

Implementation of Three Axis Attitude Controllers for Evaluation of a Micro-gravity Satellite Simulator

A. H. Tavakkoli^{1*}, A. Kalhor² and S. M. M. Dehghan³

Department of Aerospace University Complex, Maleke -Ashtar University of Technology

*25th km of Tehran-Karaj Highway, Alborz, Iran

am_h_tavakoli@mut.ac.ir

In this paper the performance of a three Degrees Of Freedom simulator is evaluated. This platform is considered as an important instrument generally used in performance tests of spacecraft attitude determination and control subsystem on the ground. A hemispherical air bearing is used to provide micro gravity condition. Reaction wheels produce required control torques and an integrated sensor is used for attitude determination. Commanding and visualization of the platform in monitoring station are provided by a wireless LAN. PD, QEF and LQR controllers are designed and implemented for slew maneuver to show the ability of the simulator. The desired attitude accuracy is obtained using these controllers. The test results verify the designed controllers and show the ability and functionality of the system, as a simulator for evaluating attitude controllers.

Key Words: Attitude Determination and Control, Air Bearing, Reaction Wheel, Attitude Sensor, Attitude Maneuver

1. Researcher (Corresponding Author)
2. PhD
3. PhD Candidate

ارزیابی عملکرد شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره با پیاده‌سازی کنترل‌های وضعیت سه‌محوری

امیرحسین توکلی^{۱*}، احمد کلهر^۲ و سیدمحمد مهدی دهقان^۳

۱، ۲ و ۳ - مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

* کیلومتر ۲۵ اتوبان تهران - کرج، جنب انستیتو پاستور

am_h_tavakoli@mut.ac.ir

در این مقاله عملکرد و کارایی یک شبیه‌ساز سه درجه آزادی مورد بررسی قرار گرفته است. این پلتفرم یک ابزار آزمایشگاهی مهم است که برای بررسی عملکرد زیر سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این دستگاه از یاتاقان هوایی نیم‌کره‌ای برای ایجاد شرایط تعلیق و جاذبه صفر و از چرخ عکس‌العملی نمونه‌سازی شده به عنوان عملکرد کنترل وضعیت استفاده شده است. یک حسگر ترکیبی یکپارچه نیز برای تعیین وضعیت به کار می‌رود. امکان ارسال فرمان و مشاهده پارامترهای عملکردی پلتفرم در ایستگاه مانیتورینگ با استفاده از کارت شبکه بیسیم امکان‌پذیر است. برای ارزیابی عملکرد و کارایی سیستم، کنترل‌های وضعیت QEF ، PD و LQR برای سیستم طراحی شده و مانور تغییر وضعیت با استفاده از آنها انجام شده است. نتایج آزمایش‌های عملی علاوه بر اثبات عملکرد مناسب کنترل‌های طراحی شده، قابلیت و کارایی سیستم طراحی شده را به عنوان شبیه‌ساز برای پیاده‌سازی و ارزیابی کنترل‌های وضعیت ماهواره نشان می‌دهد.

واژه‌های کلیدی: تعیین و کنترل وضعیت، یاتاقان هوایی، چرخ عکس‌العملی، حسگر تعیین وضعیت، کنترل، مانور تغییر وضعیت

مقدمه

هزینه‌های بسیار بالا و دسترسی نداشتن کامل به تجهیزات فضایی پس از پرتاب، ایجاب می‌کند قبل از ارسال آنها به فضا، عملکرد آنها تا حد امکان در زمین بررسی شود. زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت از اجزای اساسی ماهواره است که بدون آن یک ماهواره نمی‌تواند مأموریت خود را انجام دهد. این زیرسیستم از جمله سیستم‌هایی است که در برخی موارد امکان بررسی عملکرد آن در محیط آزمایشگاهی در زمین وجود دارد. برای این منظور لازم است شرایط محیطی فضا برای این زیرسیستم شبیه‌سازی شده و عملکرد آن در شرایطی که به واقعیت نزدیک‌تر است مورد بررسی قرار گیرد. نیازمندی‌های اساسی هر شبیه‌ساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره عبارتند از: روشی برای ایجاد شرایط تعلیق و جاذبه صفر به منظور فراهم کردن شرایط بی‌وزنی و امکان حرکت چرخشی آزادانه و بدون قید شبیه‌ساز با کم‌ترین اصطکاک، حسگرها برای تعیین وضعیت، عملگرها برای ایجاد گشتاور کنترلی و پردازنده برای

اختصارات

H	ممتنوم زاویه‌ای چرخ
I	ماتریس ممان اینرسی
k_p, k_D, K, D	بهره‌های کنترلی
mg	وزن پلتفرم
q	کوآرنیون‌ها
r_z	فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
t	زمان
T	گشتاور کنترلی
φ, θ, ψ	زوایای وضعیت پلتفرم
ω	سرعت زاویه‌ای پلتفرم

۱. پژوهش‌یار (نویسنده مخاطب)

۲. دکتری

۳. دانشجوی دکتری

مبنای کنترلرهای PD^f و LQR برای انجام مانورهای بزرگ با استفاده از ترکیب پیشرانه گاز سرد و چرخ عکس‌العملی مورد بررسی قرار گرفته است.

در شبیه‌ساز مورد بررسی در این مقاله نیز با هدف ارزیابی سیستم کنترل وضعیت طراحی شده برای یک ماهواره مشخص و راه‌اندازی بستر آزمایش عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت و همچنین پیاده‌سازی کنترلرهای وضعیت ماهواره، در اولین مرحله، چرخ‌های عکس‌العملی برای اعمال گشتاورهای کنترلی و یک حسگر ترکیبی نیز برای تعیین وضعیت مورد استفاده قرار گرفته است.

در ادامه مشخصات فنی شبیه‌ساز ارائه شده است. سپس مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی با در نظر گرفتن رفتارهای واقعی سیستم انجام شده است. پس از آن شرایط پایداری برای چند کنترلر مختلف برای انجام مانور تغییر وضعیت تحلیل شده و برخی از نتایج آزمایش‌های عملی ارائه شده است.

مشخصات فنی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

در شکل (۱) سه روش استفاده از یاتاقان هوایی برای ایجاد شرایط تعلیق و جاذبه صفر در شبیه‌سازها ارائه شده است.

در نمونه‌های (الف) و (ب) با استفاده از یاتاقان هوایی کروی بازه حرکت چرخشی شبیه‌ساز افزایش یافته است. ولی نصب تجهیزات و زیرسیستم‌ها به‌گونه‌ای است که با محدودیت‌های کاربردی ماهواره تطابق بیشتری داشته باشد و همچنین بالانس جرمی در طرح ارائه شده در آن آسان‌تر است. این طرح به نوع سرمیزی معروف است و در آن از یاتاقان هوایی نیمکره‌ای استفاده شده است [۱].

به دلیل ویژگی‌های ذکر شده، در طرح سرمیزی عموماً عملگرهای کنترل وضعیت دقیق‌تر مورد استفاده قرار می‌گیرند و در طرح‌های مبتنی بر یاتاقان کروی از عملگرهای دارای گشتاورهای بزرگ نظیر پیشرانه‌ها استفاده می‌شود.

در شبیه‌ساز بررسی شده این مقاله نیز، به دلیل استفاده از چرخ عکس‌العملی به‌عنوان عملگر کنترل وضعیت نسبتاً دقیق و همچنین محدودیت کمتر در بالانس جرمی، از یاتاقان هوایی نیم‌کره‌ای برای ایجاد شرایط تعلیق استفاده شده است.

جزئیات طراحی و ساخت این یاتاقان در مرجع [۸] ارائه شده است. این نمونه می‌تواند جرم بیش از ۲۰۰ کیلوگرم را در فشار ۵ بار تحمل کند. امکان چرخش در راستای قائم ۳۶۰ درجه و در دو راستای عمود بر محور قائم حدود ۳۰ درجه است. مشخصات این نمونه از لحاظ تحمل بار و میزان چرخش با نمونه تجاری ارائه شده شرکت نلسون، قابل مقایسه است [۹].

دریافت اطلاعات از حسگرها و پردازش آنها و ارسال فرمان به عملگرها برای کنترل شبیه‌ساز و دستیابی به وضعیت مطلوب.

در شبیه‌سازهای ماهواره بر حسب نوع کاربری از تجهیزات مختلفی استفاده می‌شود و عملگرها و حسگرهای مختلفی از سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره روی شبیه‌ساز نصب می‌شوند. آزمایش سخت‌افزارهای واقعی مورد استفاده در ماهواره‌ها، بررسی عملکرد عملگرها و حسگرها به صورت منفرد و مجموعه‌ای در سیستم تعیین و کنترل وضعیت، آزمایش عملی تئوری‌های کنترلی جدید و اهداف آموزشی و پژوهشی از جمله عوامل اساسی در انتخاب اجزای شبیه‌ساز هستند.

در مرجع [۱] روش‌های مختلفی برای ایجاد شرایط شبیه‌سازی بررسی شده است. یکی از بهترین این روش‌ها استفاده از یاتاقان هوایی نیم‌کره‌ای یا کروی است که در آنها با استفاده از یک لایه هوای فشرده، فاصله اندکی بین دو سطح ایجاد می‌شود و علاوه بر ایجاد شرایط جاذبه صفر، اصطکاک نیز به شدت کاهش می‌یابد.

شبیه‌ساز معرفی شده در مرجع [۲] از چرخ عکس‌العملی و یک حسگر یکپارچه تعیین وضعیت استفاده شده است. برای کنترل وضعیت در این شبیه‌ساز از کنترلر LQR^3 طراحی شده برای مدل خطی سیستم استفاده شده است.

در شبیه‌ساز طراحی شده در مؤسسه فناوری جورجیا از پیشرانه گاز سرد، ژایروی کنترل گشتاور سرعت متغیر، حسگرهای خورشیدی، ژایرو، مغناطیس‌سنج و واحد اندازه‌گیری اینرسی استفاده شده است. با توجه به مشخص نبودن دقیق ممان اینرسی‌ها یک کنترلر غیرخطی مقاوم بر حسب کواترنیون‌ها در این سیستم پیاده‌سازی شده است [۳].

در نمونه دیگری از شبیه‌سازها به‌منظور بررسی عملکرد پیشرانه گاز سرد برای کنترل وضعیت از پیشرانه گاز سرد و ژایرو استفاده شده است [۴].

ژایروی کنترل گشتاور سرعت متغیر، واحد اندازه‌گیری اینرسی، ژایروی سرعت زاویه‌ای و حسگرهای مبتنی بر لیزر شبیه‌ساز معرفی شده در مرجع [۵] مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در این سیستم قوانین کنترل و هدایت با استفاده از ژایروهای کنترل گشتاور سرعت متغیر ارزیابی شده است.

در مرجع [۶] از عملگرهای مغناطیسی برای کنترل وضعیت شبیه‌ساز با پیاده‌سازی کنترلر تناسبی استفاده شده است. این شبیه‌ساز همچنین شامل چرخ عکس‌العملی، حسگر وضعیت اینرسی و نمونه‌هایی از حسگرهای خورشیدی و زمینی و سیستم بالانس اتوماتیک است.

شبیه‌ساز معرفی شده در مرجع [۷] راهبردهای کنترلی بر

هندسی، جنس و ابعاد دیسک تعیین می‌شوند. مشخصات نهایی چرخ‌های عکس‌العملی در جدول (۱) ارائه شده است:

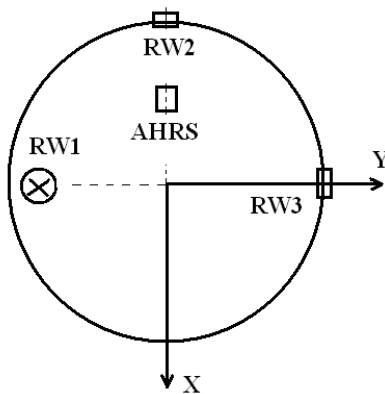
جدول ۱- مشخصات چرخ‌های عکس‌العملی

مقدار	مشخصه
۰/۱۲۳ N.m	حداکثر گشتاور
۰/۶۳ N.m.sec	ظرفیت ممتوم زاویه‌ای
۳۰۰۰ rpm (سرعت نامی موتور تا ۹۰۰۰ rpm است)	حداکثر سرعت زاویه‌ای مجاز
حدود ۱۲ w در دور ۳۰۰۰ rpm	توان مصرفی چرخ
۰/۰۰۲ Kg.m ²	ممان اینرسی دیسک
قطر: ۱۲۰ mm و حداکثر ضخامت: ۲۵ mm	ابعاد دیسک
در سه جهت عمود بر هم	زاویه نصب چرخ‌ها

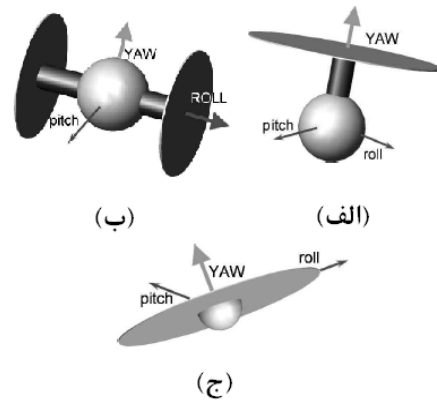
پس از برقراری تعادل جرمی پلتفرم در صفحه افق، هر دو محور عمود بر هم در این صفحه محورهای اصلی پلتفرم خواهند بود. بنابراین نصب چرخ‌ها در سه راستای عمود بر هم، امکان اعمال گشتاور کنترلی در راستای محورهای اصلی را فراهم می‌کند و در این شرایط ممان اینرسی‌های ضربی تقریباً صفر هستند.

حسگر تعیین وضعیت مورد استفاده یک حسگر ترکیبی یکپارچه است که با ترکیب اطلاعات حسگرهای ژایرو، مغناطیس‌سنج و شتاب‌سنج خطی، وضعیت پلتفرم به صورت زوایای اوپلر یا کواترنیون‌ها و نرخ تغییرات آن را نسبت به یک دستگاه اینرسی به عنوان خروجی تعیین می‌کند [۱۳].

حسگر به‌گونه‌ای نصب شده است که راستای محورهای آن همانند چرخ‌های عکس‌العملی در راستای محورهای اصلی پلتفرم قرار گیرد. زاویه حول محور x پلتفرم رول، حول محور y پیچ و حول محور z یاء است. محورهای مختصات در نظر گرفته شده برای پلتفرم و وضعیت نصب چرخ‌های عکس‌العملی و حسگر وضعیت روی آن به صورت شکل (۲) است.



شکل ۲- محورهای مختصات و وضعیت نصب اجزای پلتفرم



شکل ۱- روش‌های مختلف استفاده از یاتاقان هوایی برای ایجاد شرایط جاذبه صفر

سیستم کنترل وضعیت یک ماهواره نمونه در این شبیه‌ساز پیاده‌سازی شده است که در آن چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گرفته است. این عملگر یکی از رایج‌ترین عملگرهای مورد استفاده در ماهواره‌هاست و قابلیت انجام مانورهای نسبتاً سریع و دقیق را دارد. طرح ساده چرخ عکس‌العملی شامل یک موتور الکتریکی است که برای افزایش ممان اینرسی، دیسکی روی محور آن نصب شده است.

روش اندازه‌کردن و تعیین مشخصه‌های فنی چرخ عکس‌العملی براساس نیازمندی‌های کنترل وضعیت در [۱۰-۱۲] تشریح شده است. گشتاور تولیدی و ظرفیت ممتوم چرخ عکس‌العملی از مهم‌ترین مشخصه‌ها در اندازه‌کردن آن هستند.

با فرض بزرگ‌ترین ممان اینرسی پلتفرم به صورت $I=2.5 \text{ kg.m}^2$ و بزرگ‌ترین مانور تغییر وضعیت حول این محور به میزان ۵۰ درجه در مدت ۲۰ ثانیه، حداکثر گشتاور مورد نیاز و ظرفیت ممتوم برای انجام مانور عبارتند از [۱۱]:

$$T = \frac{4\theta I}{t^2} = 0.022 \text{ N.m} \quad (۱)$$

$$H = \frac{2\theta I}{t} = 0.22 \text{ N.m.sec} \quad (۲)$$

با در نظر گرفتن حاشیه اطمینان، موتورهای الکتریکی انتخاب شده برای چرخ‌ها گشتاور اسمی ۱۲۳ mN.m دارند و حد اشباع سرعت چرخ‌ها نیز ۱۵۰۰ rpm در نظر گرفته شده است. با توجه به ظرفیت ممتوم مورد نیاز و سرعت زاویه‌ای مجاز موتور، مجموع ممان اینرسی دیسک و روتور از رابطه (۳) تعیین می‌شود:

$$I_{RW} = \frac{H}{\omega} \quad (۳)$$

ω حداکثر سرعت موتور و H ظرفیت ممتوم هستند. با مشخص شدن ممان اینرسی دیسک، در طراحی مکانیکی آن با لحاظ کردن محدودیت‌هایی که برای چرخ وجود دارند شکل

پس از نصب اجزای اصلی و برای انجام آزمایش، بالانس جرمی پلتفرم در صفحه افقی با استفاده از وزنه‌های متحرک روی پیچ‌های افقی تعبیه شده در بدنه پلتفرم انجام می‌شود تا اثرات اغتشاشی نیروی وزن حذف شود. در راستای عمودی هم می‌توان با جابه‌جایی وزنه‌های تعادلی در مرکز پلتفرم موقعیت مرکز جرم را نسبت به مرکز چرخش تغییر داد و پلتفرم را در شرایط تعادل پایدار، خنثی یا ناپایدار قرار داد.

با توجه به اینکه همانند یک جسم شناور در سیال، دو نیروی وزن و برآیند نیروی فشاری اعمالی بر یاتاقان هوایی بر پلتفرم اثر می‌کنند، اگر مرکز جرم بالاتر از مرکز چرخش قرار گیرد مجموعه دارای تعادل ناپایدار است. اگر مرکز جرم پایین‌تر از مرکز چرخش قرار گیرد تعادل پایدار است. تعادل خنثی و حالت ایده‌آل زمانی است که مرکز جرم و مرکز هندسی (مرکز چرخش) بر یکدیگر منطبق باشند. مشخصات کلی شبیه‌ساز در جدول (۲) ارائه شده است:

جدول ۲- مشخصات کلی شبیه‌ساز

مشخصه	مقدار
ابعاد کلی	قطر: ۹۰ mm و ارتفاع: ۱۵۰ mm
وزن بخش تعلیق شده	حدود ۵۵ kg
محدودیت‌های حرکتی	سه درجه آزادی با محدودیت ۴۰ درجه در راستاهای رول و پیچ و ۳۶۰ درجه در راستای یاو
مداومت کاری	حدود ۲ ساعت بر اساس محدودیت توان مصرفی
دقت تعیین وضعیت	۰/۵ درجه با حسگر AHRS
دقت تعیین و کنترل وضعیت	۱ درجه

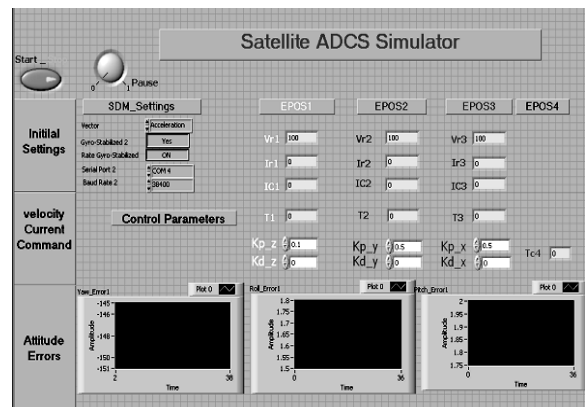
مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی

با فرض ناچیزبودن اصطکاک هوا در یاتاقان هوایی، از ترکیب معادلات دینامیک پلتفرم و معادلات سینماتیک بر حسب زوایای اوپلر، معادلات غیرخطی سیستم در چارچوب مختصات اصلی بدنه به صورت معادله (۴) به دست می‌آید [۲] و [۱۰]. در این معادلات غیرخطی ϕ ، θ و ψ زوایای اوپلر هستند که به ترتیب چرخش حول محورهای x ، y و z را نشان می‌دهند. I_{xx} ، I_{yy} و I_{zz} ممان اینرسی پلتفرم در راستای محورهای اصلی و T_x ، T_y و T_z گشتاورهای اعمال شده بر پلتفرم، mg وزن پلتفرم و r_z فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز چرخش هستند.

معادلات نشان می‌دهند که در دو راستای رول و پیچ (ϕ و θ) گشتاورهای اغتشاشی ناشی از فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز چرخش وجود دارد.

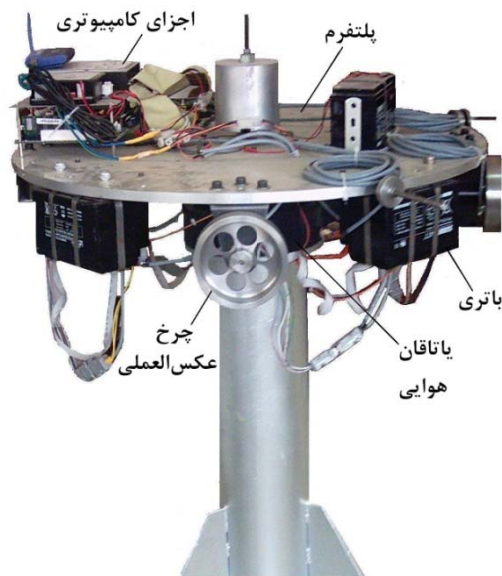
$$I_{xx}[(\ddot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta) - \dot{\theta}\dot{\psi} \cos\theta] + (I_{zz} - I_{yy})[\ddot{\theta} \cos\phi + \dot{\psi} \sin\phi \cos\theta] \times [-\ddot{\theta} \sin\phi + \dot{\psi} \cos\phi \cos\theta] \quad (4)$$

بخش الکتریکی و کامپیوتری پلتفرم متشکل از واحد پردازنده برای کنترل پلتفرم، واحد تغذیه برای تأمین انرژی الکتریکی و واحد ارتباط بیسیم برای ارتباط‌دهی دو طرفه با ایستگاه مانیتورینگ بیرونی است. شکل (۳) نمایی از واسط کاربر گرافیکی برنامه نرم‌افزاری طراحی شده برای شبیه‌ساز را نشان می‌دهد [۱۴].



شکل ۳- نمای گرافیکی برنامه نرم‌افزاری در ایستگاه مانیتورینگ

این ارتباط گرافیکی با استفاده از نرم‌افزار لب‌ویو^۵ به منظور مشاهده سیگنال‌های وضعیت و کنترل، ذخیره داده‌ها و تصحیح پارامترهای کنترل و اعمال فرمان‌های شروع و توقف در ایستگاه مانیتورینگ فراهم شده است. پلتفرم شبیه‌ساز و اجزای آن در شکل (۴) نشان داده شده است.



شکل ۴- پلتفرم شبیه‌ساز زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت و اجزای نصب‌شده روی آن

کنترل کننده PD است که با توجه به پارامترهای اندازه‌گیری شده با حسگرهای تعیین وضعیت، به سادگی پیاده‌سازی می‌شود. با استفاده از یک کنترل کننده PD گشتاورهای کنترلی که توسط چرخ‌های عکس‌العملی به سیستم اعمال می‌شوند عبارتند از:

$$\begin{aligned} T_x &= k_{P\varphi} e_\varphi + k_{D\varphi} \dot{e}_\varphi \\ T_y &= k_{P\theta} e_\theta + k_{D\theta} \dot{e}_\theta \\ T_z &= k_{P\psi} e_\psi + k_{D\psi} \dot{e}_\psi \end{aligned} \quad (۶)$$

با توجه به معادلات تفکیک شده (۵) سه تابع تبدیل سیستم حلقه بسته مربوط به زوایای φ ، θ و ψ عبارت خواهند بود از:

$$\begin{aligned} G_\varphi(S) &= \frac{\left(\frac{1}{I_{xx}}\right)(k_{P\varphi} + k_{D\varphi}S)}{S^2 + \left(\frac{1}{I_{xx}}\right)k_{D\varphi}S + \left(\frac{1}{I_{xx}}\right)k_{P\varphi} + \omega_\varphi^2} \\ G_\theta(S) &= \frac{\left(\frac{1}{I_{yy}}\right)(k_{P\theta} + k_{D\theta}S)}{S^2 + \left(\frac{1}{I_{yy}}\right)k_{D\theta}S + \left(\frac{1}{I_{yy}}\right)k_{P\theta} + \omega_\theta^2} \\ G_\psi(S) &= \frac{\left(\frac{1}{I_{zz}}\right)(k_{P\psi} + k_{D\psi}S)}{S^2 + \left(\frac{1}{I_{zz}}\right)k_{D\psi}S + \left(\frac{1}{I_{zz}}\right)k_{P\psi}} \end{aligned} \quad (۷)$$

مشاهده می‌شود در هر زیر سیستم دو قطب پدید خواهد آمد. شرایط پایداری براساس معیار پایداری روث به‌گونه‌ای که هر دو قطب سیستم در سمت چپ صفحه مختلط قرار گیرد عبارتند از:

$$\begin{aligned} k_{D\varphi} &> 0, \quad k_{P\varphi} > -\omega_\varphi^2 I_{yy} \\ k_{D\theta} &> 0, \quad k_{P\theta} > -\omega_\theta^2 I_{zz} \\ k_{D\psi} &> 0, \quad k_{P\psi} > 0 \end{aligned} \quad (۸)$$

طراحی کنترلر QEF

کوآترنیون‌ها به دلایلی از قبیل نبود نقاط تکیه در معادلات سینماتیکی و سادگی و سرعت بیشتر در محاسبات به دلیل نبود توابع مثلثاتی در روابط آنها، جایگزینی مناسب برای زوایای اولیه برای توصیف وضعیت سیستم مورد استفاده قرار گرفته‌اند و قوانین کنترل مبتنی بر کوآترنیون‌ها با موفقیت در فضاییها پیاده‌سازی شده‌اند.

به همین دلیل کنترل کننده دیگری که برای کنترل وضعیت شبیه‌ساز مورد استفاده قرار گرفته است کنترلر PD است که بر حسب خطای کوآترنیون‌ها و بردار سرعت زاویه‌ای بیان می‌شود. این کنترل کننده که به اختصار با QEF مشخص می‌شود برای کنترل وضعیت یک ماهواره صلب پیشنهاد شده است [۱۲]. قانون کنترل عبارت است از:

$$\mathbf{u} = -k\mathbf{G}^T(\mathbf{q}_d)\mathbf{q} - \mathbf{D}(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d) \quad (۹)$$

در این رابطه k و \mathbf{D} ضرایب بهره کنترل کننده هستند.

$$= -mgr_z \sin\varphi \cos\theta + T_x$$

$$\begin{aligned} I_{yy}[(\ddot{\theta} \cos\varphi + \dot{\psi} \sin\varphi \cos\theta) + (-\dot{\varphi} \dot{\theta} \sin\varphi \\ + \dot{\varphi} \dot{\psi} \cos\varphi \cos\theta - \dot{\theta} \dot{\psi} \sin\varphi \sin\theta)] + \\ (I_{xx} - I_{zz})[\dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin\theta] \times \\ [-\dot{\theta} \sin\varphi + \dot{\psi} \cos\varphi \cos\theta] \\ = -mgr_z \sin\theta + T_y \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} I_{zz}[(-\ddot{\theta} \sin\varphi + \dot{\psi} \cos\varphi \cos\theta) + (-\dot{\varphi} \dot{\theta} \cos\varphi \\ - \dot{\varphi} \dot{\psi} \sin\varphi \cos\theta - \dot{\theta} \dot{\psi} \cos\varphi \sin\theta)] + \\ (I_{yy} - I_{xx})[\dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin\theta] \times \\ [\dot{\theta} \cos\varphi + \dot{\psi} \sin\varphi \cos\theta] = T_z \end{aligned}$$

اگر مرکز جرم بالاتر از مرکز چرخش قرار گیرد، T_z مثبت است. در این حالت در شرایط حلقه باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به حرکت نوسانی با میرایی بسیار ناچیز ناشی از اصطکاک در این دو راستا خواهد شد. در صورتی که مرکز جرم پایین‌تر از مرکز چرخش قرار گیرد، T_z منفی است و در شرایط حلقه باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به ناپایداری سیستم می‌شود. در حالت ایده‌آل تعادل خنثی در شرایط حلقه باز، نیروی وزن اغتشاشی به سیستم اعمال نمی‌کند و سیستم هر وضعیت اولیه‌ای را حفظ می‌کند. در عمل به دلیل ایده‌آل نبودن رفتار یاتاقان هوایی امکان ایجاد تعادل خنثی ممکن نیست و آزمایش‌های تعیین و کنترل وضعیت شبیه‌ساز نیز در شرایط تعادل پایدار انجام می‌شود. معادلات خطی شده سیستم حول مبدأ مختصات برای شرایط تعادل پایدار عبارتند از:

$$\begin{aligned} I_{xx}\ddot{\varphi} &= -mgr_z\varphi + T_x \\ I_{yy}\ddot{\theta} &= -mgr_z\theta + T_y \end{aligned} \quad (۵)$$

$$I_{xx}\ddot{\psi} = T_z$$

در معادلات خطی شده می‌توان فرض کرد تغییر ممتوم زاویه‌ای هر چرخ با علامت منفی به صورت گشتاور در راستای نصب چرخ به پلتفرم اعمال می‌شود.

طراحی کنترلرهای وضعیت برای شبیه‌ساز

برای ارزیابی عملکرد شبیه‌ساز سه کنترلر PD، QEF^۶ و LQR طراحی و پیاده‌سازی شده است.

طراحی کنترلر PD

یکی از مرسوم‌ترین و ساده‌ترین کنترل کننده‌های وضعیت ماهواره

می‌کنیم. اگر ماتریس P را به گونه‌ای تعیین کنیم که عبارت داخل پرانتز در رابطه قبل برابر $-Q$ باشد آنگاه مشتق تابع لیاپانوف را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{V} = -X^T Q X \quad (۱۸)$$

و سیستم حلقه بسته با کنترلر معرفی شده پایدار خواهد بود. با جایگذاری و ساده‌سازی رابطه قبل خواهیم داشت:

$$A^T P + PA - PBR^{-1}B^T P = -Q \quad (۱۹)$$

رابطه اخیر در واقع همان معادله ریکاتی است که در آن P جایگزین S شده است. بنابراین اگر بتوان از معادله ریکاتی ماتریس مثبت معین P را به دست آورد پایداری سیستم حلقه بسته تضمین شده است.

نتایج آزمایش‌ها

نتایج آزمایش‌های عملی روی پلتفرم با پیاده‌سازی کنترلرهای مختلف طراحی شده، در این بخش ارائه شده است. در این آزمایش‌ها وضعیت مطلوب برای پلتفرم صفر بودن تمام زوایا در نظر گرفته شده است.

انجام مانورهایی با زوایای مطلوب غیر صفر برای راستای یاو هیچ محدودیتی ندارد و در آزمایش‌ها انجام شده است. اما به علت محدودیت سیستم در دستیابی به شرایط تعادل خنثی، گشتاوری اغتشاشی ناشی از وزن سیستم در زوایای رول و پیچ غیر صفر اعمال می‌شود که در مدل‌سازی‌ها نیز لحاظ شده است. این گشتاور اغتشاشی یک گشتاور غیرسیکلی به حساب می‌آید و همان گونه که می‌دانیم چرخ عکس‌العملی نمی‌تواند اثر گشتاور غیرسیکلی را حذف کند زیرا با گذشت زمان چرخ اشباع می‌شود.

در ماهواره نیز از عملگرهای دیگری نظیر پیش‌ران یا مغناطیسی برای جبران اثرات این نوع گشتاورها استفاده شده است. بنابراین با توجه به مشخصه‌های سیستم انجام مانور برای رسیدن به زوایای رول و پیچ غیر صفر در زمان طولانی ممکن نیست (در زمان محدود باعث اشباع عملگر می‌شود) و البته این شرایط برای سیستم واقعی نیز وجود ندارد.

بهره‌های انتخابی برای هر یک از کنترلرها در محدوده به دست آمده از بررسی پایداری، در نظر گرفته شده است و با آزمایش چند نمونه، بهره‌های ارائه شده انتخاب شده است که دارای عملکرد مناسبی هستند.

بر اساس نتایج تحلیل پایداری برای کنترل کننده PD، بهره‌های $K_D = 0.2I_{3 \times 3}$ و $K_P = 0.2I_{3 \times 3}$ در حالت تعادل پایدار اعمال شده و نتایج در شکل‌های بعد ارائه شده است. شکل (۸) تغییرات سرعت زاویه‌ای، شکل (۹) تغییرات زوایای وضعیت و

کواترنیون‌های وضعیت اندازه‌گیری شده در هر لحظه و $q_a = [q_{1d} \ q_{2d} \ q_{3d} \ q_{4d}]^T$ بردار کواترنیون وضعیت مطلوب است و

$$G^T(q_d) = \begin{bmatrix} q_{4d} & q_{3d} & -q_{2d} & -q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{4d} & q_{1d} & -q_{2d} \\ q_{2d} & -q_{1d} & q_{4d} & -q_{3d} \end{bmatrix} \quad (۱۰)$$

برای اثبات پایداری سیستم حلقه بسته تابع مثبت معین لیاپانوف را به صورت زیر در نظر می‌گیریم:

$$V = k(q - q_d)^T (q - q_d) + \frac{1}{2}(\omega - \omega_d)^T I (\omega - \omega_d) \quad (۱۱)$$

پس از مشتق‌گیری از این تابع و جایگذاری روابط دینامیک و صرف‌نظر از گشتاور بازگرداننده نیروی وزن خواهیم داشت:

$$\dot{V} = -\omega^T D \omega \quad (۱۲)$$

برای پایداری جهانی^۷ لازم است D مثبت معین باشد. بنابراین با انتخاب بهره‌های مناسب، سیستم حلقه بسته با کنترلر معرفی شده پایدار خواهد بود.

طراحی کنترلر LQR

کنترلر دیگری که برای شبیه‌ساز مورد استفاده قرار گرفته است کنترلر LQR است. این کنترلر کننده ضمن بهینه‌کردن رفتار سیستم دینامیکی برای می‌نیم‌کردن تابع هزینه، بهره‌های کنترلی را به صورت روش مند برای سیستم خطی تعیین می‌کند. قانون کنترل عبارت است از:

$$u = -KX \quad (۱۳)$$

بهره کنترلر K از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$K = -R^{-1}B^T S \quad (۱۴)$$

و ماتریس S نیز از حل معادله جبری ریکاتی به فرم زیر به دست می‌آید:

$$A^T S + SA - (SB)R^{-1}(B^T S) + Q = 0 \quad (۱۵)$$

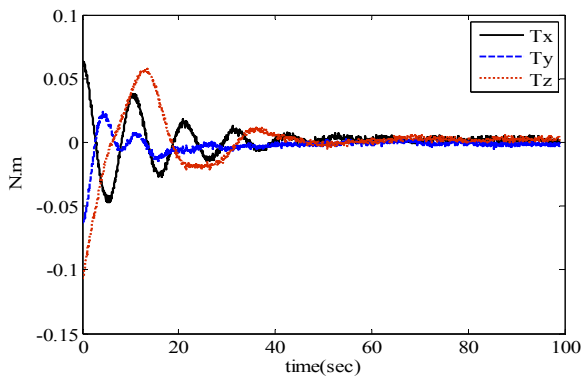
در این روابط Q ماتریس حقیقی متقارن مثبت نیمه معین و R ماتریس حقیقی متقارن مثبت معین است. با تعریف تابع مثبت معین لیاپانوف به صورت زیر:

$$V = X^T P X \quad (۱۶)$$

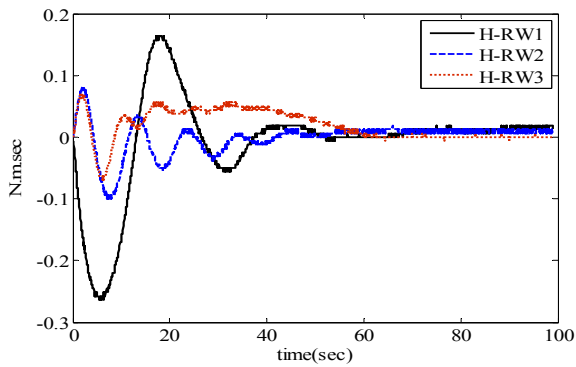
مشتق تابع لیاپانوف عبارت است از:

$$\dot{V} = X^T (A^T P - K^T B^T P + PA - PBK) X \quad (۱۷)$$

ماتریس مثبت معین Q را به صورت $Q = Q + K^T R K$ تعریف

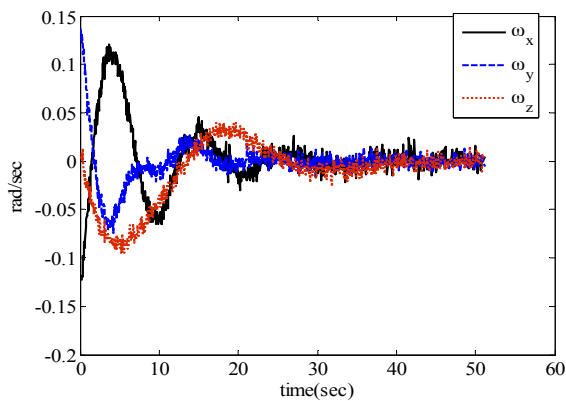


شکل ۱۰- تغییرات گشتاورهای کنترلی فرمان داده شده با کنترل‌کننده PD در شرایط تعادل پایدار



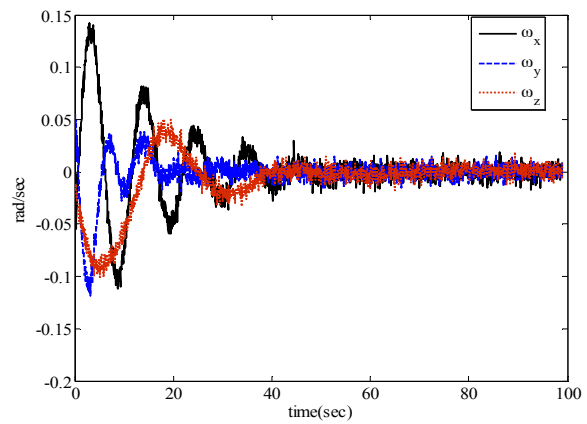
شکل ۱۱- تغییرات ممتموم زاویه‌ای چرخ‌ها با کنترل‌کننده PD در شرایط تعادل پایدار

نتایج آزمایش با کنترلر QEF نشان می‌دهند که وضعیت مطلوب کواترنیون‌ها یعنی $[0 \ 0 \ 0 \ 1]$ با دقت مناسبی حاصل شده است. بیشترین انحراف اولیه در این حالت نیز حدود ۲۵ درجه است که در مدت زمان کمتر از ۶۰ ثانیه وضعیت مطلوب حاصل شده است. همانند آزمایش با کنترلر PD، در این حالت هم زوایای رول و پیچ نوسانات بیشتری نسبت به یاو دارند.

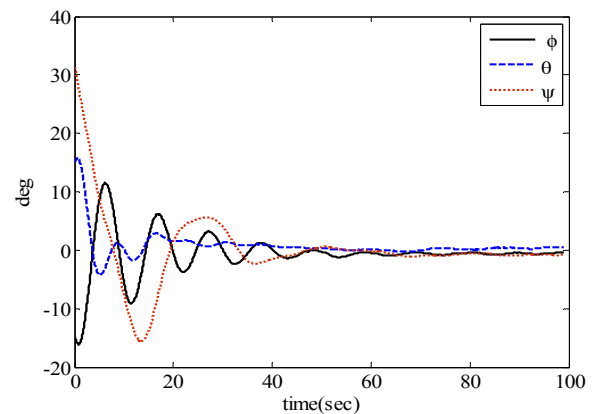


شکل ۱۲- تغییرات سرعت زاویه‌ای با کنترل‌کننده QEF در شرایط تعادل پایدار

شکل‌های (۱۰) و (۱۱) نیز به ترتیب مؤلفه‌های گشتاور کنترلی و ممتموم زاویه‌ای را برای چرخ‌های عکس‌العملی نشان می‌دهند. نتایج آزمایش نشان می‌دهند که کنترلر PD با بهره‌های انتخاب شده توانسته است سیستم را به وضعیت مطلوب هدایت کند. بیشترین انحراف اولیه مربوط به زاویه یاو و حدود ۳۰ درجه است و سیستم در مدت زمان کمتر از ۸۰ ثانیه به وضعیت مطلوب رسیده است. همان گونه که نمودارها نشان می‌دهند به علت تأثیر گشتاور اغتشاشی وزن بر پلتفرم، زاویه رول و پیچ نوسانات بیشتری نسبت به زاویه یاو داشته است.

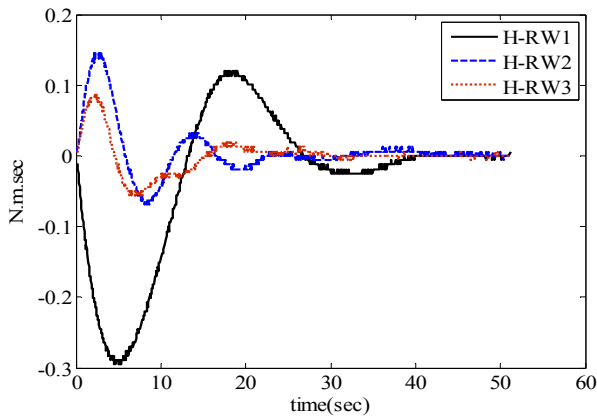


شکل ۱۳- تغییرات سرعت زاویه‌ای پلتفرم با کنترل‌کننده PD در شرایط تعادل پایدار

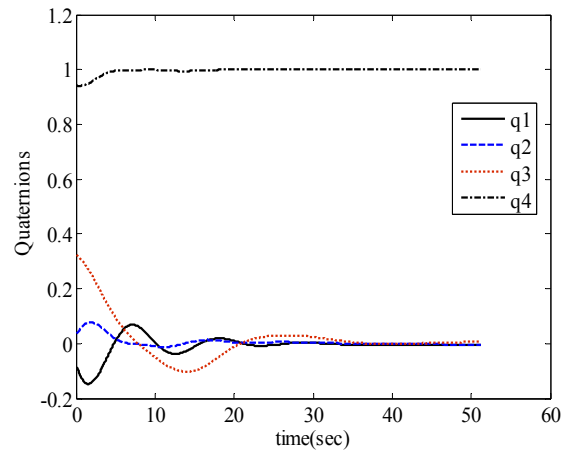


شکل ۱۴- تغییرات زوایای پلتفرم با کنترل‌کننده PD در شرایط تعادل پایدار

کنترل‌کننده QEF نیز با بهره‌های $D=0.4I_{3 \times 3}$ و $k=0.4$ در حالت تعادل پایدار پیاده‌سازی شده و نتایج در شکل‌های بعد ارائه شده است. شکل (۱۲) تغییرات سرعت زاویه‌ای، شکل (۱۳) تغییرات کواترنیون‌ها، شکل (۱۴) تغییرات گشتاور کنترلی و شکل (۱۵) نیز ممتموم زاویه‌ای عملگرهای کنترل وضعیت را نشان می‌دهد.



شکل ۱۵- تغییرات ممتوم زاویه‌ای چرخ‌ها با کنترل کننده QEF در شرایط تعادل پایدار



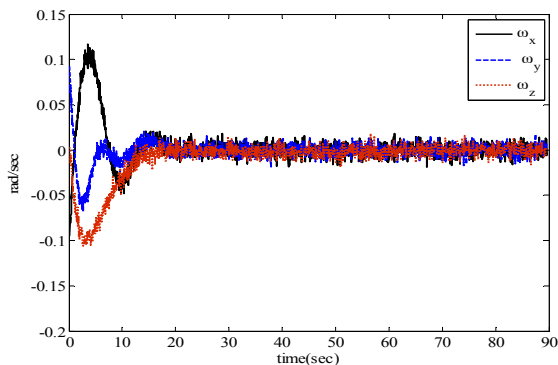
شکل ۱۳- تغییرات کواترنیون‌ها با کنترل کننده QEF در شرایط تعادل پایدار

و با فرض $R=10 \times I_{3 \times 3}$ و $Q=I_{6 \times 6}$ ضریب بهره کنترل کننده به صورت زیر به دست می‌آید:

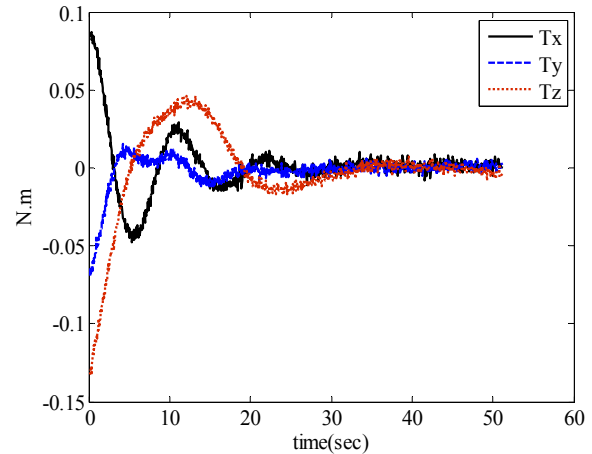
$$K_{LQR} = \begin{bmatrix} 0.1299 & 0.7568 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1299 & 0.7855 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.3162 & 1.5621 \end{bmatrix} \quad (21)$$

با انتخاب این مقادیر در واقع ضریب وزنی محورهای مختلف شبیه‌ساز به صورت یکسان در نظر گرفته شده است، زیرا اولیاتی نسبت به بکدیگر ندارند. همچنین با انتخاب ضریب بزرگ‌تر برای سیگنال کنترل نسبت به متغیرهای حالت در تابع هدف، قید بیشتری روی سیگنال کنترلی برای محدود کردن آن اعمال شده است.

با این ضرایب بهره، نتایج آزمایش‌های عملی با کنترل کننده LQR برای شرایط تعادل پایدار در شکل‌های بعد ارائه شده است. شکل (۱۶) تغییرات سرعت زاویه‌ای، شکل (۱۷) تغییرات زوایای وضعیت و شکل‌های (۱۸) و (۱۹) نیز به ترتیب تغییرات مؤلفه‌های گشتاور کنترلی و ممتوم زاویه‌ای را برای چرخ‌های عکس‌العملی نشان می‌دهند.



شکل ۱۶- تغییرات سرعت زاویه‌ای با کنترل کننده LQR در شرایط تعادل پایدار



شکل ۱۴- تغییرات گشتاورهای کنترلی فرمان داده شده با کنترل کننده QEF در شرایط تعادل پایدار

بهره‌های کنترل کننده LQR بر اساس مدل خطی شده سیستم و با استفاده از معادله ریگاتی تعیین می‌شوند. برای محاسبه بهره‌های کنترلی باید مقادیر ممان اینرسی معلوم باشند. برای این منظور با استفاده از مدل نرم‌افزاری (با فرض اینکه تعادل جرمی در صفحه به صورت کامل برقرار است) مقادیر زیر تخمین زده شده‌اند:

$$I = \begin{bmatrix} 1.819 & 0 & 0 \\ 0 & 1.985 & 0 \\ 0 & 0 & 3.702 \end{bmatrix} \text{ kg.m}^2 \quad (20)$$

$$\begin{bmatrix} mgr_x \\ mgr_y \\ mgr_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.318 \end{bmatrix} \text{ N.m}$$

نتایج آزمایش نشان می‌دهند که کنترلر LQR نیز توانسته است سیستم را به وضعیت مطلوب هدایت کند و انحراف زاویه‌ای حدود ۵۰ درجه در کمتر از ۶۰ ثانیه کنترل شده است. در جدول (۳) برخی مشخصات عملکردی کنترل‌های مختلف مقایسه شده است:

جدول ۳- مقایسه عملکرد کنترل‌های مختلف

مشخصه	PD	QEF	LQR
حداکثر انحراف اولیه (deg)	۳۰	۲۵	۵۰
زمان کنترل (t)	۸۰	۶۰	۶۰
حداکثر گشتاور کنترلی (N.m)	۰/۱	۰/۱۲	۰/۲
حداکثر ممنتوم (N.m.sec)	۰/۲۵	۰/۳	۰/۳۵

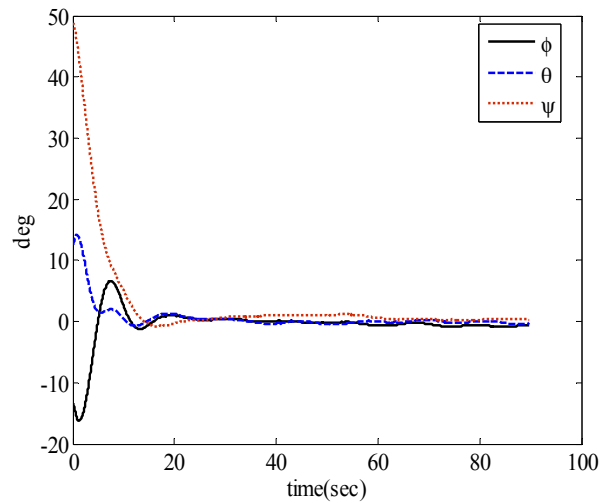
هر سه کنترلر پیاده‌سازی شده از خطای پارامترهای وضعیت (زوایا یا کوآرنیون‌ها) و خطای سرعت زاویه‌ای برای محاسبه گشتاور کنترلی استفاده می‌کنند و رفتار کلی سیستم در هر سه مورد یکسان است. اما همان گونه که جدول و نمودارها نشان می‌دهند در کنترلر LQR که بهره‌ها به صورت بهینه انتخاب شده‌اند، سیستم با نوسانات اولیه کمتری به وضعیت مطلوب رسیده است اما در مقابل حداکثر گشتاور و ممنتوم زاویه‌ای چرخ‌ها در حین مانور بیشتر بوده است. در واقع این کنترلر از ظرفیت چرخ بیشتر استفاده کرده است. مقایسه نمودار گشتاور و ممنتوم زاویه‌ای یک چرخ در هر یک از حالت‌ها نشان می‌دهد، تا زمانی که گشتاور تغییر جهت ندهد ممنتوم در یک راستا در حال افزایش است. بنابراین در صورتی که اثر اغتشاشات یا بهره‌های کنترلی به گونه‌ای باشند که در یک جهت مشخص گشتاور کنترلی بدون تغییر جهت برای مدت زمان زیادی نیاز باشد چرخ عکس‌العملی اشباع خواهد شد.

عواملی از قبیل دقیق نبودن بالانس جرمی در صفحه، خطای اندازه‌گیری حسگر تعیین وضعیت، فرض رفتار ایده‌آل برای چرخ‌های عکس‌العملی در اعمال گشتاورهای کنترلی، اثر اغتشاشی هوای خروجی از یاتاقان هوایی و همچنین دقیق نبودن پارامترهای سیستم مانند ممان اینرسی‌ها باعث ایده‌آل نبودن رفتار سیستم و همچنین نوسانات و خطاهایی جزئی در انتهای مانورها شده‌اند.

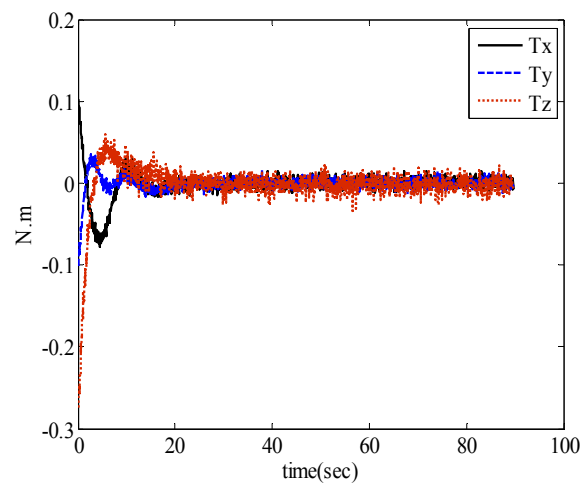
با توجه به اینکه سرعت‌زاویه‌ای نشان داده شده در شکل‌ها مستقیماً توسط حسگر وضعیت اندازه‌گیری و ثبت شده است، نوسانات نویزی آنها نیز به عملکرد حسگر بستگی دارد و با حسگر موجود نمی‌توان آنها را اصلاح کرد.

نتیجه‌گیری

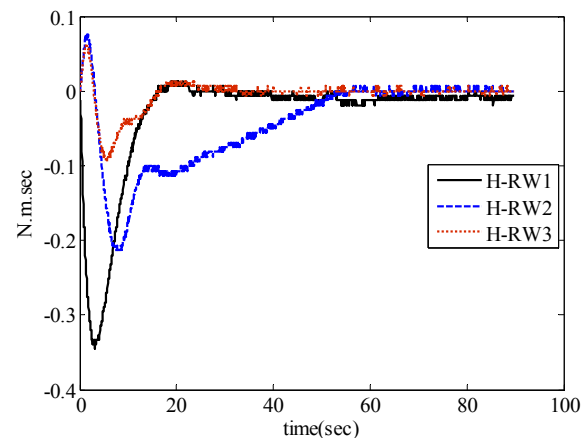
در این مقاله عملکرد و کارایی شبیه‌ساز سه درجه آزادی زیرسیستم



شکل ۱۷- تغییرات زوایای وضعیت پلتفرم با کنترل‌کننده LQR در شرایط تعادل پایدار



شکل ۱۸- تغییرات گشتاورهای کنترلی با کنترل‌کننده LQR در شرایط تعادل پایدار



شکل ۱۹- تغییرات ممنتوم زاویه‌ای چرخ‌های عکس‌العملی با کنترل‌کننده LQR در شرایط تعادل پایدار

- [2] Kim, B. M., Velenis, E., Kriengsiri, P., and Tsiotras, P., "Designing a Low Cost Spacecraft Simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, Vol. 23, Issue 4, 2003, pp. 26-37.
- [3] Jung, D., and Tsiotras, P., "A 3-DoF Experimental Test-Bed for Integrated Attitude Dynamics and Control Research," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, AAS Astrodynamics Specialist Conference*, Austin, Texas, 2003.
- [4] Justin, S., McFarland, M., Shoemaker, A. and Eide, J., "Characterization of Cold-Gas Thrusters for Use on Spacecraft Simulators," *AIAA Mid-Atlantic (Region I-MA) Student Conference*, Blacksburg, Virginia, 2004.
- [5] Romano, M. and Agrawal, B. N., "Attitude Dynamics and Control of a Dual-Body Spacecraft with Variable-Speed Control Moment Gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 27, No. 4, 2004, pp. 513-525.
- [6] Prado, J. and Bisiacchi, G., Reyes, L., Vicente, E., Contreras, F., Mesinas, M. and Juárez, A., "Three Axis Airbearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination and Control Simulation," *Journal of Applied Research and Technology (JART)*, Vol. 3, No.3, 2005, pp. 222-237.
- [7] French, D. B., "Hybrid Control Strategies for Rapid, Large Angle Satellite Slew Maneuvers," (M. Sc. Thesis), Air University, Air Institute of Technology, Ohio, 2003.
- [8] Tavakoli, A. H., Abedian, A. and Dehghan, M., "Designing and Manufacturing of Hemispherical Airbearing", *Mechanical Engineering Magazine*, No. 61, 2008 (In Persian).
- [9] Available: [on line], <http://www.nelsonair.com>.
- [10] Tavakoli, A. H., Abedian, A. and Dehghan, M., *Designing and Manufacturing of Mechanical Parts of an Attitude Control Simulator*, Technical Report, SRI/G2-R-1387-030238, Aerospace University Complex, 2008 (In Persian).
- [11] Larson, W. and Wertz, J., *Space Mission Analysis & Design*, CRC Press, 1992.
- [12] Jelinsky, P., *SNAP Reaction Wheel Size*, Report at 12/20/2004.
- [13] Adiprawita, W., Ahmad, A. S. and Sembiring, J., "Development of AHRS (Attitude and Heading Reference System) for Autonomous UAV (Unmanned Aerial Vehicle)," *Proceedings of the International Conference on Electrical Engineering and Informatics*, Institut Teknologi Bandung, Indonesia, 2007.
- [14] Kalthor, A., and Dehghan, M., *Designing and Manufacturing of Electrical Parts of an Attitude Control Simulator*, Technical Report, Aerospace University Complex, SRI/G2-R-1387--060246, 2008 (In Persian).

تعیین و کنترل وضعیت یک ماهواره نمونه مبتنی بر یاتاقان هوایی ارزیابی شده است. در این شبیه‌ساز برای اعمال گشتاورهای کنترلی، چرخ عکس‌العملی با استفاده از موتورهای الکتریکی بر اساس مشخصات یک ماهواره فرضی، نمونه‌سازی شده است. اجزای دیگری از جمله حسگر تعیین وضعیت، پردازنده و کارت شبکه برای ارتباط بیسیم با ایستگاه مانی‌تورینگ نیز روی پلتفرم شبیه‌ساز نصب شده‌اند به‌گونه‌ای که می‌توان فرمان‌های اصلی را ارسال و نتایج آزمایش را در این ایستگاه مشاهده کرد. برای نشان دادن کارایی و قابلیت پلتفرم طراحی شده در آزمایش و ارزیابی کنترل‌های وضعیت ماهواره مبتنی بر چرخ عکس‌العملی، برای نمونه سه کنترل‌کننده PD، QEF و LQR برای سیستم طراحی شده‌اند و محدوده بهره‌های کنترلی برای پایداری سیستم تعیین شده و نتایج پیاده‌سازی عملی این کنترلرها ارائه شده است. باید توجه کرد که برای QEF خطی‌سازی صورت نگرفته و پایداری سیستم حلقه بسته برای سیستم غیرخطی اثبات شده است. ضمن اینکه سیستم بهره‌های انتخابی برای کنترلر PD دارای حاشیه بهره بی‌نهایت و حاشیه فاز حدود ۳۰ درجه است. کنترلر LQR نیز دارای حاشیه فاز بیش از ۶۰ درجه و حداقل حاشیه بهره ۶- db و حداکثر بی‌نهایت است. بنابراین این کنترلرها تا حد زیادی مقاوم هستند. آزمایش‌های عملکردی برای همه کنترلرها در زوایای بزرگ انجام شده که قاعدتاً خارج از محدوده خطی هستند اما کارایی سیستم در عمل در این محدوده‌ها نیز اثبات شده است.

این نتایج علاوه بر تأیید کارایی پلتفرم طراحی شده برای آزمایش سیستم کنترل وضعیت ماهواره، عملکرد مناسب کنترل‌های مورد استفاده را نشان می‌دهند. بنابراین در حال حاضر این سیستم بستر مناسبی برای توسعه پژوهش‌های کاربردی در حوزه تعیین و کنترل وضعیت ماهواره فراهم کرده است. در ادامه کار با بهینه‌سازی و ارتقای سخت‌افزاری و نرم‌افزاری این سیستم می‌توان جنبه‌های مختلف عملکرد سیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره را در شرایط آزمایشگاهی مورد بررسی قرار داد.

مراجع

- [1] Schwartz, J. L., Peck, M. A. and Hall, C. D., "Historical Review of Air-Bearing Spacecraft Simulators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 26, No. 4, 2003, pp. 513-522.