. پس از اثبات صحت مدل‌سازی در این بخش، قوانین کنترل در بخش بعد ارزیابی می‌شود.

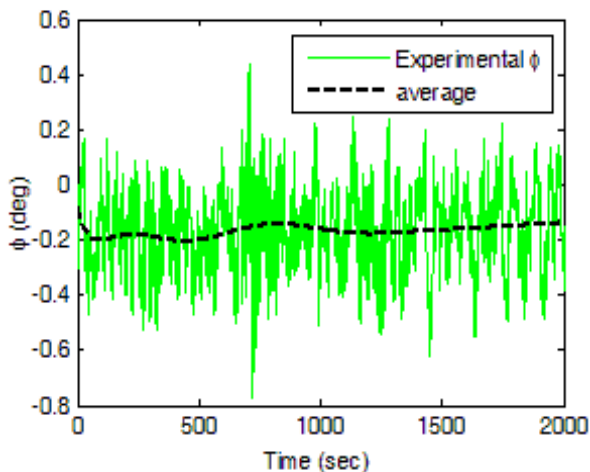
نتایج تست آزمایشگاهی قانون کنترلی PD

برای کنترل‌کننده PD، شرایط اولیه و بهره‌های کنترلی در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی مطابق روابط (۳۰) و (۳۱) است:

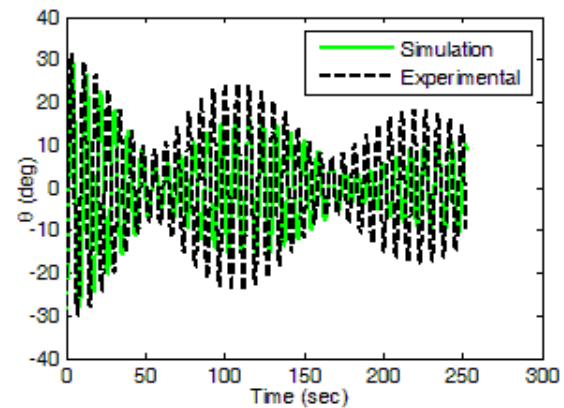
$$\begin{bmatrix} \phi_0 \\ \theta_0 \\ \psi_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.181 \\ 0.396 \\ 97.004 \end{bmatrix} \text{deg}, \quad \begin{bmatrix} \omega_{x_0} \\ \omega_{y_0} \\ \omega_{z_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.229 \\ -0.172 \\ -0.22 \end{bmatrix} \frac{\text{deg}}{\text{sec}} \quad (30)$$

$$\begin{bmatrix} k_{p_x} \\ k_{p_y} \\ k_{p_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.001584 \\ 0.001608 \\ 0.002628 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} k_{d_x} \\ k_{d_y} \\ k_{d_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.1799 \\ 0.1826 \\ 0.2985 \end{bmatrix} \quad (31)$$

نتایج در شکل‌های (۶) تا (۸) نمایش داده شده است.

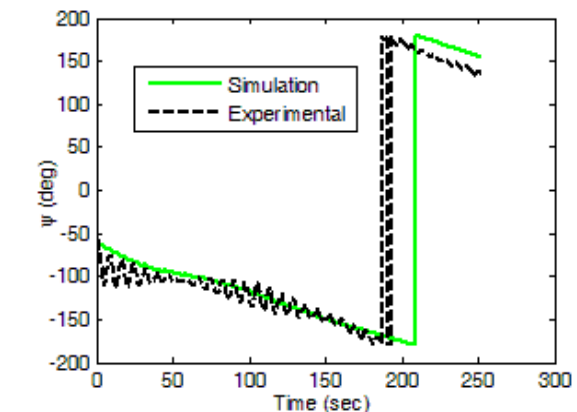
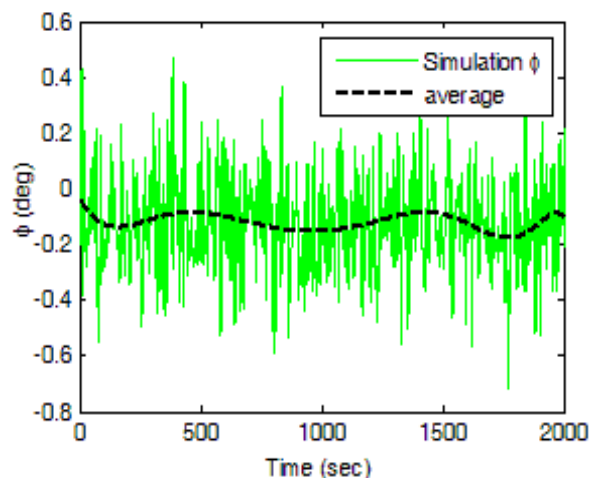


شکل ۳- مقایسه تغییرات زوایه رول در تست آزمایشگاهی حلقه‌باز با شبیه‌سازی



شکل ۴- مقایسه تغییرات زوایه پیچ در تست آزمایشگاهی حلقه‌باز با شبیه‌سازی

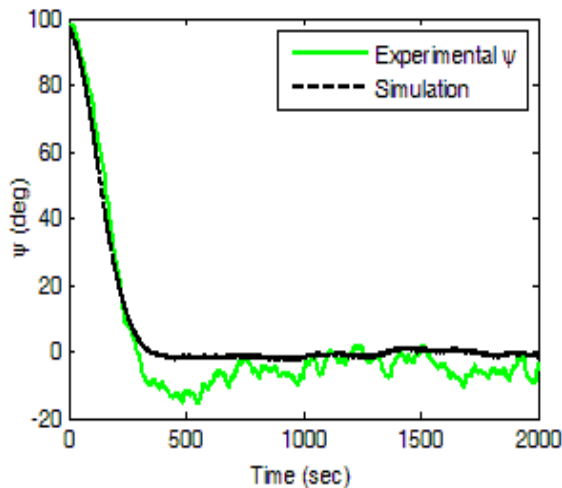
شکل ۶- تغییرات زوایه رول در تست آزمایشگاهی قانون PD



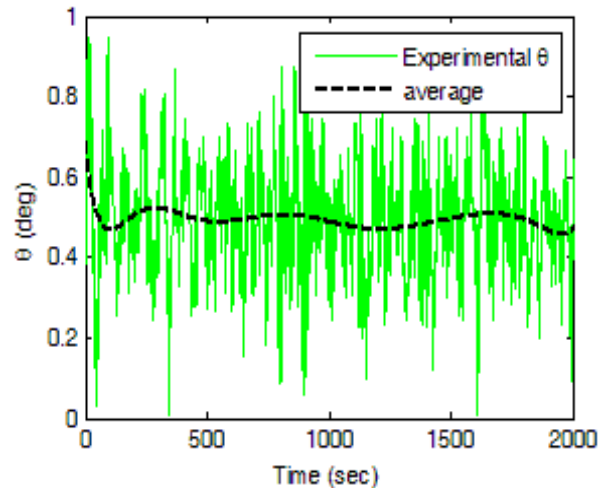
شکل ۵- مقایسه تغییرات زوایه یاو در تست آزمایشگاهی حلقه‌باز با شبیه‌سازی

شکل ۷- تغییرات زوایه رول در شبیه‌سازی قانون PD

رفتار سیستم در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی با حل معادلات غیرخطی و در نظر گرفتن ممان اینرسی‌های ضربی و اغتشاشات، مطابقت مناسبی دارد و این رفتار حول هر دو محور X و Y به صورت نوسانی میراثونده است که ناشی از گشتاورهای اغتشاشی ایرودینامیکی محیط است. رفتار سیستم در راستای محور Z متأثر از



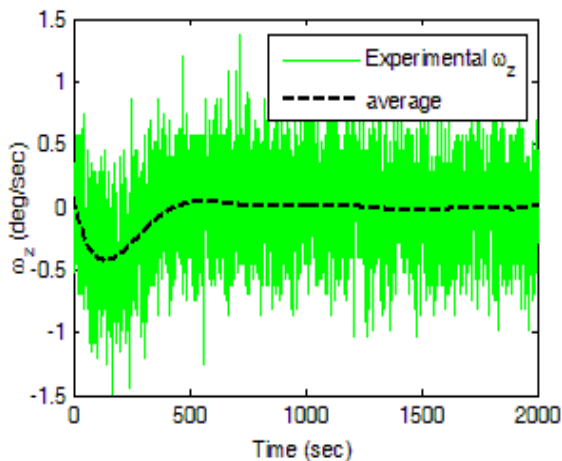
شکل ۱۰- مقایسه تغییرات زاویه یار در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون PD



شکل ۸- تغییرات زاویه پیچ در تست آزمایشگاهی قانون PD

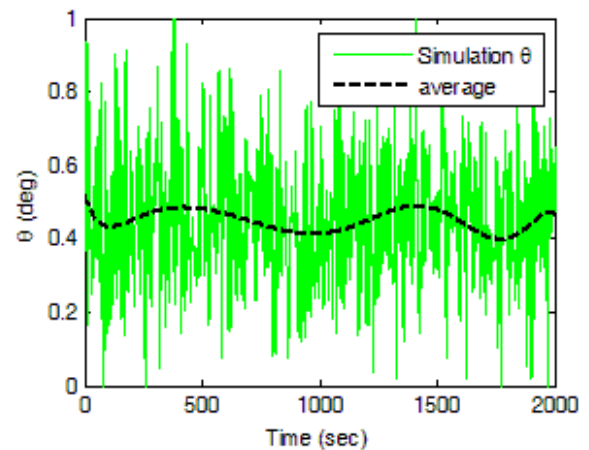
در شکل (۱۰) نتایج تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی مانور وضعیت یار مقایسه شده است. با توجه به بهره‌های کنترلی انتخاب‌شده، نویز حسگر، غیر خطی بودن گشتاوردهنده‌های مغناطیسی و اغتشاشات خارجی (غیر قابل اندازه‌گیری) اعمال شده به پلتفرم، دقت کنترل وضعیت در تست آزمایشگاهی حدود ۱۰ درجه است. به علت کوچک انتخاب شدن بهره‌های کنترلی و حضور اغتشاشات خارجی، نوسانات حول نقطه تعادل ۵- درجه است. علت اختلاف بین نتایج شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی، مدل نشدن اغتشاشات خارجی در شبیه‌سازی و تفاوت در مؤلفه‌های میدان مغناطیسی حسگر تعیین وضعیت و شبیه‌سازی است که در شکل‌های (۱۹) تا (۲۱) مشاهده می‌شود.

شکل‌های (۱۱) و (۱۲) سرعت زاویه‌ای محور Z در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی را نمایش می‌دهد.



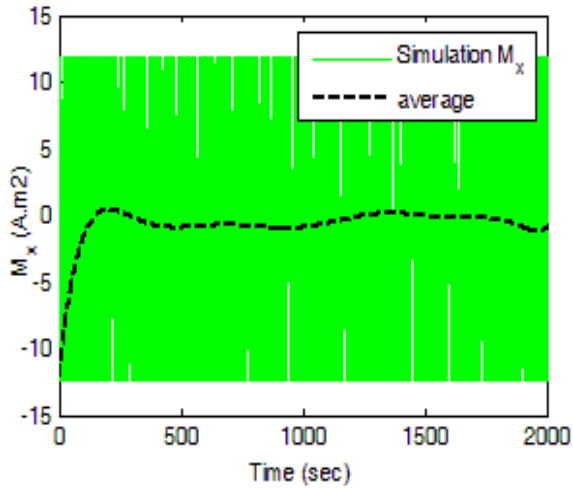
شکل ۱۱- تغییرات ω_z در تست آزمایشگاهی قانون PD

اثر نویز حسگر در خروجی زوایای اویلر در شکل‌های (۶) و (۸) مشهود است. دامنه نویز ± 0.5 درجه حول نقطه تعادل است. به دلیل دقت ناشی از تعادل دستی پلتفرم، میانگین زوایای رول و پیچ در تست آزمایشگاهی صفر نیست. همین اختلاف ناچیز از مقدار مطلوب سبب می‌شود که کنترل‌کننده مدام فرمان‌های کنترلی ارسال کند.

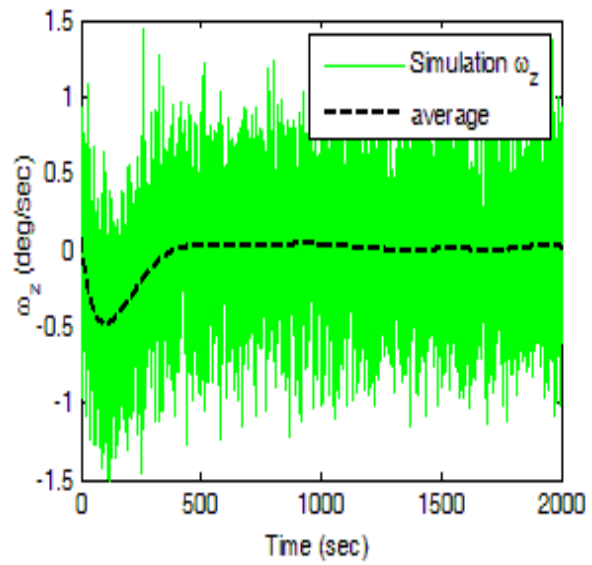


شکل ۹- تغییرات زاویه پیچ در شبیه‌سازی قانون PD

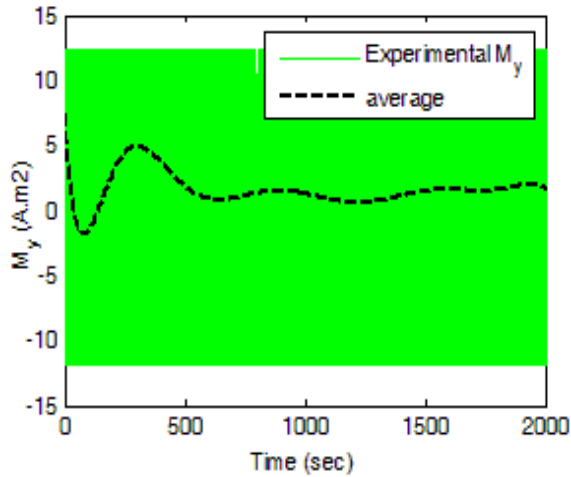
شکل‌های (۷) و (۹) تغییرات زوایای رول و پیچ در شبیه‌سازی نرم‌افزاری است که نویز حسگر نیز شبیه‌سازی شده است. مشاهده می‌شود که میانگین تغییرات زوایای رول و پیچ در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی تطابق دارد و میزان بالانس نبودن پلتفرم در صفحه افق مشهود است.



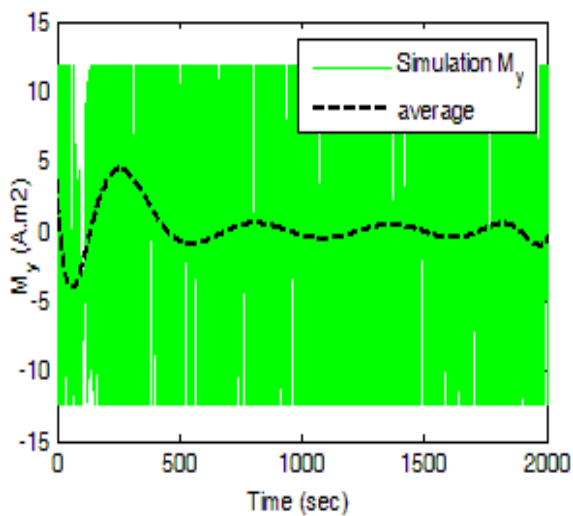
شکل ۱۴- تغییرات M_x در شبیه‌ساز بقانون PD



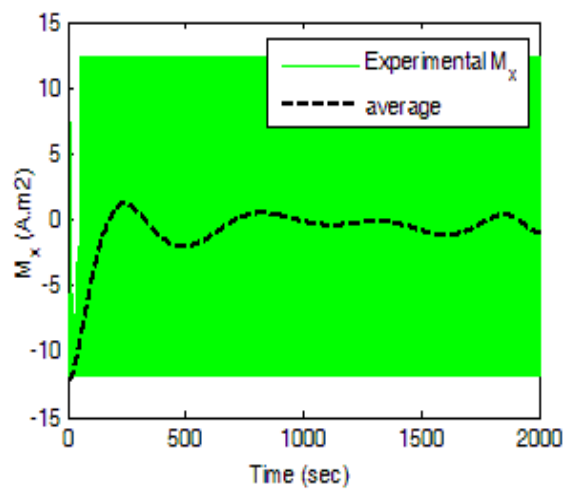
شکل ۱۲- تغییرات ω_z در شبیه‌ساز بقانون PD



شکل ۱۵- تغییرات M_y در تست آزمایشگاهی بقانون PD



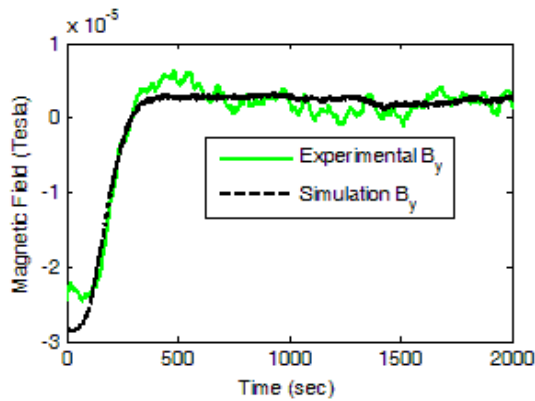
شکل ۱۶- تغییرات M_y در شبیه‌ساز بقانون PD



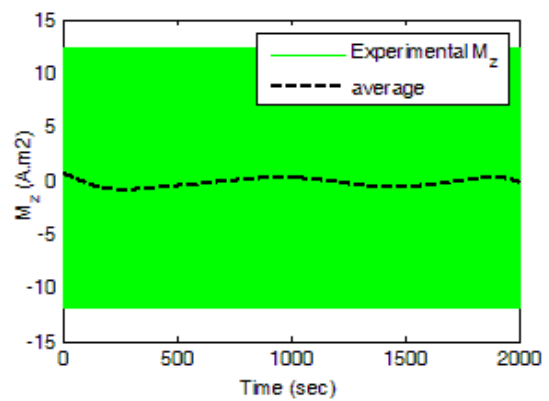
شکل ۱۳- تغییرات M_x در تست آزمایشگاهی بقانون PD

نویز حسگر در شکل‌های (۶) تا (۱۲) مشهود است و همین موضوع می‌تواند بر فرمان‌های کنترلی ارسالی به عملگرهای مغناطیسی مؤثر باشد.

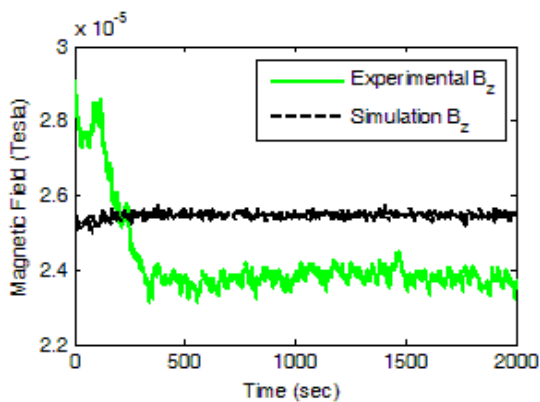
در شکل‌های (۱۳) تا (۱۸) تغییرات دوقطبی مغناطیسی در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی نمایش داده شده است. به علت حساس بودن کنترل‌کننده به تعادل (بالانس) پلتفرم در صفحه افق و نویزی بودن اطلاعات خروجی حسگر تعیین وضعیت، فرمان‌های کنترلی به صورت شبه بنگ‌بنگ به سیستم اعمال شده است. با توجه به این مطلب، میانگین نمودارها برای مقایسه نتایج تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی ارائه شده است.



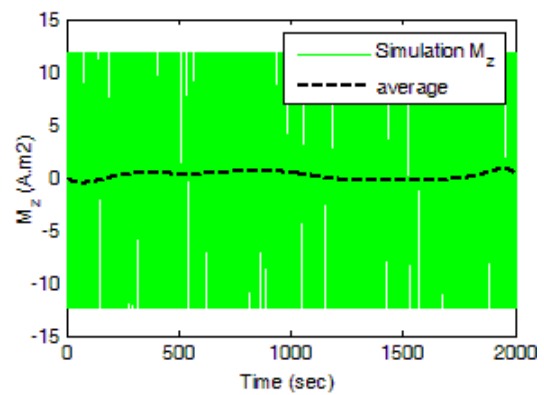
شکل ۲۰- مقایسه تغییرات B_y در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون PD



شکل ۱۷- تغییرات M_z در تست آزمایشگاهی قانون PD



شکل ۲۱- مقایسه تغییرات B_z در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون PD



شکل ۱۸- تغییرات M_z در شبیه‌سازی قانون PD

نتایج تست آزمایشگاهی قانون کنترل LQR

برای کنترل‌کننده LQR شرایط اولیه در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی عبارت است از:

$$\begin{bmatrix} \Phi_0 \\ \theta_0 \\ \Psi_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.588 \\ -0.066 \\ 100.92 \end{bmatrix} \text{deg}, \quad \begin{bmatrix} \omega_{x_0} \\ \omega_{y_0} \\ \omega_{z_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.401 \\ -0.458 \\ -0.344 \end{bmatrix} \frac{\text{deg}}{\text{sec}} \quad (32)$$

با انتخاب ماتریس‌های وزنی Q و R به صورت رابطه (۳۳) و

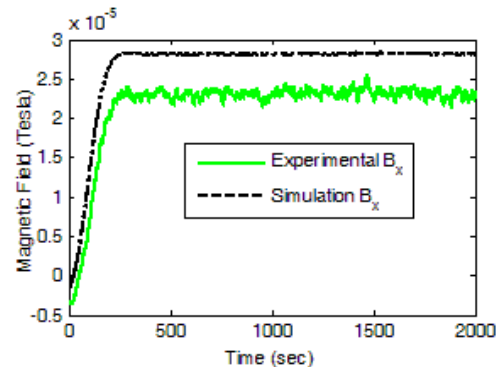
(۳۴)، بهره کنترل برای تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی برابر است با:

$$Q = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.41 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2105 \end{bmatrix} \times 10^5 \quad (33)$$

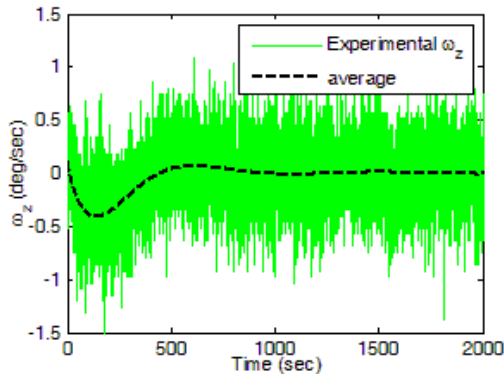
$$R = 100 \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (34)$$

$$K_{LQR} = \begin{bmatrix} -4.074 & 19.42 & 14.65 \\ -28.19 & -4.931 & -2.128 \\ 1.141 & -16.2 & -12.09 \\ -1155 & -47.8 & 27.42 \\ -9.632 & -175.4 & -130.8 \\ 141.6 & -2009 & -1500 \end{bmatrix}^T \quad (35)$$

در شکل‌های (۱۹) تا (۲۱) تغییرات مؤلفه‌های میدان مغناطیسی زمین در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی با یکدیگر مقایسه شده است. تغییرات میدان مغناطیسی در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی در راستای محور Y با دقت خوبی برهم تطابق دارد، اما در راستای X اختلاف دارد که می‌تواند ناشی از اختلاف مانور وضعیت در تست آزمایشگاهی و نتایج شبیه‌سازی باشد. برای مانور وضعیت حول محور Z با عملگرهای مغناطیسی، از میدان مغناطیسی در راستای X و Y استفاده می‌شود. متغیر بودن مؤلفه Z میدان مغناطیسی در تست آزمایشگاهی به دلیل نصب حسگر تعیین وضعیت خارج از مرکز هندسی پلتفرم است.

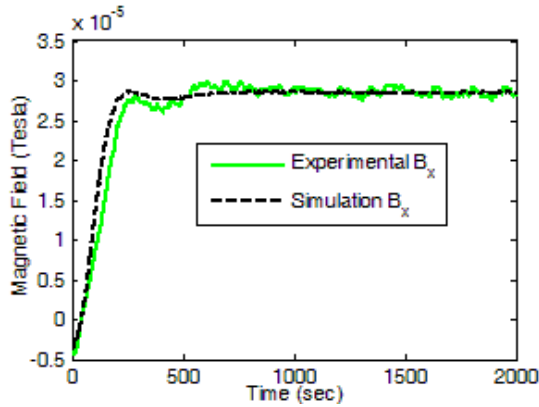


شکل ۱۹- مقایسه تغییرات B_x در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون PD

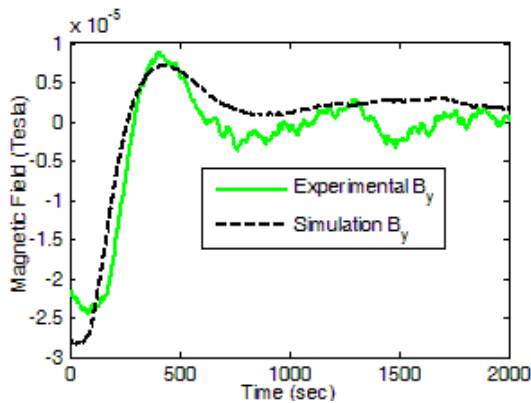


شکل ۲۵- تغییرات ω_z سیستم در تست آزمایشگاهی قانون LQR

با توجه به بهره‌های کنترلی و تطابق خوب میدان مغناطیسی حسگر و میدان مغناطیسی تولیدشده در شبیه‌سازی (شکل‌های ۲۶) و (۲۷)) نتایج تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی با دقت خوبی برهم منطبق شده است. دقت کنترل وضعیت کمتر از ۷ درجه است.



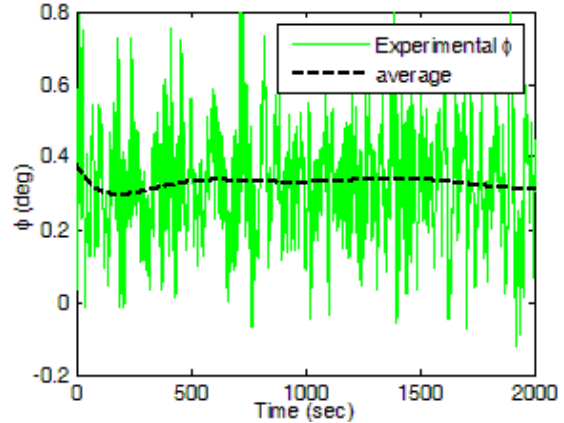
شکل ۲۶- تغییرات B_x در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون LQR



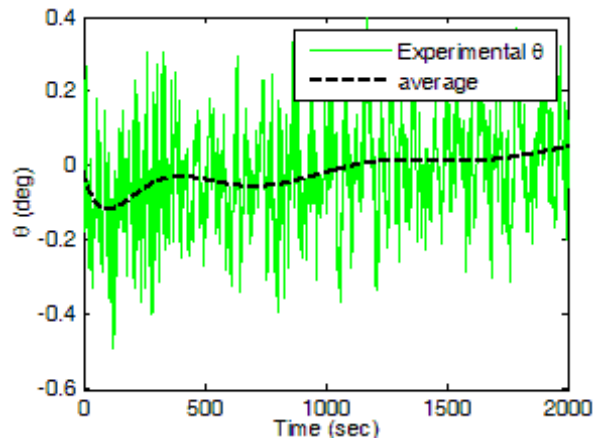
شکل ۲۷- تغییرات B_y در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون LQR

در شکل‌های (۲۸) تا (۳۳) تغییرات دوقطبی مغناطیسی تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود میانگین دوقطبی‌های مغناطیسی در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی با دقت خوبی با یکدیگر مطابقت دارد.

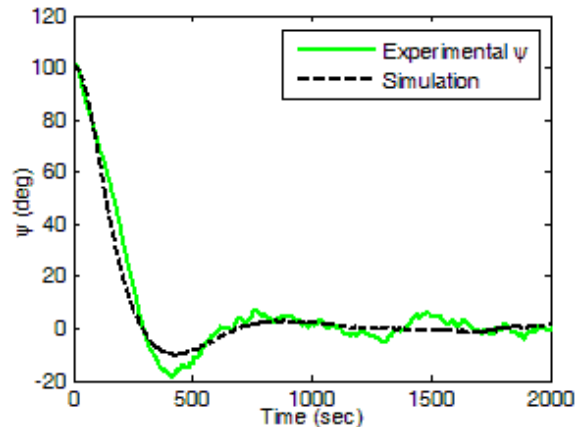
نتایج در شکل‌های (۲۲) تا (۲۵) نمایش داده شده است. شکل‌های (۲۲) و (۲۳) میزان بالانس دستی پلتفرم در صفحه افق و شکل‌های (۲۴) و (۲۵) به ترتیب مقایسه مانور یو در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی و تغییرات سرعت زاویه‌ای محور Z را نمایش می‌دهد.



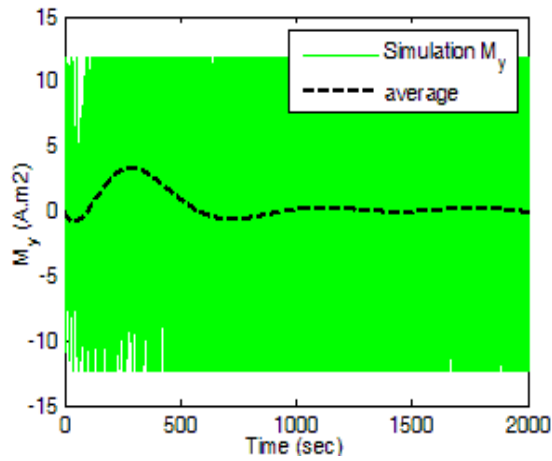
شکل ۲۲- تغییرات زاویه رول در تست آزمایشگاهی قانون LQR



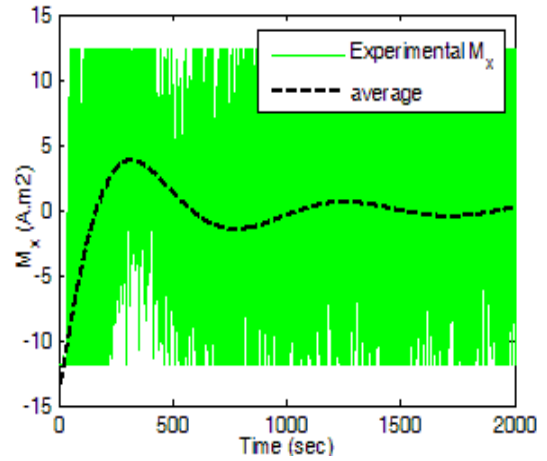
شکل ۲۳- تغییرات زاویه پیچ در تست آزمایشگاهی قانون LQR



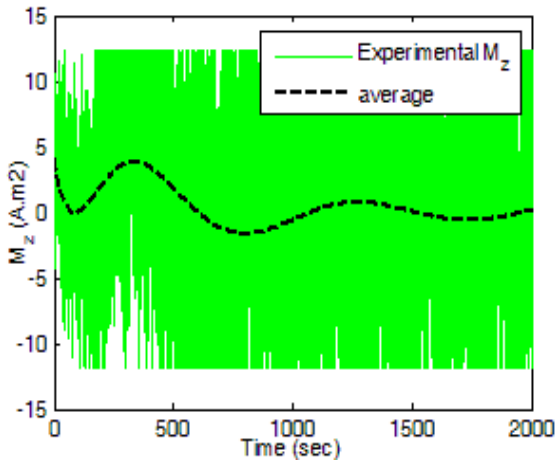
شکل ۲۴- مقایسه تغییرات زاویه یو در تست آزمایشگاهی و شبیه‌سازی قانون کنترلی LQR



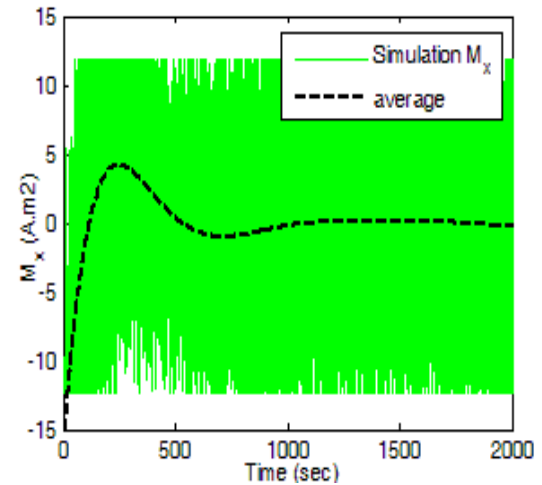
شکل ۳۱- تغییرات M_y در شبیه‌سازی قانون LQR



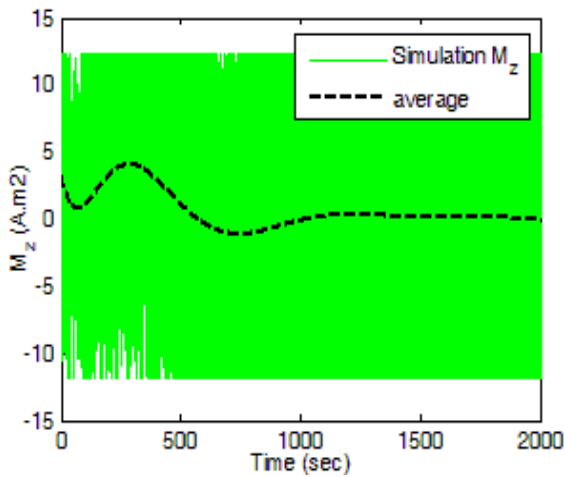
شکل ۳۲- تغییرات M_x در تست آزمایشگاهی قانون LQR



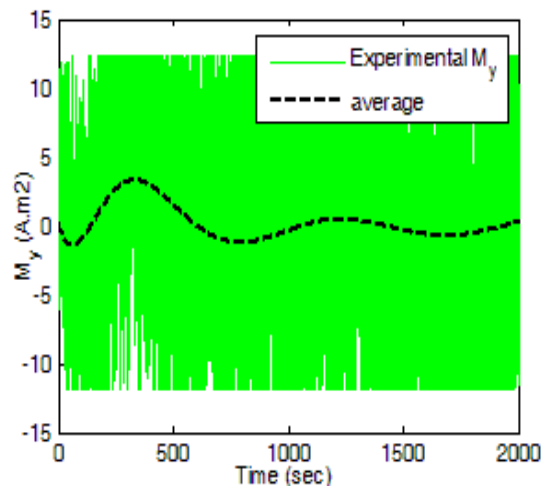
شکل ۳۳- تغییرات M_z در تست آزمایشگاهی قانون LQR



شکل ۳۴- تغییرات M_x در شبیه‌سازی قانون LQR



شکل ۳۵- تغییرات M_z در شبیه‌سازی قانون LQR



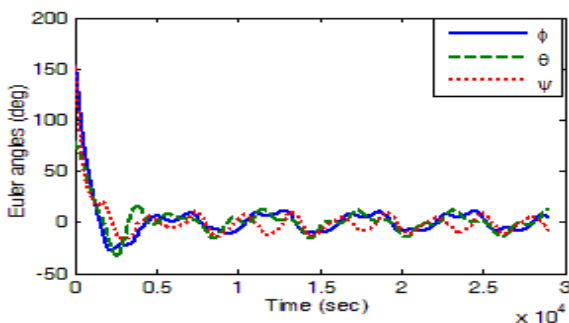
شکل ۳۶- تغییرات M_y در تست آزمایشگاهی قانون LQR

جدول ۱- پارامترهای استفاده‌شده در شبیه‌سازی

$\begin{bmatrix} 0.037 & 0 & 0 \\ 0 & 0.036 & 0 \\ 0 & 0 & 0.006 \end{bmatrix}$	ممان اینرسی $kg.m^2$
[10 10 34]	ابعاد ماهواره cm
[0 0 0.001]	دوقطبی پسماند $A.m^2$
$orbit\ height = 617$ $inclination = 97.8^\circ$	مشخصات مداری km
$0.06 A.m^2$	حداکثر ممان دوقطبی عملگرها
$1.68 \times 10^{-14} \frac{kg}{m^3}$	چگالی اتمسفر
$\begin{bmatrix} 0.037 & 0 & 0 \\ 0 & 0.036 & 0 \\ 0 & 0 & 0.006 \end{bmatrix}$	ممان اینرسی $kg.m^2$

$$Q = \begin{bmatrix} 10^{-4} & 0 & 0 & 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 10^{-4} & 0 & 0 & 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 10^{-4} & 0 & 0 & 10^{-6} \\ 10^{-6} & 0 & 0 & 10^{-8} & 0 & 0 \\ 0 & 10^{-6} & 0 & 0 & 10^{-8} & 0 \\ 0 & 0 & 10^{-6} & 0 & 0 & 10^{-8} \end{bmatrix} \times \quad (36)$$

1445



شکل ۳۴- تغییرات زوایای اوایل در ۵ دور مداری

همان‌طور که در شکل (۳۴) مشاهده می‌شود کنترل سه‌محوره با عملگرهای مغناطیسی اجرا و دقت کنترل وضعیت با توجه به اغتشاشات مداری و بهره‌های کنترل‌کننده کمتر از ۱۵ درجه در راستای سه‌محور است.

نتیجه‌گیری

شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره برای اعتبارسنجی تحقیقات انجام‌شده در میان یافته‌های نظری در حوزه تعیین وضعیت، کاربرد زیادی دارد. فراهم‌سازی شرایط بی‌وزنی از مهم‌ترین خصوصیات این

کنترل‌کننده‌های PD و LQR پیاده‌سازی شده از خطای

پارامترهای وضعیت و خطای سرعت زاویه‌ای برای محاسبه گشتاور کنترلی استفاده می‌کند و رفتار کلی سیستم در هر دو مورد یکسان است، اما دقت کنترل وضعیت با کنترل‌کننده LQR بهتر از PD است که علت آن انتخاب بهتر بهره‌های کنترلی در کنترل‌کننده LQR است. این تست‌ها به صورت سه‌محوره اجرا شده است که با عملگرهای در دسترس، تنها مانور حول محور Z میسر بوده و عملی شده است. عواملی مانند دقیق نبودن بالانس جرمی در صفحه، خطای اندازه‌گیری حسگر تعیین وضعیت، اثر اغتشاشی هوای خروجی از یاتاقان هوایی و دقیق نبودن پارامترهای سیستم (مانند ممان اینرسی‌ها) سبب ایده‌آل نبودن رفتار سیستم و نوسانات و خطاهایی جزئی در مانورها شده است. در این مقاله، علاوه بر اجرای آزمایشگاهی قوانین کنترل مغناطیسی PD و LQR روی شبیه‌ساز ماهواره و ارزیابی کنترل وضعیت توسط این دو کنترل‌کننده، مدل‌سازی معادلات دینامیک و سینماتیک شبیه‌ساز نیز ارزیابی شده است. در بخش بعدی، مانور سه‌محوره برای یک ماهواره با استفاده از کنترل‌کننده LQR مغناطیسی، به علت عملکرد بهتر آن نسبت به PD، شبیه‌سازی شده است.

شبیه‌سازی سه‌محوره قانون LQR روی ماهواره

پس از ارزیابی کنترل‌کننده‌های مغناطیسی در بخش قبل و تأیید عملکرد آنها توسط شبیه‌ساز سه درجه آزادی، در این بخش کنترل وضعیت یک ماهواره با عملگرهای مغناطیسی بررسی شده است. با مدل‌سازی مدار و استفاده از معادلات ماهواره که همان معادلات رابطه (۱۱) و (۱۳) است، با این تفاوت که اغتشاشات اعمال‌شده به ماهواره متغیر است و به صورت لحظه‌ای برای هر نقطه مداری و شرایط ماهواره محاسبه می‌شود [۱۳]، شبیه‌سازی سه‌محوره کنترل‌کننده LQR مغناطیسی اجرا شده است. در جدول (۱) پارامترهای مورد نیاز برای شبیه‌سازی فهرست شده است.

برای ترتیب (۱→۲→۳) زوایای اوایل، حداکثر زوایای اوایل مورد نیاز برای پوشش کل فضای اینرسی به صورت $[\phi \ \theta \ \psi] = [180^\circ \ 90^\circ \ 180^\circ]$ است. در رابطه (۳۶) ماتریس‌های وزنی در کنترل‌کننده LQR معرفی و نتیجه کنترل وضعیت سه‌محوره مغناطیسی در ۵ دور مداری در شکل (۳۴) نمایش داده شده است.

ample of Paper for Journal of the Japan Society for Test Bed, 2012, pp. 1-4.

- [10] Min, H., Guoqiang, Z. and Yudong G., "Thruster Control for Micro-Satellite Attitude and Hardware-in-the-loop Demonstration", *American Journal of Engineering and Technology Research*, Vol. 11, No. 12, 2012, pp. 588-591.
- [11] Prado, J., Bisiacchi, G., Reyes, L., Vicente E., Contreras F., Mesinas M. and Juárez, A., "Three-Axis Air-Bearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination and Control Simulation," *Journal of Applied Research and Technology*, December, año/vol. 3, Número 003 Universidad Nacional Autónoma de México Distrito Federal, México, 2005, pp. 222-237.
- [12] Kulick, W.J., "Development of A Control Moment Gyroscope Controlled, Three Axis Satellite Simulator, With Active Balancing for The Bifocal Relay Mirror Initiative," (M Sc Thesis), Naval Postgraduate School Monterey, CA 93943-5000, Dec. 2004.
- [13] Larson, W.J. and Wertz, J.R. *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm, Inc., 1992
- [14] Makovec, K.L., A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites, (M Sc Thesis), of Science in Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [15] Gießelmann, J. "Development of an Active Magnetic Attitude Determination and Control System for Picosatellites on highly inclined circular Low Earth Orbits, (M Sc. Thesis), School of Aerospace, Engineering and Technology Portfolio RMIT University, 2006.
- [16] Guerrant, D.V., Design and Analysis of Fully Magnetic Control For Picosatellite Stabilization, (M Sc Thesis) Aerospace Engineering, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2005.
- [17] Lorentzen, T. "Attitude Control and Determination System for DTU sat1," Cube Sat project Department of Automation, Ørsted•DTU Technical University of Denmark, Feb. 2002.
- [18] 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).
- [19] Zipfel, P.H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, University of Florida, Gainesville, Florida, 2007.
- [20] Kim, B.M., Velenis, E., Kriengsiri, P., and Tsiotras, P., "Designing a Low Cost Spacecraft Simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, 2003
- [21] Regan, F.J. and Anandkrishnan, S.M., *Dynamics of Atmospheric Re-Entry*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [22] Sidi, M.J., *Spacecraft Dynamics and Control* Cambridge University press, 1997.
- [23] Silani, E. and Lovera, M., "Magnetic Spacecraft Attitude Control: A Survey and Some New Results," *Control Engineering Practice (Elsevier)*, Vol. 13, 2005, pp. 357-371.
- [24] Makovec, K.L., "A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites," (M Sc Thesis) Aerospace Engineering, Blacksburg, Virginia, 2001.

شبهه‌ساز است که می‌توان با آن قوانین کنترلی برای یک ماهواره را با در نظر گرفتن تفاوت‌ها شبیه‌سازی کرد. در این مقاله مدل معادلات دینامیکی و سینماتیکی توسعه‌یافته برای شبهه‌ساز با تست آزمایشگاهی حلقه‌باز صحه‌گذاری شده است و پس از اثبات صحت مدل‌سازی، قوانین کنترلی با مقایسه نتایج شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی حلقه‌بسته ارزیابی شد. با توجه به نتایج به دست‌آمده، تنظیم بهینه بهره‌های کنترلی در کنترل‌کننده LQR موجب شده است تا دقت کنترل وضعیت توسط این قانون نسبت به کنترل‌کننده PD بهتر باشد. RMS خطای کنترل وضعیت در تست آزمایشگاهی با کنترل‌کننده PD $5/4$ درجه و با کنترل‌کننده LQR $2/95$ درجه است. در پایان، امکان کنترل وضعیت سه‌محوره ماهواره با استفاده از عملگر مغناطیسی به کمک تنظیم ماتریس‌های وزنی نشان داده شده است. پایداری قانون کنترل سه‌محوره ارائه‌شده به شیب مداری وابسته است. تحلیل این وابستگی و تعیین محدودیت‌های احتمالی مربوطه از اقداماتی است که باید در آینده عملی شود.

مراجع

- [1] Ovchinnikom, Yu., Penkovv, I., Ilyina, A. and Selivanovs, A., "Magnetic Attitude Control Systems of The Nanosatellite Tns-Series," *Selected Proceedings of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics*, Berlin, 2005, pp. 337-344
- [2] Bolandi, H., Ghorbani, V.B. and Ataei, M. "Attitude Control System of a Spinning Satellite using Only Magnetic Coils," *Presented at the 4th International and 8th Annual Conference of Iranian Mechanical Engineerin g (ISME2000)*, Sharif University, Tehran, Iran, 2000.
- [3] Bolandi, H. and Vaghei, B.G., "Stable Supervisory-Adaptive Controller for Spinning Satellite using Only Magnetorquers," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 45, No. 1, Jan. 2009.
- [4] White, J.S., Shigemoto, F.H. and Bourquin, K. "Satellite Attitude Control Utilizing the Earth's Magnetic field," *National Aeronautics and Space Administration, Technical Report NASA TN-D1068*, 1961.
- [5] Musser, K.L. and Ebert, W.L., "Autonomous Spacecraft Attitude Control Using Magnetic Torquing Only," *Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium, NASA Conference Publication*, 1989, pp. 23-38.
- [6] Wisniewski, R., Satellite Attitude Control Using Only Electromagnetic Actuation, (Ph.D. Thesis), Department of Control Engineering Aalborg University Fredrik Bajers Vej 7, DK-9220 Aalborg Ø, Denmark, Dec. 1996.
- [7] Wisniewski, R. and Markley, L.M., "Optimal magnetic attitude control," *Proceeding of The 14th IFAC World Congress*, Beijing, China, 1999.
- [8] Psiaki, M.L., "Magnetic Torquer Attitude Control Via Asymptotic Periodic Linear Quadratic Regulation," *AIAA 2000*, p.13.
- [9] Raschke, C., Roemer, S. and Grossekatthoefer, K., "Test Bed for Verification of Attitude Control System,"