



Design and Construction of a Two-Axis Angle Control Testbed with a Hardware-in-the-Loop Approach

Vahid Bohlouri*¹, Mohammadamin Bagheri², Esmael Ghafari³

1. Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, National University of Skills (NUS), Tehran, Iran.
2. B.Sc. Student, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran.
3. Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran.

Abstract

Precise calibration of attitude determination sensors prior to deployment necessitates advanced platforms with two or three degrees of freedom that ensure high accuracy and real-time monitoring capabilities. In response to this requirement, a two-degree-of-freedom testbed has been designed and implemented to enable thorough functional evaluation of sensors and systems before their deployment phase and to offer real-time tracking of platform dynamics and sensor responses. The system is composed of two primary subsystems: a mechanical framework and an electronics subsystem. The mechanical framework is engineered with high precision to mitigate misalignments and ensure accurate component placement, including a reaction wheel that enhances control system efficiency. The electronics subsystem incorporates key elements such as batteries, actuators, communication interfaces, and control boards, enabling seamless and efficient operation. A PID controller has been employed to achieve precise and stable control of the platform. Experimental evaluations demonstrate that the system achieves angular accuracy of 0.11° in the pitch axis and 0.20° in the yaw axis. These findings underscore the platform's efficacy as a reliable tool for pre-deployment calibration and performance testing of attitude determination sensors and establish its foundation as a versatile hardware-in-the-loop platform for detailed sensor performance evaluations.

Keywords

Position Control
Two-axis Mechanism
PID Controller
Control Testbed
Hardware in the Loop

Received: 10.11.2024

Revised: 11.05.2024

Accepted: 11.16.2024

*Corresponding Author

Vahid Bohlouri

Email

V.Bohlouri@nus.ac.ir

1- Introduction

Evaluating the functionality of subsystems and individual components plays a crucial role in space system development, particularly for attitude control mechanisms. Rigorous testing processes, such as hardware-in-the-loop (HIL) techniques, are essential for ensuring optimal performance [1]. Utilizing versatile platforms with multiple degrees of freedom—such as two- and three-axis configurations—has proven effective for these evaluations [2]. These platforms often incorporate dynamic elements and sensory equipment, including gyroscopes, accelerometers, and actuators, enabling precise simulation of operational conditions [3]. This research presents an

innovative two-degree-of-freedom testbed designed specifically for evaluating and calibrating sensors and related systems. Its modular and economical structure facilitates the seamless integration of different components, delivering both precision and cost efficiency. Such systems have demonstrated utility in advancing the capabilities of attitude control setups. Notably, control algorithms tailored to mechanical setups with two degrees of freedom, like the lightweight dual-axis gimbal systems designed for precise angular movements, underline the importance of such developments in spacecraft engineering [4]. By focusing on accessibility and affordability, this newly developed platform makes



strides in creating adaptable solutions for space-related testing scenarios. Its flexibility design offer opportunities to explore control techniques and refine critical technologies, making it a valuable asset in the ongoing progress of space system innovation.

2- Design and Methodology

The experimental setup is constructed around a dual-axis mechanism, where a rotating base supports an elongated arm equipped with reaction wheels at its extremities. The arm's rotation relative to the base defines the inclination angle (θ), while a secondary rotational axis (ψ) is facilitated through a turntable that underpins the entire assembly. The frame, crafted using 3D printing technology, leverages PLA polymer for its lightweight nature, production flexibility, and suitability for intricate designs. These characteristics ensure precise alignment during assembly, reducing the risk of component misalignment and enhancing operational stability.

To control the system's orientation, reaction wheels generate rotational forces. Achieving substantial angular momentum without excessive weight was realized by integrating 3D-printed components with. The orthogonal arrangement of these wheels minimizes cross-axis torque disturbances, ensuring efficient control. Additionally, movable counterweights are strategically positioned to balance the structure and maintain equilibrium in diverse configurations. Even when motors are inactive, the system incorporates stabilizing joints that uphold structural integrity.

This modular and lightweight setup provides a versatile platform for testing advanced control algorithms, making it ideal for dynamic experiments in orientation regulation. As demonstrated in Fig. 1, the design effectively addresses challenges associated with multi-axis dynamics.

The developed system incorporates diverse control algorithms, which can be implemented on the processing hardware. It facilitates seamless online

communication with a computer, supporting real-time monitoring and enabling adjustments to the controller parameters. This feature allows for the implementation, testing, and observation of various control strategies. The structure of the control system is depicted in fig. 2.



Figure 1: Overview Of The Constructed Two-Degree-Of-Freedom device.

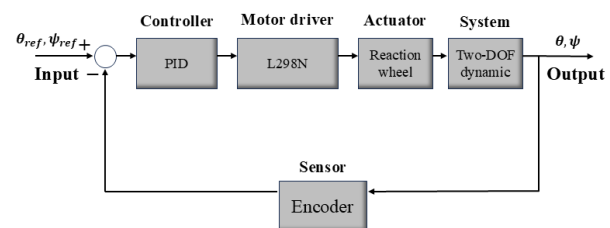


Figure 2: Block diagram of the two-axis angle control of the constructed device.

3- Discussion and Results

The accuracy of the attitude control system was evaluated in both pitch and yaw axes, with the reliability of the system's accuracy tested through 100 repeated trials for each axis, showing steady-state errors below 0.11 degree and 0.20 degree, respectively.

The dual-axis performance was further analyzed by optimizing controller gains, as summarized in Table I, and the step responses for the first axis (θ) and the second axis (ψ) are illustrated in Fig. 3 and 4.

Table 1: pid control coefficients for pitch and yaw at three input angles

Axis	Angle °	K_p	K_i	K_d
θ	15	1.8	0.0007	0.05
	30	0.95	0.0007	0.7
	45	0.5	0.00055	0.2
ψ	15	3.5	0.001	1
	30	1.4	0.0005	0.15
	45	1	0.0004	1.5

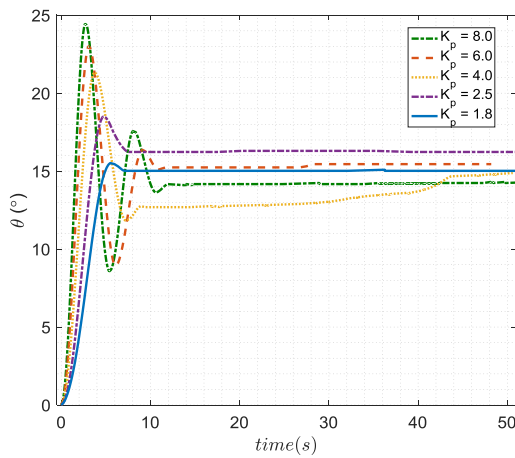


Figure 3: step response of the first axis for different proportional gain coefficients

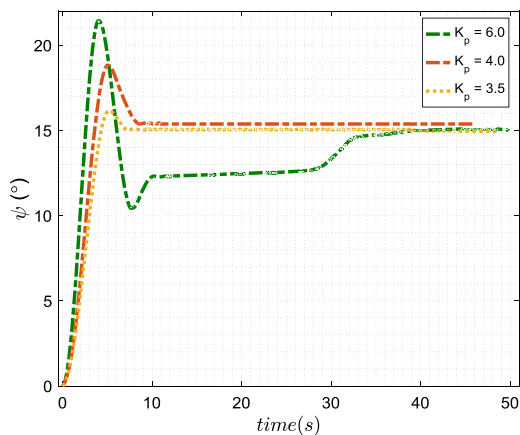


Figure 4: Step response of the second axis for different proportional gain coefficients

In Fig. 5, the system responses for the first axis are presented for various integral control gains. This figure highlights how changes in the integral gain affect the system's behavior, enabling the

identification of the optimal response for a specific gain value.

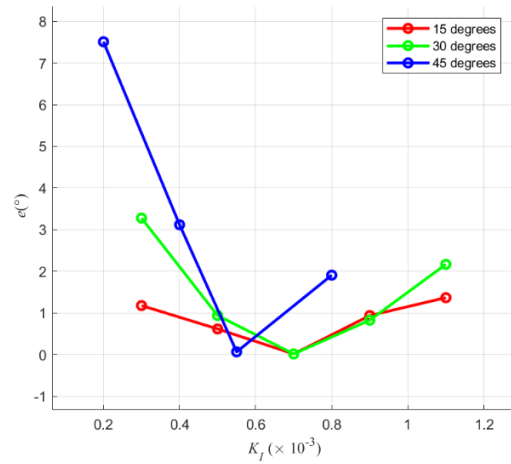


Figure 5: steady-state error of the first axis versus varying integral gains

In Fig. 6, the steady-state error of the second axis is plotted against varying integral gains, illustrating the system's behavior and identifying the optimal integral gain for the best response.

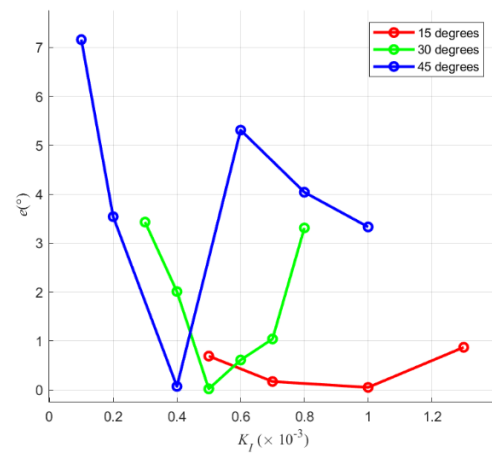


Figure 6: Steady-state error of the second axis versus varying integral gains

4- Conclusion

This study introduced a two-degree-of-freedom testbed designed for precise calibration and functional evaluation of attitude determination sensors prior to deployment. The platform, equipped with a high-precision mechanical framework and an electronics subsystem, ensures real-time tracking of dynamics and sensor responses. The mechanical framework minimizes

misalignments, and the electronics subsystem integrates actuators, control boards, and communication interfaces for seamless operation. The system's performance was assessed under varying proportional and integral gain coefficients to determine the optimal response for precise and stable control. Experimental results demonstrated angular accuracies of 0.11° in the pitch axis and 0.20° in the yaw axis, validating the platform's reliability as an effective tool for pre-deployment calibration and performance testing of attitude determination sensors.

5- References

- [1] W. Ley, K. Wittmann, and W. Hallmann, "Handbook of Space Technology", vol. 22, John Wiley & Sons, 2009.
- [2] J. Uscategui, X. Wang, G. Cuba, and M. Guarirapa, "High-Precision Magnetic Testbed Design and Simulation for LEO Small-Satellite Control Test," *Aerospace*, vol. 10, no. 7, p. 640, 2023.
- [3] V. Bohlouri, H. Haghghi, S. Kaviri, E. Maani, and S. Seyedzamani, "Design and Implementation of Hardware-in-the-loop (HIL) Test-bed for Spacecraft Attitude Control," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 12, no. 1, 2019. (in Persian)
- [4] V. Bohlouri, H. Hosseini-Onari, M. N. Meibody, and S. Seyedzamani, "An Online Hardware-in-the-Loop Testbed for Spacecraft Attitude Control," in **2019 27th Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)**, pp. 1002-1006, IEEE, 2019.



طراحی و ساخت بستر آزمون دومحوره کنترل زاویه با رویکرد سخت‌افزار در حلقه

وحید بهلولوری^{۱*}، محمدمامین باقری^۲، اسماعیل غفاری^۳

۱- استادیار، گروه مهندسی برق، دانشگاه ملی مهارت، تهران، ایران.

۲- دانشجوی کارشناسی، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران.

۳- استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد، مشهد، ایران.

چکیده

کلمات کلیدی

کنترل زاویه

مکانیسم دومحوره

تناسبی - انتگرالی - مشتقی

بستر آزمون

سخت‌افزار در حلقه

دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۷/۲۰

بازنگری مقاله: ۱۴۰۳/۰۸/۱۵

پذیرش مقاله: ۱۴۰۳/۰۸/۲۶

*نویسنده مسئول

وحید بهلولوری

ایمیل

v.bohlouri@nus.ac.ir

این مقاله به بررسی طراحی و ساخت دستگاه مکانیکی کنترل زاویه دومحوره مبتنی بر سخت‌افزار در حلقه به‌منظور ساخت بستر آزمون دومحوره پرداخته است. هدف از این دستگاه رسیدن به بستر آزمون کنترل دومحوره زاویه با خطای کوچک به‌منظور ارزیابی و تست حسگرهای وضعیت یا به‌عنوان میز دو درجه آزادی کوچک برای کنترل وضعیت اجزای ماهواره بوده است. دستگاه از دو بخش اصلی سازه مکانیکی و بخش الکترونیکی تشکیل شده و الگوریتم کنترلی در بستر سخت‌افزار در حلقه نوشته شده و قابلیت تعریف انواع کنترل‌کننده‌ها بر روی آن وجود دارد. سازه از میله قابل دوران، کوپلینگ، باتاقان‌ها، بدنه، پایه و بخش الکترونیکی از یک برد پردازشگر، حسگر انکودر، باتری، مازول مخبراتی و یک موتور کورلس با دیسک دوار به‌عنوان چرخ عکس‌العملی، تشکیل شده است. این دستگاه به‌صورت دو درجه آزادی توانایی مانورهای وضعیت پیچ (pitch) و یاو (yaw) را داشته و خطای وضعیت آن متناسب با الگوریتم کنترلی است. قابلیت اطمینان دقت این دستگاه به ازای صد مرتبه تکرار آزمون برای مانورهای مذکور به ترتیب مقدار ۰/۱۱ و ۰/۲ درجه، با کنترل‌کننده PID، صحت‌گذاری شده است. تحلیل عملکرد دستگاه به ازای بررسی زوایای ورودی مختلف، ضرایب متنوع کنترل‌کننده، شرایط اولیه متفاوت، مانورهای تک‌محوره و دومحوره به تفصیل بررسی شده است. نتایج به‌دست آمده نشان‌دهنده عملکرد مناسب دستگاه ساخته شده با خطای میانگین کمتر از ۰/۲۳ درجه می‌باشد.

۱- مقدمه

یکی از فرآیندهای عمومی در سامانه‌های فضایی تست و آزمون زیرسیستم‌ها، اجزاء، تجهیزات و بخش‌های مختلف آن است. در این بین زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. زیرسیستم کنترل وضعیت یک سامانه فضایی و بخش‌های آن، آزمون‌های مختلفی از جمله آزمون سخت‌افزار در حلقه^۱ اجزای کنترلی را دارد [۱]. در این بین تجهیزات مختلفی به‌عنوان بستر آزمون زیرسیستم کنترل وضعیت توسعه یافته که میزهای دو و سه درجه آزادی از جمله این تجهیزات اساسی برای انجام آزمون‌های کنترل و تعیین وضعیت هستند [۲]. برخی از این سخت‌افزارها به‌صورت مدل روی میز بوده و برخی دیگر شامل مکانیسم‌های دو و سه درجه آزادی بوده و دسته دیگر تجهیزات کنترلی نظیر حسگرها و عملگرها را نیز شامل می‌شوند

[۳]. به‌طور نمونه شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره بدون اصطکاک [۴، ۵]، ایجاد میدان مغناطیسی معادل نقطه مداری [۶] طراحی یک سیستم مکترونیکی به‌منظور پایش داده‌های سلامت و وضعیت ماهواره در پیاده‌سازی بسترهای آزمون سخت‌افزار در حلقه در منابع بررسی شده است [۷]. همچنین در مرجع [۸] یک بستر سخت‌افزار در حلقه با میز سه درجه آزادی برای بررسی عملکرد ماهواره‌های کلاس نانو ارائه شده است. علاوه بر این در برخی از بسترهای سخت‌افزاری از عملگر تراستر یا شبیه آن استفاده شده [۹، ۱۰] و در برخی دیگر از بسترها از چرخ عکس‌العملی یا عملگر مغناطیسی^۲ برای کنترل مانورهای وضعیت استفاده می‌شود [۱۱]. در مجموع بررسی و دسته‌بندی بسترهای آزمون ماهواره‌ها در مرجع [۱۲] با بررسی ادوات،

¹ Hardware in the Loop (HIL)

² Magnetoquer



مکانیکی در شکل ۱ مشاهده می‌شود، این بازو با دوران حول تکیه‌گاه می‌تواند زاویه پیچش (θ) را تولید کند. کل سازه بر روی یک یاتاق کف‌گرد سوار شده که می‌تواند دوران محور دیگر (ψ) را ایجاد کند. بدنه سفید رنگ دستگاه از مواد پی‌ال‌ای^۲ و در فرآیند تولید با استفاده از چاپگر سه‌بعدی آماده شده تا دقت بالایی در جاگذاری و مونتاژ قطعات حاصل شود. انتخاب مواد پی‌ال‌ای به دلیل ویژگی‌های خاصی چون وزن کم، استحکام کافی برای این نوع کاربردها و امکان تولید قطعات با هندسه پیچیده و دقیق انجام گرفته است. این ویژگی‌ها باعث شده تا قطعات با دقت بسیار بالا در جای خود نصب شده و از جابجایی ناخواسته آن‌ها جلوگیری شود.

در این سازه، دیسک‌های چرخ‌های عکس‌العملی نقش کلیدی در تولید گشتاور لازم و یکنواخت برای کنترل وضعیت ایفا می‌کنند. این دیسک‌ها با دقت بالایی طراحی شده‌اند تا از استحکام و یکنواختی مناسبی داشته باشند. یکی از چالش‌های طراحی، دستیابی به اینرسی بالای دیسک‌ها بدون افزایش بیش‌ازحد وزن آن‌ها بود که با استفاده از پرینتر سه‌بعدی انجام شد. به‌علاوه، دیسک‌ها به‌صورت عمود بر هم نصب شده‌اند تا بتوانند گشتاورهای القایی حول محورهای دیگر را به‌طور مؤثری کنترل کنند. چینش عمودی عملگرها باعث کاهش تداخل گشتاورها شده و می‌تواند دقت کنترلی را افزایش دهد.

وزنه‌های متمرکز مشخص شده در تصویر شماره ۱ نیز در بخش مکانیکی به‌گونه‌ای استفاده شده‌اند که تعادل جرمی سیستم حفظ شود. این وزن‌ها قابل تنظیم هستند و بر روی محورهای مختلف جاگذاری شده‌اند تا تعادل استاتیکی سیستم در زوایای مختلف حفظ شود. استفاده از کوپلینگ‌های ۸*۸ میلی‌متری در این بخش به‌منظور ایجاد توزان جرمی سیستم صورت گرفته است. این طراحی این امکان را فراهم می‌کند تا پس از متوقف شدن موتور هم محورهای سیستم به دلیل تعادل جرمی به‌صورت استاتیکی در جای خود ثابت بمانند و به پایداری سیستم در حین عملکرد کمک کنند.

همچنین در شکل ۲ سایر اجزا، شامل موتور کورلس^۳، کوپلینگ، برد الکترونیکی راه‌انداز موتور، برد پردازشی الکترونیکی، انکودر نوری، ماژول مخابراتی و باتری لیتیومی به ترتیب از سمت چپ شکل تا سمت راست نمایش داده شده است.

قابل ذکر است که محور اول (پیچ)، محدودیت زاویه‌ای $\pm 56/4^\circ$ درجه داشته و محور دوم (بازو) بدون محدودیت است.

عملگرها و تجهیزات آن‌ها انجام شده است. یکی از چالش‌های اصلی در تجهیزات حساس فضایی مانند دوربین‌ها، رادارها، لیزرها و برخی آنتن‌ها، حفظ جهت‌گیری دقیق آن‌ها نسبت به یک هدف ثابت یا متحرک است که در یک فضاپیما حائز اهمیت است [۱۳]. در ماهواره‌ها چرخ‌های عکس‌العملی با تولید گشتاور کنترلی دقیق، امکان کنترل وضعیت و جهت‌گیری این تجهیزات را فراهم می‌کنند. این چرخ‌ها به‌طور گسترده‌ای در ماهواره‌های مختلف استفاده شده‌اند و ثابت کرده‌اند که در مأموریت‌هایی که به‌دقت بالای کنترل وضعیت نیاز دارند، عملکرد مناسبی ارائه می‌دهند [۱۴].

مسئله دیگر الگوریتم کنترل وضعیت در سیستم‌های مکانیکی و رباتیکی، به‌ویژه در سیستم‌های فضایی و دو درجه آزادی است. در این راستا، به‌طور نمونه آرانتز و همکارانش در مطالعه‌ای، به بهینه‌سازی کنترل وضعیت ماهواره‌های پلتفرم چند مأموریتی با استفاده از الگوریتم روشن-خاموش پرداخته‌اند [۱۵]. همچنین، پینس و همکارانش نیز یک سیستم گیمبال^۱ دومحوره سبک و با کارایی بالا طراحی کردند که توانست کنترل زاویه‌ای دقیق را برای کاربردهای فضایی فراهم نماید [۱۶]. این مطالعات در جهت دستیابی به دقت بالا در سیستم‌های دو درجه آزادی انجام شده است. الگوریتم‌های کنترلی در بسترهای سخت‌افزار در حلقه متناسب با نوع دینامیک و مکانیزم‌های موجود متفاوت است به‌طور نمونه یکی از تحقیقات در این زمینه مربوط به سیستم هلیکوپترهای کوانسر است که در این نوع از مکانیزم‌ها، از پره‌ها برای تولید نیروی محرکه و کنترل وضعیت استفاده شده و مزایایی داشته است [۱۷].

برخی بسترهای آزمون به‌منظور مانورهای وضعیت ماهواره تهیه می‌شوند که به‌طور نمونه بیان شدند اما برخی دیگر به‌منظور ارزیابی یک حسگر یا یک عملگر کارآیی دارند [۱۸]. در این مطالعه یک بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه دو درجه آزادی به‌منظور آزمون حسگرها و اجزا طراحی و ساخته شده به‌طوری‌که کنترل‌کننده‌های مختلفی بر روی آن قابل تعریف است.

۲- ساخت بخش سازه و مکانیک دستگاه

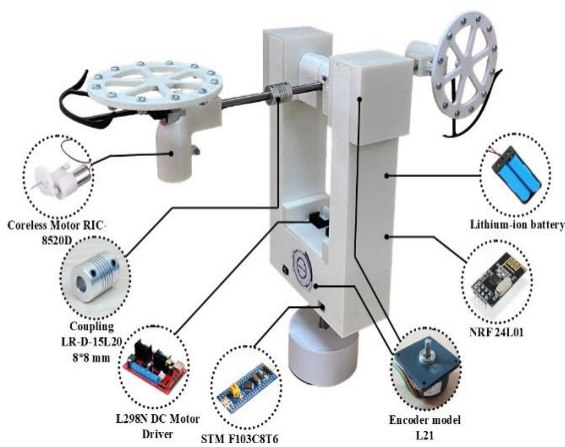
ساختار مکانیکی بستر آزمون دو درجه آزادی شامل یک بازوی گسترده بوده که در دو سر آن دو چرخ عکس‌العملی قرار گرفته و مرکز آن بر روی یک تکیه‌گاه قابل دوران قرار گرفته است. همان‌طور که این ساختار

³ Coreless

¹ Gimbal

² PLA

دقیقی از موقعیت زاویه‌ای هر محور در اختیار میکروکنترلر قرار می‌دهند.



شکل ۱: نمایی از سیستم مکانیکی دو درجه آزادی ساخته شده

شکل ۲: نمایی از اجزای دستگاه دو درجه آزادی ساخته شده

برای فعال‌سازی عملگرها، از یک راه‌انداز موتوری ۴ کاناله با مشخصه L298N استفاده شده که می‌تواند تا ۲ آمپر جریان به هر کانال اعمال کند. این انتخاب به دلیل توانایی مدیریت جریان‌های بالا و دو کانال رزرو برای افزودگی است.

برای تولید گشتاور از چرخ عکس‌العملی ساخته شده استفاده شده است. این عملگر با استفاده از یک موتور کورلس و یک دیسک دوار و همچنین با کنترل شتاب ساخته شده است. موتور کورلس یک موتور جریان مستقیم با دور بالا بوده که با راه‌انداز کنترل سرعت و شتاب آن انجام می‌شود. عملگر واکنشی مذکور بر اساس رابطه ریاضی زیر گشتاور تولید می‌نماید.

$$M = I\alpha \quad (N.m) \quad (1)$$

$$H = I\omega \quad (r. m. v) \quad (2)$$

که در آن M گشتاور تولیدی، I میزان ممان اینرسی دیسک دوار و α میزان شتاب زاویه‌ای دیسک دوار، H ممان زاویه‌ای و ω سرعت زاویه‌ای دیسک دوار است. همچنان که از رابطه فوق مشخص است چنانچه یک دیسک دوار با ممان اینرسی مشخص، تغییرات سرعت (شتاب) داشته باشد می‌تواند گشتاور تولید شود. در اینجا این عملگر با ایجاد گشتاور می‌تواند حول محور مربوطه دوران نماید. فعال‌سازی عملگر ساخته شده با راه‌انداز انجام می‌شود. از این عملگر (البته با مشخصه فضایی) در کنترل وضعیت ماهواره بسیار زیاد استفاده می‌شود [۱۹].
نمایی از چرخ عکس‌العملی^۱ ساخته شده در شکل ۳ ارائه شده است که در آن یک موتور کورلس و یک دیسک‌گردان مشاهده می‌شود.

جدول ۱: تجهیزات و مشخصات دستگاه

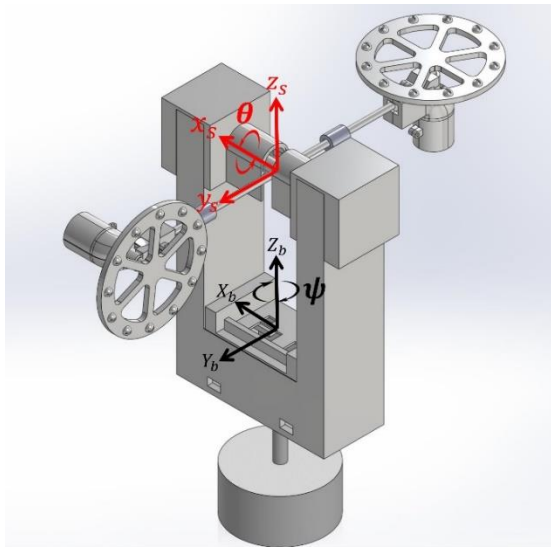
تعداد	مشخصه فنی	تجهیز
۲ عدد	۱۴/۸ وات توان مصرفی	موتور کورلس
۲ بسته باتری	۲۲۰۰ میلی‌آمپر ساعت، ۳/۷ تا ۴/۲ ولت	باتری لیتیومی
۱ عدد	چهار کاناله، ۲ آمپر	راه‌انداز موتور
۱ عدد	STM32 F103C8T6 ۶۰ میلی وات توان مصرفی	برد الکترونیکی پردازشی
۲ عدد	حد تفکیک ۵۰۸۰ پالس	انکودر L21
۲ عدد	۱۰۰ متر برد	ماژول مخابراتی NRF24L01
۲ عدد	۶۵ گرم	دیسک دوار
-	۱۷۰۰ گرم	جرم کل دستگاه

۳- طراحی بخش کنترل و الکترونیک دستگاه

به منظور خوانش داده از حسگرها، پردازش داده، داده گردانی و فعال نمودن عملگر نیاز به برد الکترونیکی پردازشی است تا از یک طرف بتواند داده حسگرها را خوانش نموده و از طرف دیگر الگوریتم کنترلی بر روی آن نوشته شود و همچنین بتواند عملگرهای کنترلی را فعال نماید. بدین منظور از یک میکرو کامپیوتر مبتنی بر پردازنده ARM با سری STM استفاده شده است. با توجه به اینکه دو محور به طور هم‌زمان کنترل می‌شوند از دو حسگر انکودر دقیق ۵۰۸۰ پالس به ازای ۳۶۰ درجه با دقت ۰/۰۷ درجه استفاده شده است. این حسگرها به طور مستقیم به موتورهای محورهای پیچ و یا متصل شده‌اند و اطلاعات

¹ Reaction Wheel

زاویه‌های محور اول، α_ψ شتاب زاویه‌ای محور دوم و θ زاویه محور اول (زاویه پیچ) است.



شکل ۴: مدل سازی دستگاه ساخته شده در نرم افزار سالیدورک

بلوک دیاگرام کنترلی دستگاه ساخته شده در شکل ۵ ترسیم شده است. مطابق این تصویر، ورودی توسط رایانه به برد الکترونیکی پردازشی اعمال شده و داده‌های حسگرها هم به این برد وارد می‌شوند. مطابق الگوریتم نوشته شده در کنترل کننده، فرمان کنترلی به راه انداز موتور اعمال شده و عملگر (چرخ عکس‌العملی) فعال می‌شود. برحسب میزان درصد عرض پالس اعمال شده، عملگر فعال می‌شود و دینامیک وضعیت دو درجه آزادی را تغییر داده و زاویه‌های پیچ و یاو عوض می‌شوند. حسگرها به صورت حلقه بسته داده‌های وضعیت را به کنترل کننده بازخورد می‌دهند.

مطابق شکل ۵، الگوریتم‌های کنترلی متفاوتی می‌تواند بر روی برد پردازشی سخت‌افزاری نوشته شود و از طرفی داده‌ها به صورت برخط^۱ توسط فرستنده مخابراتی به رایانه ارسال شده و بخش مانیتورینگ نتایج را ایجاد می‌نمایند. به عبارتی قابلیت سخت‌افزار در حلقه شامل دسترسی به کنترل کننده و امکان تغییر الگوریتم آن و از طرفی مانیتور کردن برخط داده‌ها در این دستگاه وجود دارد؛ بنابراین می‌توان الگوریتم‌های کنترلی متفاوتی را در این دستگاه توسعه داد و نتایج آن را مشاهده نمود.



شکل ۳: نمایی از عملگر چرخ عکس‌العملی ساخته شده

به منظور ارتباط دوطرفه برد پردازشی و کنترل کننده با رایانه و همچنین نمایش داده‌ها و نتایج، از یک ماژول مخابراتی با مشخصه NRF24L01 استفاده شده است. با استفاده از این فرستنده و گیرنده مخابراتی داده‌ها بین دستگاه ساخته شده و رایانه تبادل می‌شود. این ماژول باعث قابلیت مشاهده برخط نتایج و به روزرسانی دستورات جدید کنترلی شده است.

به منظور تأمین انرژی الکتریکی مورد نیاز دستگاه از باتری‌های لیتیوم-یونی دوسلولی با ظرفیت ۲۲۰۰ میلی‌آمپر ساعت و ولتاژ ۳/۷ تا ۴/۲ ولت استفاده شده است.

الگوریتم کنترلی PID به صورت گسسته بر روی برد الکترونیکی با یک تراشه ARM کد نویسی شده و برد پردازشی با فرکانس کاری ۳۶ مگاهرتز عملکرد دارد. داده حسگرها نیز از طریق ماژول مخابراتی به برد پردازشی وارد می‌شوند.

۴- ساختار کارکردی و کنترلی دستگاه

مدل سازی دستگاه در نرم‌افزار سالیدورک انجام شده و در شکل ۴ ارائه شده است. مطابق شکل، در این مدل محورهای دوران با Z_b و X_s مشخص شده که دو زاویه θ و ψ را ایجاد می‌کنند. با فرض ساده شونده معادلات حرکت این دستگاه در رابطه زیر مشخص شده است.

$$\begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{Disk1} \alpha_\theta \\ I_{Disk2} \alpha_\psi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (۳)$$

که در این رابطه M_θ گشتاور تولیدی محور اول (محور پیچ)، M_ψ گشتاور تولیدی محور دوم (محور یاو)، I_{Disk1} ممان اینرسی دیسک دوار محور اول، I_{Disk2} ممان اینرسی دیسک دوار محور دوم، α_θ شتاب

۵- نتایج و بحث

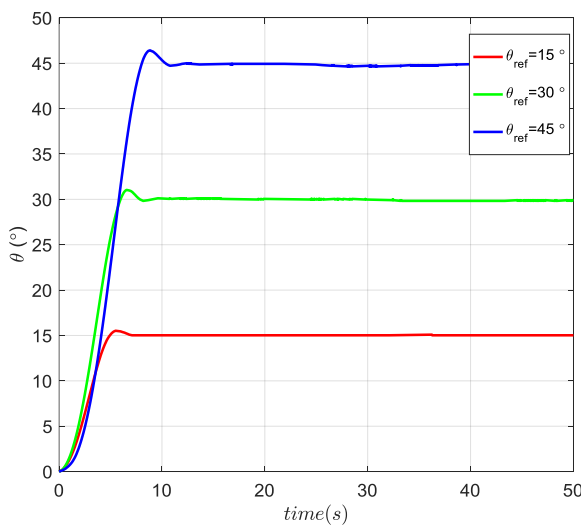
در این بخش، دقت سیستم کنترل وضعیت در دو محور پیچ و یاو به صورت تک محوره و دومحوره مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می دهند که در محور پیچ، خطای حالت ماندگار به کمتر از ۰/۱۱ درجه و در محور یاو به کمتر از ۰/۲۰ درجه محدود شده است که با احتمال ۶۸ درصد در بیش از ۱۰۰ آزمایش تجربی به دست آمده است. این دقت بالا تضمین کننده عملکرد قابل اعتماد این دستگاه است. قابل ذکر است که این دقت به ازای یک کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی حاصل شده است در صورتی که کنترل کننده تغییر یابد ممکن است دقت بهبود یابد.

در این قسمت رفتار و عملکرد کنترلی این دستگاه به ازای تغییر ضرایب کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی بررسی می شود. تنظیم ضرایب کنترل کننده PID بنا به تجربه طراح و بر اساس آزمون های تجربی مختلف مطابق جدول ۲ انتخاب شده است.

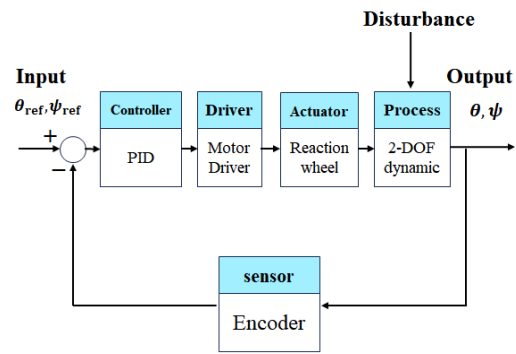
جدول ۲: ضرایب کنترل PID در محور اول به ازای سه زاویه ورودی

θ	K_p	K_i	K_d
15	1.8	0.0007	0.05
30	0.95	0.0007	0.7
45	0.5	0.00055	0.2

در شکل ۸، پاسخ پله محور اول دستگاه به ازای سه زاویه ورودی مرجع متفاوت در مدت زمان ۵۰ ثانیه ترسیم شده است. همان طور که از این شکل مشاهده می شود، سرعت پاسخ بسیار مناسب بوده و میزان فرابرجش بسیار اندک هست و خطای حالت ماندگار نیز ناچیز است.

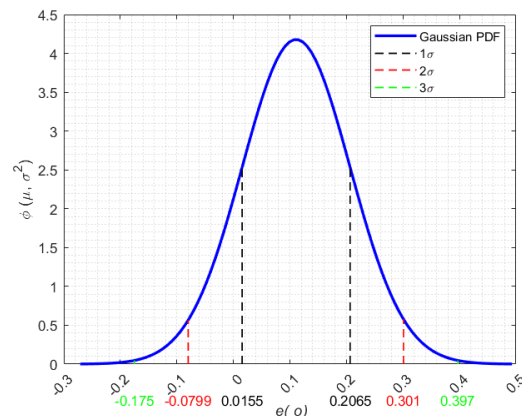


شکل ۸: پاسخ پله محور اول به ازای سه زاویه ورودی مختلف

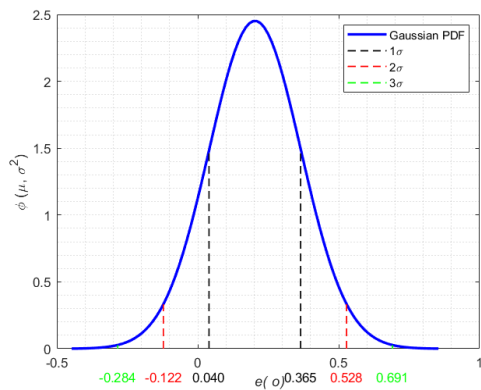


شکل ۵: دیاگرام بلوکی کنترل زاویه دومحوره دستگاه ساخته شده

بعد از ساخت، دقت و خطای عملکردی دستگاه بایستی ارزیابی شود، لذا در ارزیابی ابتدایی برای محور اول و محور دوم، آزمون به دست آوردن میانگین خطا و انحراف معیار^۱ خطا طراحی شد. در این آزمون به ازای هر محور ۱۰۰ مرتبه ارزیابی انجام شد و نهایتاً با ترسیم نتایج، نمودار 3σ به صورت شکل ۶ و ۷ برای دو محور مختلف به دست آمده است. مطابق این دو شکل میانگین دقت کنترلی برای محور اول و دوم به ترتیب ۰/۱۱ و ۰/۲۰ درجه بوده است. همچنین انحراف معیار محور اول و دوم به ترتیب ۰/۰۹ و ۰/۱۶ درجه بوده است.

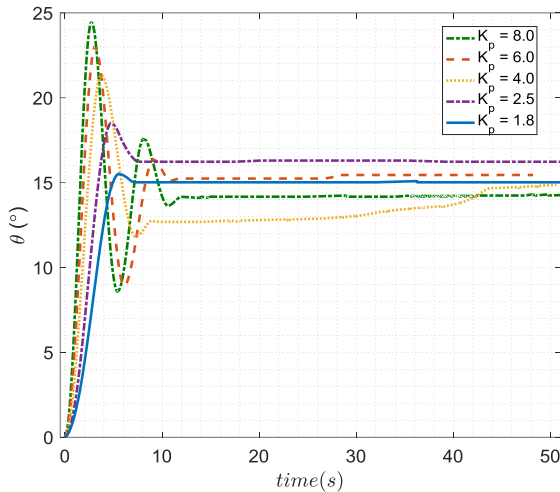


شکل ۶: میانگین و انحراف معیار خطای نشانه روی محور اول (θ)



شکل ۷: میانگین و انحراف معیار خطای نشانه روی محور دوم (ψ)

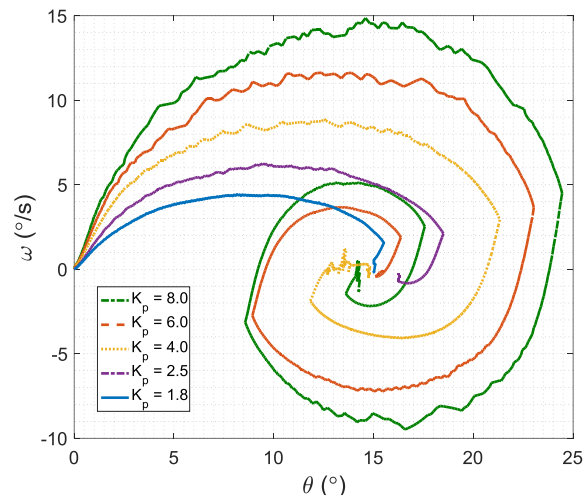
¹ Standard deviation



شکل ۱۰: دقت نشان‌دهنده‌ی محور اول به ازای تغییرات بهره تناسبی

در شکل ۱۲ نمودار خطای وضعیت محور اول به ازای شرایط اولیه مختلف ترسیم شده است. در این شکل ورودی مرجع صفر بوده و طبق انتظار، بعد از گذشت چند ثانیه سیستم کنترل، وضعیت را به سمت صفر همگرا نموده است.

آزمون‌های کنترلی برای محور دوم (ψ) هم مشابه محور اول تکرار شده و به ازای مقادیر ضرایب کنترل کننده PID ذکر شده در جدول ۳، نتایج جالب توجهی به دست آمده است. در شکل ۱۳ نمودار پاسخ پله محور دوم (ψ) به ازای سه ورودی مختلف ترسیم شده است. مطابق این شکل تراجش بسیار ناچیز و خطای حالت ماندگار نیز خیلی کم است. به ازای مانور وضعیت محور دوم، نمودار سرعت زاویه‌ای برحسب زاویه در شکل ۱۴ ترسیم شده است. این نمودار به ازای سه بهره تناسبی مختلف ترسیم شده است. در شکل ۱۵ نمودار پاسخ پله محور دوم سیستم کنترلی برحسب تغییرات بهره کنترل تناسبی ترسیم شده است. با افزایش بهره تناسبی میزان تراجش و سرعت پاسخ افزایش داشته است. در شکل ۱۶، میزان میانگین مطلق خطای وضعیت محور دوم برحسب تغییر بهره انتگرالی ترسیم شده است. همان‌طور که از این شکل هم مشخص می‌شود با تغییر بهره انتگرالی کنترل کننده، می‌توان خطا را به صفر نزدیک کرد.



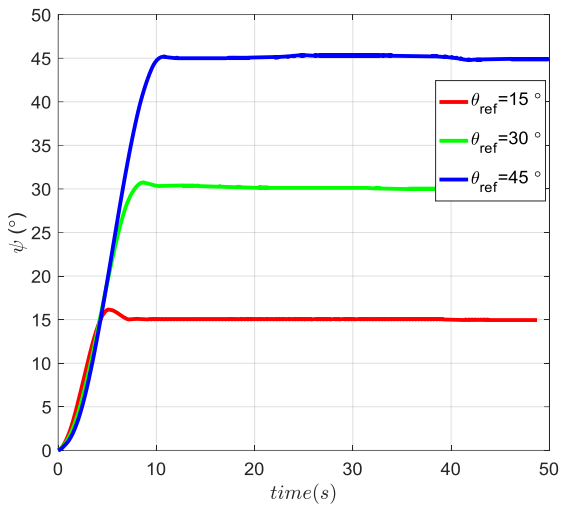
شکل ۹: سرعت زاویه‌ای برحسب زاویه در محور اول به ازای تغییرات

بهره تناسبی

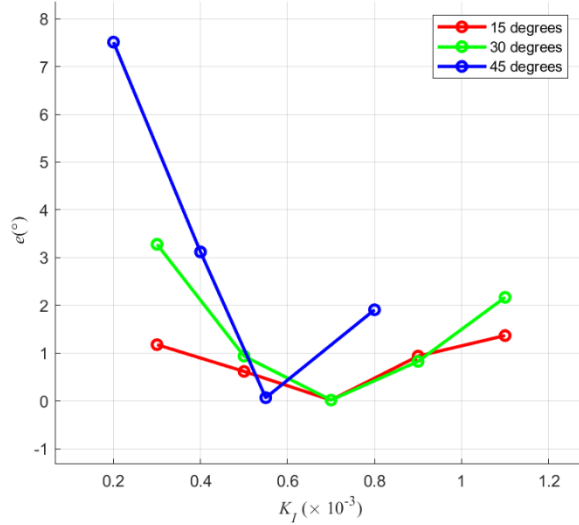
در شکل ۹، سرعت زاویه‌ای محور اول برحسب زاویه محور اول ترسیم شده است. این شکل به خوبی رفتار دو متغیر حالت θ و $\dot{\theta}$ برحسب یکدیگر و به ازای ضرایب مختلف بهره تناسبی کنترل کننده را نشان می‌دهد. به ازای بهره‌های مختلف کنترل تناسبی، میزان تغییرات زاویه و سرعت زاویه‌ای در این شکل مشخص شده است. در شکل ۱۰ هم‌مماسخ پله سیستم کنترلی به ازای ضرایب مختلف کنترل تناسبی ترسیم شده است. در شکل ۱۱ میزان میانگین مطلق خطای نشان‌دهنده برحسب تغییرات بهره انتگرالی ترسیم شده است. این شکل نشان‌دهنده چگونگی تأثیر کنترل انتگرالی بر میزان خطاست. قابل ذکر است در شکل‌ها، میانگین خطای مطلق نشان‌دهنده‌ی مطابق رابطه زیر لحاظ شده است.

$$e = \frac{1}{t_f - t_0} \int_{t_0}^{t_f} |\theta_{ref} - \theta| dt \quad (4)$$

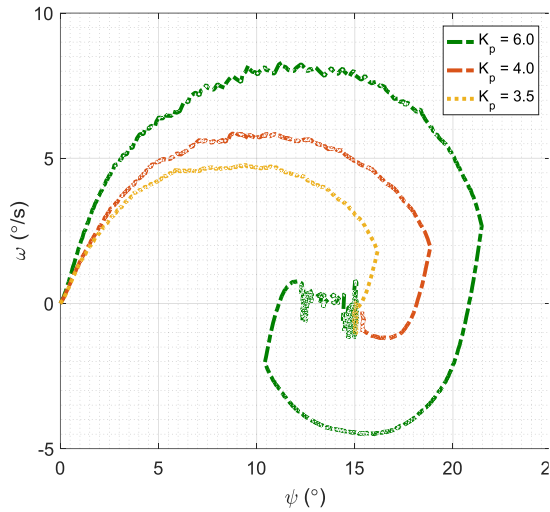
که در آن t_f زمان نهایی که در اینجا ۵۰ ثانیه لحاظ شده است، t_0 زمان شروع و θ_{ref} ورودی مرجع می‌باشد.



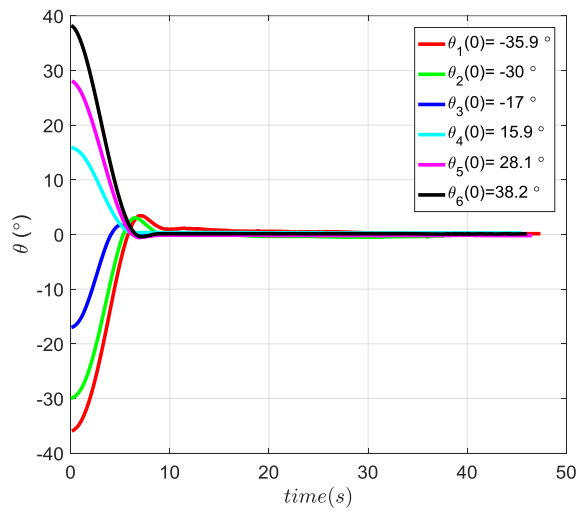
شکل ۱۳: پاسخ پله محور دوم به ازای سه ورودی مختلف



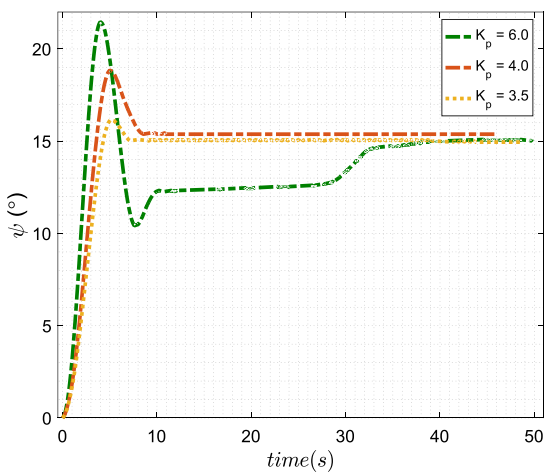
شکل ۱۱: خطای نشانه روی محور اول به ازای تغییرات بهره انتگرالی



شکل ۱۴: سرعت زاویه‌ای بر حسب زاویه در محور دوم به ازای تغییرات بهره تناسبی



شکل ۱۲: خطای وضعیت به ازای شرایط اولیه‌های مختلف با ورودی مرجع صفر

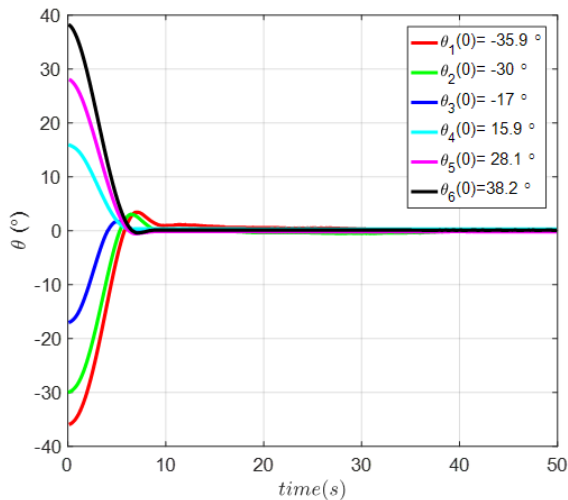


شکل ۱۵: دقت نشانه روی محور دوم به ازای تغییرات بهره تناسبی

جدول ۳: ضرایب کنترل PID در محور دوم به ازای سه زاویه ورودی

ψ	K_p	K_i	K_d
15	3.5	0.0001	1
30	1.4	0.0005	0.15
45	1	0.0004	1.5

کند. در این نمودار شرایط اولیه متفاوت به طور ویژه زوایای منفی و مثبت، انتخاب شده تا توانایی دستگاه در مواجهه با شرایط اولیه متفاوت ارزیابی شود.



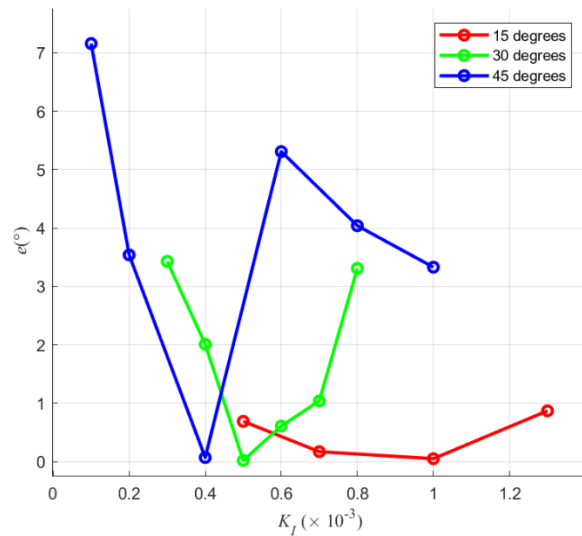
شکل ۱۷: خطای وضعیت به ازای شرایط اولیه‌های مختلف با ورودی مرجع صفر

جدول ۴: ضرایب کنترل PID در دو محور به ازای سه زاویه ورودی

Angle	K_p	K_i	K_d
θ	5	10	0.0005
	10	3	0.0005
	20	1.5	0.0005
ψ	5	11	0.0005
	15	4	0.0001
	30	2	0.0005

در حین مانور دو درجه آزادی، بررسی تأثیر دو زاویه بر روی یکدیگر جالب توجه است، لذا در شکل ۲۱ زاویه محور دوم بر حسب زاویه محور اول به ازای سه ورودی مرجع متفاوت ترسیم شده است. دقت شود که در این نمودار، شرایط اولیه صفر بوده و در انتها نمودارها به مقدار مرجع خود نزدیک شده‌اند. رفتار شبه خطی این نمودار نشان‌دهنده کم بودن تأثیر دو محور بر روی یکدیگر است.

دستگاه ساخته شده به صورت دو درجه آزادی توانایی مانورهای وضعیت پیچ و یاو داشته و خطای وضعیت آن متناسب با الگوریتم کنترلی می‌تواند متفاوت باشد. قابلیت اطمینان دقت این دستگاه به ازای صد مرتبه تکرار آزمون به ترتیب مقدار ۰/۱۱ و ۰/۲۰ درجه صحه‌گذاری شده است. همچنین به ازای زوایای ورودی متفاوت، ضرایب مختلف کنترل کننده و به ازای شرایط اولیه مختلف و به صورت تک‌محوره و دومحوره تحلیل عملکرد دستگاه کنترلی انجام شده است.



شکل ۱۶: خطای نشان‌دهنده روی محور دوم به ازای تغییرات بهره انتگرالی

در شکل ۱۷ نمودار خطای وضعیت محور دوم (ψ) به ازای شرایط اولیه مختلف ترسیم شده است. در این شکل ورودی مرجع صفر بوده و کنترل کننده توانسته بعد از گذشت چند ثانیه، وضعیت را به سمت صفر همگرا نماید.

در این قسمت نتایج برای کنترل دومحوره و به طور توأمان ارائه شده است. ابتدا ضرایب کنترلی مناسب به ازای چند ورودی مختلف در جدول ۴ ارائه شده است. در شکل ۱۸ نمودار پاسخ پله دو محور θ و ψ به ازای چند ورودی متفاوت ترسیم شده است. قابل ذکر است همه شکل‌های این بخش در حالت مانور دو محور به صورت توأمان انجام شده است. در شکل ۱۹، نمودار اندازه سرعت زاویه‌ای دومحوره بر حسب اندازه زاویه دو محور به ازای سه شرایط اولیه مختلف و با فرض ورودی مرجع صفر (یعنی فقط به ازای شرایط اولیه و هدف رسیدن به زاویه و سرعت زاویه‌ای صفر) ترسیم شده است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود پس از گذشت چند ثانیه، سرعت و زاویه به سمت صفر همگرا شده‌اند. به عبارتی این نمودار می‌خواهد رفتار سیستم کنترلر دومحوره را به صورت اثر توأمان دو زاویه θ و ψ بر حسب سرعت زاویه‌ای‌ها نمایش دهد. برای لحاظ کردن اثر توأمان دو محور از رابطه ریاضی اندازه یا نرم مطابق رابطه ریاضی زیر استفاده شده است.

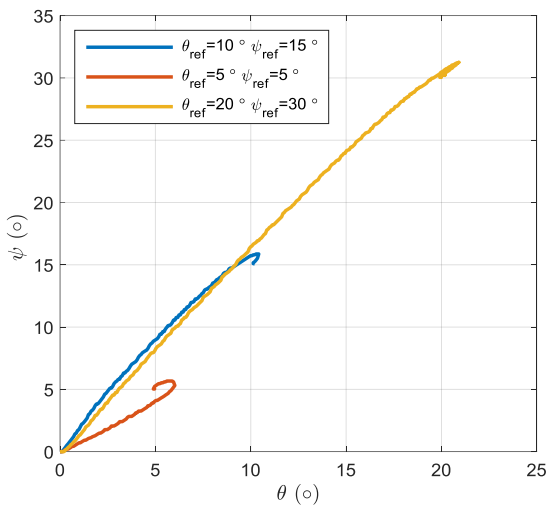
$$\|z\| = \sqrt{\theta^2 + \psi^2} \quad (5)$$

که در آن Z اندازه یا نرم^۱ دو زاویه مذکور است.

به ازای ورودی مرجع صفر و با فرض چند شرط اولیه متفاوت، نمودار زاویه به صورت دومحوره در شکل ۲۰ ارائه شده است. مطابق این شکل این دستگاه با خطای کمی توانسته ورودی مرجع صفر را دنبال

¹ Norm

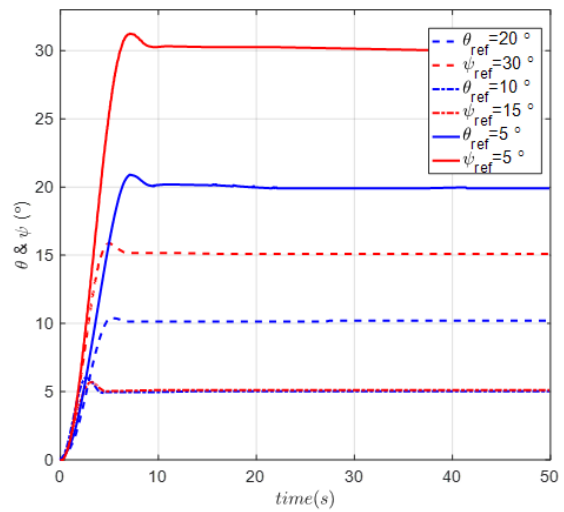
این دستگاه قابلیت انجام آزمون‌های دو درجه آزادی برخی از حسگرهای وضعیت در بستر سخت‌افزار در حلقه را دارد.



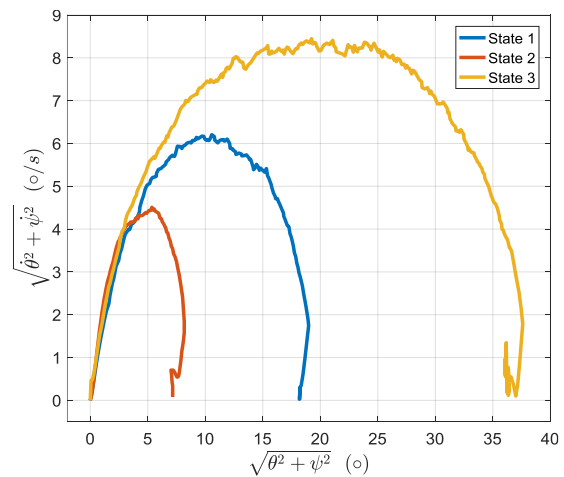
شکل ۲۱: زاویه دوم برحسب زاویه محور اول به ازای سه ورودی مرجع مختلف

۶- نتیجه گیری

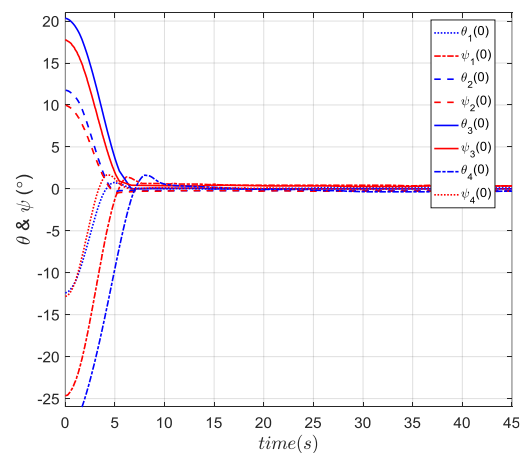
در این مقاله به بررسی نتایج طراحی و ساخت بستر آزمون دستگاه سخت‌افزار در حلقه دومحوره زاویه پرداخته شد. هدف از ساخت این دستگاه رسیدن به کنترل دومحوره زاویه با خطای کوچک به منظور ارزیابی و تست حسگرهای وضعیت یا به عنوان میز دو درجه آزادی برای کنترل وضعیت بوده است. این دستگاه که برای آزمون‌های وضعیت دومحوره کارایی دارد، از یک بخش مکانیکی و سازه‌ای و از بخش الکترونیکی و کنترلی ساخته شده است. به ازای کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی رفتار و پاسخ کنترلی این دستگاه بررسی شد و نمودارهای پاسخ پله، پاسخ به ازای شرایط اولیه مختلف، نمودارهای خطا برحسب ضرایب کنترلی مختلف به دست آمده است. موتور کورلس، دیسک موتور، کوپلینگ، بازوی متحرک، راه‌انداز موتور، برد پردازشی الکترونیکی، انکودر نوری، ماژول مخابراتی، باتری لیتیومی بخش‌هایی از این دستگاه هستند. این دستگاه به صورت دو درجه آزادی توانایی مانورهای وضعیت پیچ و یابو داشته و خطای وضعیت آن متناسب با الگوریتم کنترلی متغیر می‌باشد. قابلیت اطمینان دقت این دستگاه به ازای صد مرتبه تکرار آزمون برای مانورهای مذکور به ترتیب مقدار ۰/۱۱ و ۰/۲۰ درجه صحت‌گذاری شده است. همچنین به ازای زوایای ورودی مختلف، ضرایب مختلف کنترل کننده و به ازای شرایط اولیه مختلف و به صورت تک‌محوره و دومحوره تحلیل عملکرد دستگاه کنترلی انجام شده است. این دستگاه قابلیت انجام آزمون‌های دو درجه آزادی برخی از حسگرهای وضعیت در بستر سخت‌افزار در حلقه را دارد.



شکل ۱۸: پاسخ پله دو محور کوپل شده به ازای سه ورودی مختلف



شکل ۱۹: اندازه سرعت زاویه‌ای دو محوره برحسب اندازه زاویه به ازای سه شرایط اولیه مختلف (ورودی مرجع صفر)



شکل ۲۰: خطای وضعیت دومحوره به ازای شرایط اولیه‌های مختلف

- [3] V. Bohlouri, H. Haghighi, S. Kaviri, E. Maani, S. Seyedzamani, Design and Implementation of Hardware-in-the-loop (HIL) Test-bed for Spacecraft Attitude Control, Journal of Space Science and Technology, Vol. 12, No. 1, 2019. (in Persian)
- [4] Inumoh, L.O., Forshaw, J.L. and Horri, N.M. "Tilted wheel satellite attitude control with airbearing table experimental results" Acta Astronautica, Vol. 117, :2015, pp. 414-429..
- [5] Krishnanunni, A.R. and et al., "Inertia and Center of Mass Estimation of a 3 DoF Air Bearing Platform". IFAC-PapersOnLine, Vol. 51, No. 1, 2018, pp. 219-224.
- [6] Hurtado-Velasco, R. and Gonzalez-Llorente, J., "Simulation of the magnetic field generated by square shape Helmholtz coils" Applied Mathematical Modelling, Vol. 40, No. 23-24, 2016, pp. 9835-9847.
- [7] Chesi, S., Perez, O. and Romano, M., "A dynamic, hardware-in-the-loop, three-axis simulator of spacecraft attitude maneuvering with nanosatellite dimensions", Journal of Small Satellites, Vol. 4. No. 1, 2015, pp. 315-328.
- [8] Newton, A., 2021. Design, Development, and Experimental Validation of a Nanosatellite Attitude Control Simulator (Doctoral dissertation, University of Guelph).
- [9] Kazemi, E.M. and Jozvaziri, M.A., Developed of an Algorithm for Design and Construction a Hot Gas Thruster and Compared with Experimental Result", Aerospace Knowledge and Technology Journal, Vol. 6, No. 2, 2017, pp. 73-86.
- [10] Mirshams, M. and et al., "Using air-bearing based platform and cold gas thruster actuator for satellite attitude dynamics simulation," Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, No. 12(, 2015, pp. 1-12.
- [11] Bohlouri, V., Hosseini-Onari, H., Meibody, M. N., & Seyedzamani, S. (2019, April). An Online Hardware-in-the-Loop Testbed for Spacecraft Attitude Control. In *2019 27th Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)* (pp. 1002-1006). IEEE.

همچنین دقت کنترلی آن می‌تواند با تعریف کنترل‌کننده‌های مختلف بهبود یابد.

۷- فهرست علائم

علائم انگلیسی	
e	میانگین مطلق خطای نشانه‌روی
s	ثابته
In	سیگنال ورودی
I	ممان اینرسی
K_p	بهره تناسبی
K_d	بهره مشتقی
K_i	بهره انتگرالی
h	گام زمانی
M	گشتاور تولیدی
M_θ	گشتاور تولیدی محور اول
M_ψ	گشتاور تولیدی محور دوم
X_b	محور اول دستگاه مختصات بدنه
Y_b	محور دوم دستگاه مختصات بدنه
Z_b	محور سوم دستگاه مختصات بدنه
x_s	محور اول دستگاه مختصات میله
y_s	محور دوم دستگاه مختصات میله
z_s	محور سوم دستگاه مختصات میله
I_{Disk1}	ممان اینرسی محور اول
I_{Disk2}	ممان اینرسی محور دوم
علائم یونانی	
θ	زاویه پیچ
$\dot{\theta}$	سرعت زاویه‌ای محور اول
ψ	زاویه یابو
$\dot{\psi}$	سرعت زاویه‌ای محور دوم
α	شتاب زاویه‌ای
α_θ	شتاب زاویه‌ای محور اول
α_ψ	شتاب زاویه‌ای محور دوم
σ	انحراف معیار
μ	میانگین
زیرنویس	
ref	مرجع ورودی
0	مقدار اولیه
$^\circ$	درجه

۸- منابع

- [1] Ley, W., Wittmann, K., & Hallmann, W. (Eds.). (2009). *Handbook of space technology* (Vol. 22). John Wiley & Sons.
- [2] Uscategui, Jhonny, Xinsheng Wang, Gerson Cuba, and María Guarirapa. "High-Precision Magnetic Testbed Design and Simulation for LEO Small-Satellite Control Test." *Aerospace* 10, no. 7 (2023): 640.

- High-Precision Space Applications." IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 47, No. 3, 2011.
- [17] N. Sai Krishna, Sushmita Gosavi, Shivika Singh, Naman Saxena, Anirudh Kalijie, Paras Shah, Vishwanath Datla. "Design and Implementation of a Reaction Wheel System for CubeSats." IEEE Aerospace Conference, 2020.
- [18] J. A. Olsen, Attitude Determination and Control System Testbed for Hardware and Software Testing and Verification for Small Satellites, Master's thesis, NTN university, 2021.
- [19] V. Bohlouri, Improving the performance of satellite attitude control with a reaction wheel actuator and considering sensor noise, Journal of Science and Technology in Mechanical Engineering, Vol. 2, No. 1, 2023.
- [12] M. Stromecki, and A. B. Younes. "Spacecraft Attitude Testbed." Advances in Space Research (2024).
- [13] Larson, W.J. and Wertz, J.R., Space mission analysis and design, Microcosm, Inc., Torrance, CA (US), 1992.
- [14] V. Bohlouri, S. Kaviri, M. Taghinezhad, M. Naddafi Pour Meibody, S. Seyedzamani, Modeling and System Identification of a Reaction Wheel with Experimental Data, Modares Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 11, pp. 437-446, 2018. (in Persian).
- [15] Arantes, G. Jr., Martins-Filho, L.S., Santana, A.C. "Optimization of Attitude Control for Brazilian Multimission Satellite Platforms Using On-Off Systems." Journal of Spacecraft and Rockets, 2009.
- [16] Pines, D.J., Hakala, D.B., Malueg, R. "Design of a Lightweight, Two-Axis Gimbal System for