



## طراحی و ساخت بستر آزمون دو محوره کنترل زاویه با رویکرد سخت‌افزار در حلقه

وحید بهلوری<sup>۱\*</sup>، محمدامین باقری<sup>۲</sup>، اسماعیل غفاری<sup>۳</sup>

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 دو محوره، تناسبی-انتگرالی-مشتقی، ساخت دستگاه مکانیکی، بستر آزمون، سخت افزار در حلقه.

این مقاله به بررسی طراحی و ساخت دستگاه مکانیکی کنترل زاویه دو محوره مبتنی بر سخت‌افزار در حلقه به منظور ساخت بستر آزمون دو محوره پرداخته است. هدف از این دستگاه رسیدن به بستر آزمون کنترل دو محوره زاویه با خطای کوچک به منظور ارزیابی و تست حسگرهای وضعیت یا به عنوان 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، کویلینگ، یاتاقان‌ها، بدنه، پایه و بخش الکترونیکی از یک برد پردازشگر، حسگر انکودر، باتری، مازول مخابراتی و یک موتور کورلس با دیسک دوار به عنوان چرخ عکس‌العملی، تشکیل شده است. این دستگاه بصورت 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 بدست آمده نشان‌دهنده عملکرد مناسب دستگاه ساخته شده با خطای میانگین کمتر از ۰/۲۳ درجه می‌باشد.

### ۱- مقدمه

و دسته دیگر تجهیزات کنترلی نظیر حسگرها و عملگرها را نیز شامل می‌شوند [۳]. بطور نمونه شبیه‌ساز حرکت وضعی ماهواره بدون اصطکاک [۴، ۵]، ایجاد میدان مغناطیسی معادل نقطه مداری [۶] طراحی یک سیستم مکترونیکی به منظور 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 سخت-افزار در حلقه با میز سه درجه آزادی برای بررسی عملکرد ماهواره‌های کلاس نانو ارائه شده است. علاوه بر این در برخی از بسترهای سخت-افزاری از عملگر تراستر<sup>۴</sup> یا شبیه آن استفاده شده [۹، ۱۰] و در برخی دیگر از بسترها از چرخ عکس‌العملی<sup>۵</sup> یا عملگر مغناطیسی<sup>۶</sup> برای کنترل

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<sup>۲</sup> از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. زیرسیستم کنترل وضعیت یک سامانه فضایی و بخش‌های آن، آزمون‌های مختلفی از جمله آزمون سخت‌افزار در حلقه<sup>۳</sup> اجزای کنترلی را دارد [۱]. در این بین تجهیزات مختلفی به عنوان 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 بصورت مدل روی میز بوده و برخی دیگر شامل مکانیسم‌های دو و سه درجه آزادی بوده

\* نویسنده مسئول: v\_bohlouri@nus.ac.ir

<sup>2</sup> Attitude Determination and Control

<sup>3</sup> Hardware in the Loop (HIL)

<sup>4</sup> Thruster

<sup>5</sup> Reaction wheel

<sup>6</sup> Magnetorquer

## 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 مکانیکی در شکل ۱ مشاهده می‌شود، این بازو با دوران حول تکیه‌گاه می‌تواند زاویه پیچش ( $\theta$ ) را تولید کند. کل سازه بر روی یک یاتاق کف‌گرد سوار شده که می‌تواند دوران محور دیگر ( $\psi$ ) را ایجاد کند. بدنه سفید رنگ دستگاه از مواد پی‌ال‌ای<sup>۱</sup> 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 بیش از حد 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 موثری کنترل کنند. چپش 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 به گونه‌ای 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 کویلینگ‌های ۸\*۸ میلی‌متری در این بخش به منظور ایجاد توازن 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 بصورت استاتیکی در جای خود ثابت بمانند و به پایداری سیستم در حین عملکرد کمک کنند.

همچنین در شکل ۲ سایر اجزا، شامل موتور کورلس<sup>۲</sup>، کویلینگ، برد الکترونیکی راه‌انداز موتور، برد پردازشی الکترونیکی، انکودر نوری،

مانورهای وضعیت استفاده می‌شود [۱۱]. در مجموع بررسی و دسته‌بندی بسترهای آزمون ماهواره‌ها در مرجع [۱۲] با بررسی ادوات، 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 فضایما 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 به دقت 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، بطور نمونه آرانتز و همکارانش در مطالعه‌ای، به بهینه‌سازی کنترل وضعیت ماهواره‌های پلتفرم چند ماموریتی با استفاده از الگوریتم روشن-خاموش پرداخته‌اند [۱۵]. همچنین، پینس و همکارانش نیز یک سیستم گیمبال<sup>۱</sup> دو محوره 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 مکانیزم-های موجود متفاوت است بطور نمونه یکی از تحقیقات در این زمینه مربوط به سیستم هلیکوپترهای کوانسر است که در این نوع از مکانیزم-ها، از پره‌ها برای تولید نیروی محرکه و کنترل وضعیت استفاده شده و مزایایی داشته است [۱۷].

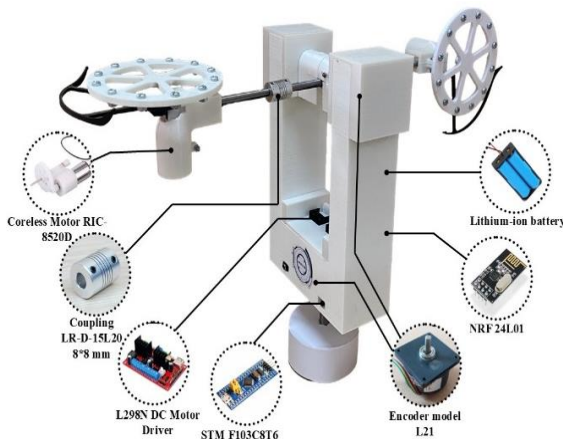
برخی بسترهای آزمون به منظور مانورهای وضعیت ماهواره تهیه می‌شوند که بطور نمونه بیان شدند اما برخی دیگر به منظور ارزیابی یک حسگر یا یک عملگر کارآیی دارند [۱۸]. در این مطالعه یک بستر آزمون سخت‌افزار در حلقه دو درجه آزادی به منظور آزمون حسگرها و اجزا طراحی و ساخته شده بطوری که کنترل‌کننده‌های مختلفی بر روی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

<sup>3</sup> Coreless

<sup>1</sup> Gimbal

<sup>2</sup> PLA

بدین منظور از یک میکرو کامپیوتر مبتنی بر پردازنده ARM با سری STM استفاده شده است. با توجه به اینکه دو محور بطور 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 یو متصل شده‌اند و اطلاعات دقیقی از موقعیت زاویه‌ای هر محور در اختیار میکروکنترلر قرار می‌دهند.



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 افزودنی 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.

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

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

که در آن  $M$  گشتاور تولیدی،  $I$  میزان ممان اینرسی دیسک دوار و  $\alpha$  میزان شتاب زاویه‌ای دیسک دوار،  $H$  ممان زاویه‌ای و  $\omega$  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

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  $\pm 56/4$  درجه داشته و محور دوم (یو) بدون محدودیت است.



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

جدول ۱: تجهیزات و مشخصات دستگاه

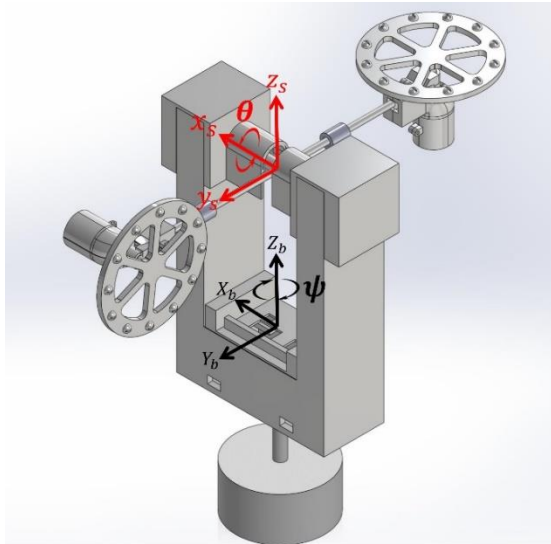
تعداد	مشخصه فنی	تجهیز
۲ عدد	۱۴/۸ وات توان مصرفی	موتور کورلس
۲ بسته باتری	۲۲۰۰ میلی‌آمپر ساعت، ۳/۷ تا ۴/۲ ولت	باتری لیتیومی
۱ عدد	چهار کاناله، ۲ آمپر	راه‌انداز موتور
۱ عدد	STM32 F103C8T6 ۶۰ میلی‌وات توان مصرفی	برد الکترونیکی پردازشی
۲ عدد	حد تفکیک ۵۰۸۰ پالس	انکودر L21
۲ عدد	۱۰۰ متر برد	ماژول مخابراتی 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، داده‌گردانی 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.

$$\begin{bmatrix} M_\theta \\ M_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{Disk1} \alpha_\theta \\ I_{Disk2} \alpha_\psi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

که در این رابطه  $M_\theta$  گشتاور تولیدی محور اول (محور پیچ)،  $M_\psi$  گشتاور تولیدی محور دوم (محور یاو)،  $I_{Disk1}$  ممان اینرسی دیسک دوار محور اول،  $I_{Disk2}$  ممان اینرسی دیسک دوار محور دوم،  $\alpha_\theta$  شتاب زاویه‌ای محور اول،  $\alpha_\psi$  شتاب زاویه‌ای محور دوم و  $\theta$  زاویه محور اول (زاویه پیچ) است.



شکل ۴: مدل‌سازی دستگاه ساخته شده در نرم‌افزار 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 کنترل‌کننده، فرمان کنترلی به راه‌انداز موتور اعمال شده و عملگر (چرخ عکس‌العملی) فعال می‌شود. بر حسب 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 بصورت حلقه بسته داده‌های وضعیت را به کنترل‌کننده بازخورد می‌دهند.

مطابق شکل ۵، الگوریتم‌های کنترلی متفاوتی می‌تواند بر روی برد پردازشی سخت‌افزاری نوشته شود و از طرفی داده‌ها بصورت برخط<sup>۲</sup> توسط فرستنده مخابراتی به رایانه ارسال شده و بخش مانیتورینگ نتایج را ایجاد می‌نمایند. به عبارتی قابلیت سخت‌افزار در حلقه شامل دسترسی به کنترل‌کننده و امکان تغییر الگوریتم آن و از طرفی مانیتور کردن برخط داده‌ها در این دستگاه وجود دارد. بنابراین می‌توان

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<sup>۱</sup> ساخته شده در شکل ۳ ارائه شده است که در آن یک موتور کورلس و یک دیسک گردان مشاهده می‌شود.



شکل ۳: نمایی از عملگر چرخ عکس‌العملی ساخته شده

به منظور ارتباط دو طرفه برد پردازشی و کنترل‌کننده 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 بروزسانی دستورات جدید کنترلی شده است.

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

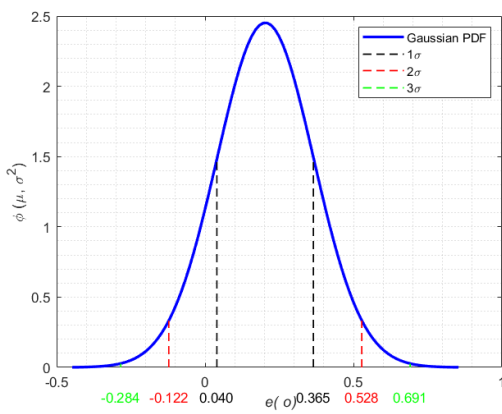
الگوریتم کنترلی PID بصورت گسسته بر روی برد الکترونیکی با یک تراشه ARM کدنویسی شده و برد پردازشی با فرکانس کاری ۳۶ مگاهرتز عملکرد دارد. داده حسگرها نیز از طریق ماژول مخابراتی به برد پردازشی وارد می‌شوند.

#### ۴- ساختار کارکردی و کنترلی دستگاه

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

<sup>2</sup> Online

<sup>1</sup> Reaction Wheel



شکل ۷: میانگین و انحراف معیار خطای نشانه روی محور دوم ( $\psi$ )

### ۵- نتایج و بحث

در این بخش، دقت سیستم کنترل وضعیت در دو محور پیچ و یاب بصورت تک محوره و دو محوره مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان می‌دهند که در محور پیچ، خطای حالت ماندگار به کمتر از ۰/۱۱ درجه و در محور یاب به کمتر از ۰/۲۰ درجه محدود شده است، که با احتمال ۶۸ درصد در بیش از ۱۰۰ آزمایش تجربی بدست 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.

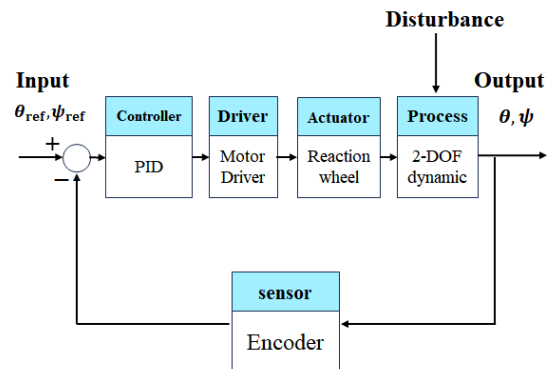
در این قسمت رفتار و عملکرد کنترلی این دستگاه به ازای تغییر ضرایب کنترل کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی بررسی می‌شود. تنظیم ضرایب کنترل کننده PID بنا به تجربه طراح و بر اساس آزمون‌های تجربی مختلف مطابق جدول ۲ انتخاب شده است.

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

$\theta$	$K_p$	$K_i$	$K_d$
15	1.8	0.0007	0.05
30	0.95	0.0007	0.7
45	0.5	0.00055	0.2

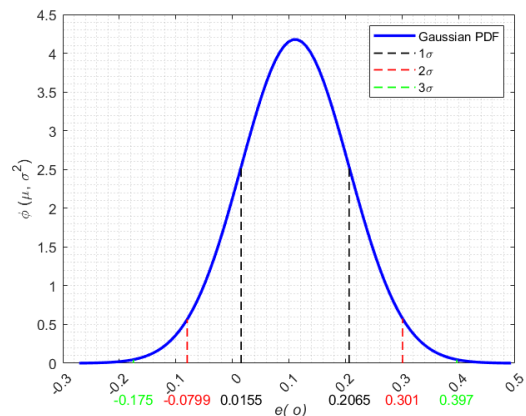
در شکل ۸، پاسخ پله محور اول دستگاه به ازای سه زاویه ورودی مرجع متفاوت در مدت زمان ۵۰ ثانیه ترسیم شده است. همانطور که از این شکل مشاهده می‌شود، سرعت پاسخ بسیار مناسب بوده و میزان فرجهش بسیار اندک هست و خطای حالت ماندگار نیز ناچیز است.

الگوریتم‌های کنترلی متفاوتی را در این دستگاه توسعه داد و نتایج آن را مشاهده نمود.



شکل ۵: دیاگرام بلوکی کنترل زاویه دو محوره 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 بدست آوردن میانگین خطا و انحراف معیار<sup>۱</sup> خطا طراحی شد. در این آزمون به ازای هر محور ۱۰۰ مرتبه ارزیابی انجام شد و نهایتاً با ترسیم نتایج، نمودار 3σ بصورت شکل ۶ و ۷ برای دو محور مختلف بدست 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.

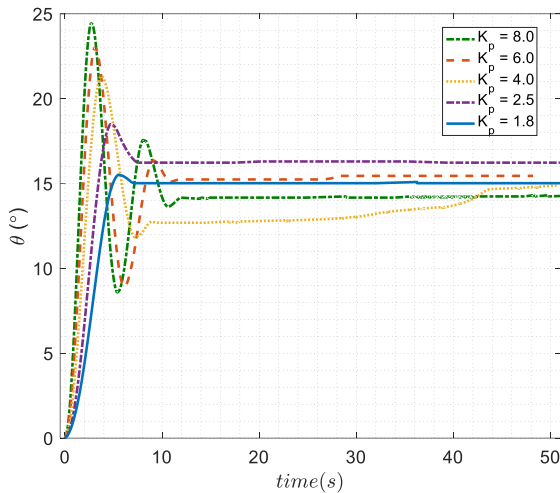


شکل ۶: میانگین و انحراف معیار خطای نشانه روی محور اول ( $\theta$ )

<sup>1</sup> Standard deviation

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

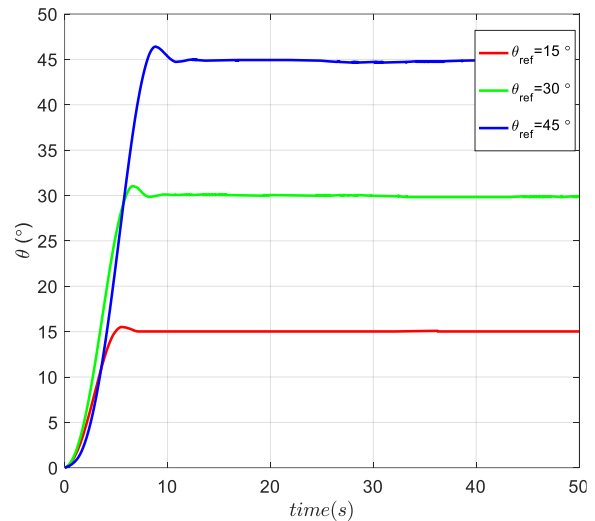
که در آن  $t_f$  زمان نهایی که در اینجا ۵۰ ثانیه لحاظ شده است،  $t_0$  زمان شروع و  $\theta_{ref}$  ورودی مرجع می‌باشد.



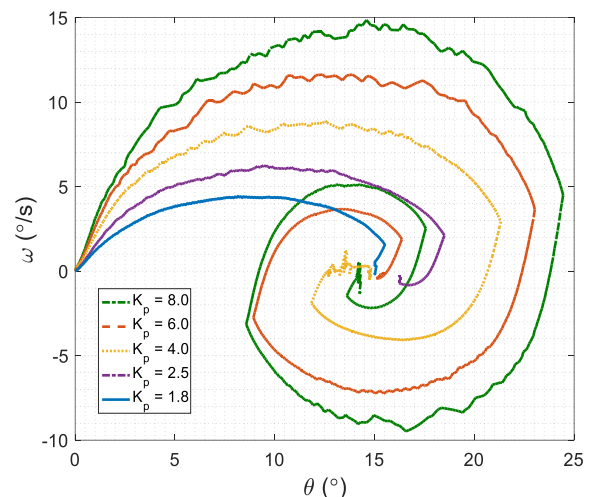
شکل ۱۰: دقت نشان‌دهنده‌ی محور اول به ازای تغییرات بهره تناسبی

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 ( $\psi$ ) هم مشابه محور اول تکرار شده و به ازای مقادیر ضرایب کنترل کننده PID ذکر شده در جدول ۳، نتایج جالب توجهی بدست آمده است. در شکل ۱۳ نمودار پاسخ پله محور دوم ( $\psi$ ) به ازای سه ورودی مختلف ترسیم شده است. مطابق این شکل فراجهدش بسیار ناچیز و خطای حالت ماندگار نیز خیلی کم است. به ازای مانور وضعیت محور دوم، نمودار سرعت زاویه‌ای بر حسب 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 بر حسب تغییرات بهره کنترل تناسبی ترسیم شده است. با افزایش بهره تناسبی میزان فراجهدش و سرعت پاسخ افزایش داشته است. در شکل ۱۶، میزان میانگین مطلق خطای وضعیت محور دوم بر حسب 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.

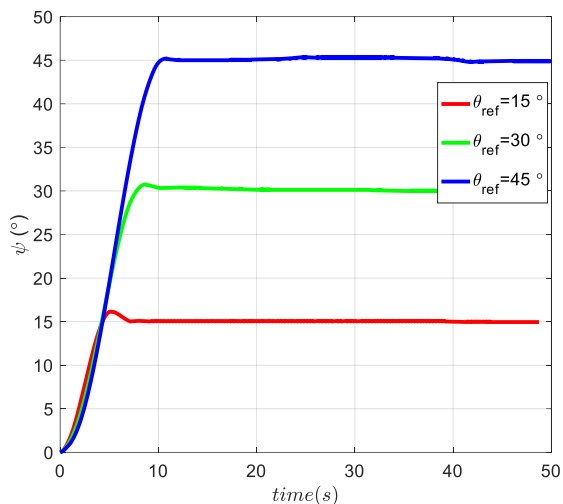


شکل ۸: پاسخ پله محور اول به ازای سه زاویه ورودی مختلف

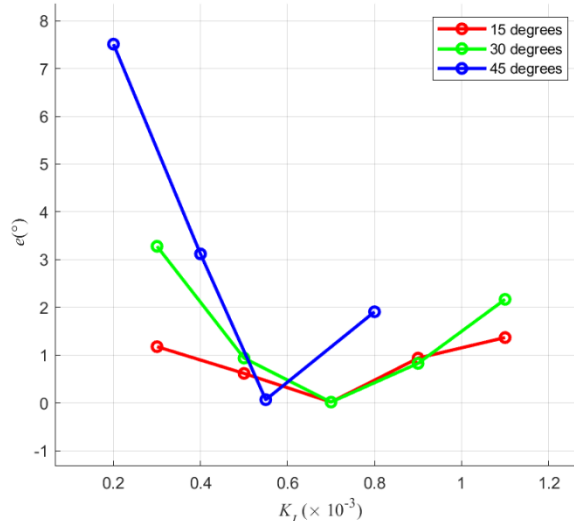


شکل ۹: سرعت زاویه‌ای بر حسب زاویه در محور اول به ازای تغییرات بهره تناسبی

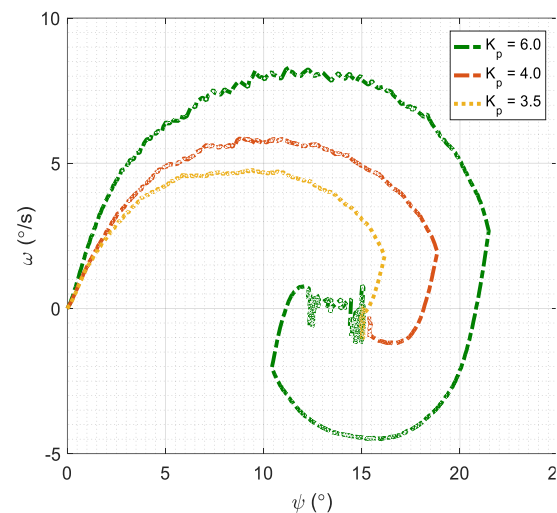
در شکل ۹، سرعت زاویه‌ای محور اول بر حسب زاویه محور اول ترسیم شده است. این شکل به خوبی رفتار دو متغیر حالت  $\theta$  و  $\dot{\theta}$  بر حسب یکدیگر و به ازای ضرایب مختلف بهره تناسبی کنترل کننده را نشان می‌دهد. به ازای بهره‌های مختلف کنترل تناسبی، میزان تغییرات زاویه و سرعت زاویه‌ای در این شکل مشخص شده است. در شکل ۱۰ هم، پاسخ پله سیستم کنترلی به ازای ضرایب مختلف کنترل تناسبی ترسیم شده است. در شکل ۱۱ میزان میانگین مطلق خطای نشان‌دهنده‌ی بر حسب 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.



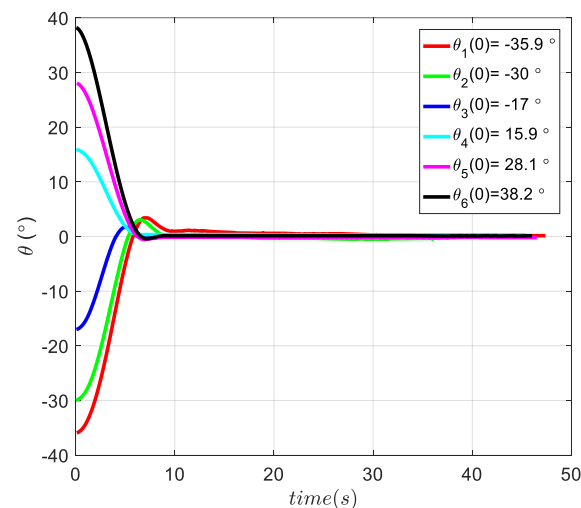
شکل ۱۳: پاسخ پله محور دوم به ازای سه ورودی مختلف



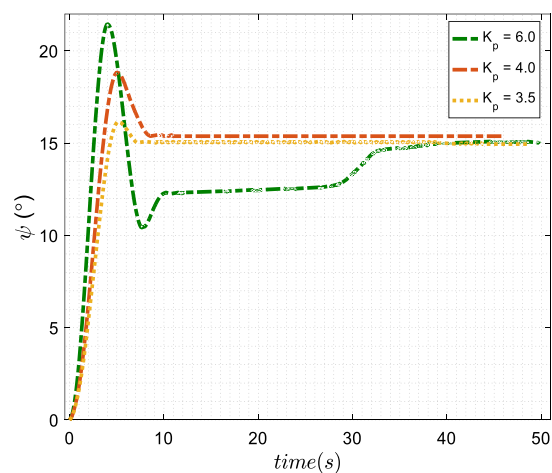
شکل ۱۱: خطای نشانه روی محور اول به ازای تغییرات بهره انتگرالی



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

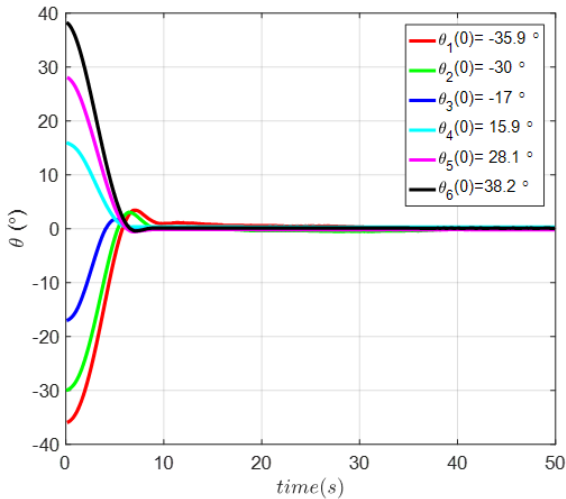


شکل ۱۵: دقت نشانه روی محور دوم به ازای تغییرات بهره تناسبی

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

$\psi$	$K_p$	$K_i$	$K_d$
15	3.5	0.0001	1
30	1.4	0.0005	0.15
45	1	0.0004	1.5

شکل این دستگاه با خطای کمی توانسته ورودی مرجع صفر را دنبال کند. در این نمودار شرایط اولیه متفاوت بطور ویژه زوایای منفی و مثبت، انتخاب شده تا توانایی دستگاه در مواجهه با شرایط اولیه متفاوت ارزیابی شود.



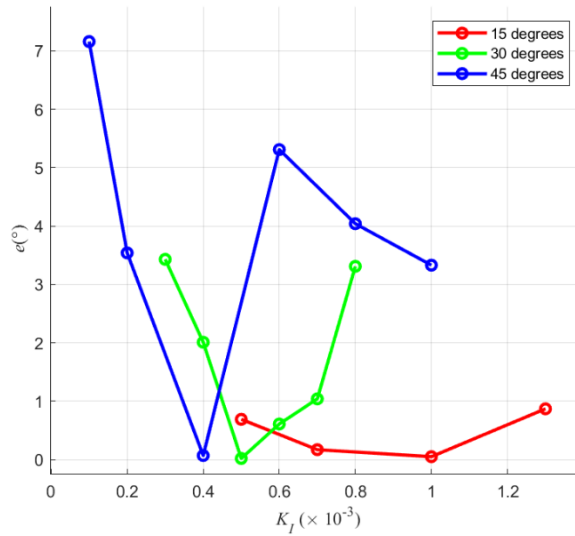
شکل ۱۷: خطای وضعیت به ازای شرایط اولیه‌های مختلف با ورودی مرجع صفر

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

Angle	$K_p$	$K_i$	$K_d$
5	10	0.0005	0.5
10	3	0.0005	0.5
20	1.5	0.0005	1
5	11	0.0005	1.5
15	4	0.0001	1
30	2	0.0005	1

در حین مانور دو درجه آزادی، بررسی تاثیر 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 شده اند. رفتار شبه خطی این نمودار نشان‌دهنده کم بودن تاثیر دو محور بر روی یکدیگر است.

دستگاه ساخته شده بصورت 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 کنترل‌کننده و به ازای شرایط اولیه مختلف و بصورت



شکل ۱۶: خطای نشانه‌روی محور دوم به ازای تغییرات بهره انتگرالی

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

در این قسمت نتایج برای کنترل دو محوره و بطور 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  $\theta$  و  $\psi$  به ازای چند ورودی متفاوت ترسیم شده است. قابل ذکر است همه شکل‌های این بخش در حالت مانور دو محور بصورت توأمان انجام شده است. در شکل ۱۹، نمودار اندازه سرعت زاویه‌ای دو محوره 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 دو محوره را بصورت اثر توأمان دو زاویه  $\theta$  و  $\psi$  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.

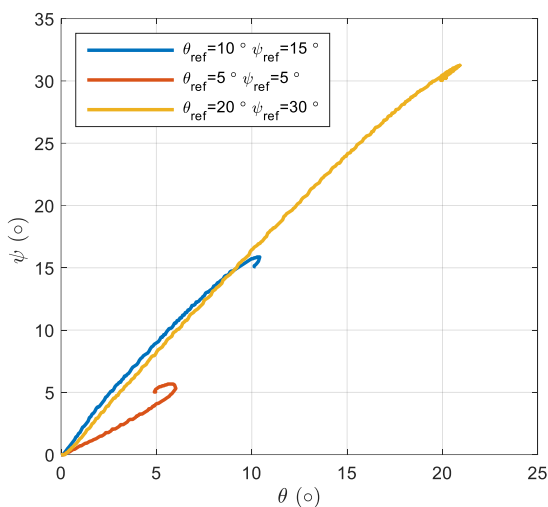
$$\|z\| = \sqrt{\theta^2 + \psi^2} \quad (5)$$

که در آن  $Z$  اندازه یا نرم<sup>۱</sup> دو زاویه مذکور است.

به ازای ورودی مرجع صفر و با فرض چند شرط اولیه متفاوت، نمودار زاویه بصورت دو محوره در شکل ۲۰ ارائه شده است. مطابق این

<sup>1</sup> Norm



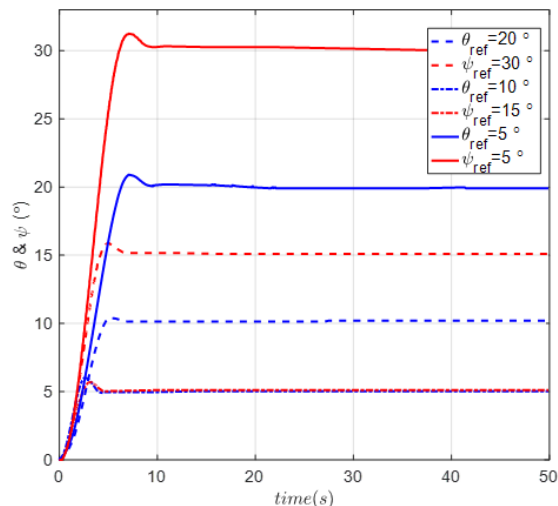


شکل ۲۱: زاویه محور دوم بر حسب زاویه محور اول به ازای سه ورودی مرجع مختلف

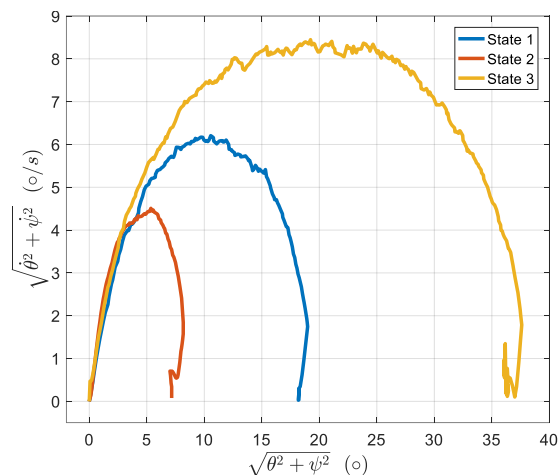
۶- نتیجه گیری

در این مقاله به بررسی نتایج طراحی و ساخت بستر آزمون دستگاه ساخت‌افزار در حلقه دو محوره زاویه پرداخته شد. هدف از ساخت این دستگاه رسیدن به کنترل دو محوره 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 دو محوره کارایی دارد، از یک بخش مکانیکی و سازه‌ای و از بخش الکترونیکی و کنترلی ساخته شده است. به ازای کنترل‌کننده تناسبی-انتگرالی-مشتقی رفتار و پاسخ کنترلی این دستگاه بررسی شد و نمودارهای پاسخ پله، پاسخ به ازای شرایط اولیه مختلف، نمودارهای خطا بر حسب ضرایب کنترلی مختلف بدست 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 بصورت دو درجه آزادی توانایی مانورهای وضعیت پیچ و یا 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 کنترل‌کننده و به ازای شرایط اولیه مختلف و بصورت تک‌محوره و دو‌محوره تحلیل عملکرد دستگاه کنترلی انجام شده است. این دستگاه قابلیت انجام آزمون‌های دو درجه آزادی برخی از حسگرهای وضعیت در بستر ساخت‌افزار در حلقه را دارد.

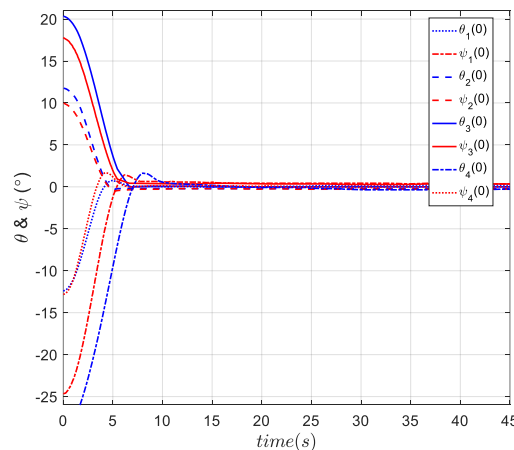
تک‌محوره و دو‌محوره تحلیل عملکرد دستگاه کنترلی انجام شده است. این دستگاه قابلیت انجام آزمون‌های دو درجه آزادی برخی از حسگرهای وضعیت در بستر ساخت‌افزار در حلقه را دارد.



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



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



شکل ۲۰: خطای وضعیت دو محوره به ازای شرایط اولیه‌های مختلف

- [3] V. Bohlouri, H. Haghghi, 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*

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

## ۷- فهرست علائم

علائم انگلیسی	
$e$	میانگین مطلق خطای نشانه‌روی
$s$	ثانیه
$In$	سیگنال ورودی
$I$	ممان اینرسی
$K_p$	بهره تناسبی
$K_d$	بهره مشتقی
$K_i$	بهره انتگرالی
$h$	گام زمانی
$M$	گشتاور تولیدی
$M_\theta$	گشتاور تولیدی محور اول
$M_{\psi}$	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	
$\theta$	زاویه پیچ
$\dot{\theta}$	سرعت زاویه‌ای محور اول
$\psi$	زاویه یاو
$\dot{\psi}$	سرعت زاویه‌ای محور دوم
$\alpha$	شتاب زاویه‌ای
$\alpha_\theta$	شتاب زاویه‌ای محور اول
$\alpha_\psi$	شتاب زاویه‌ای محور دوم
$\sigma$	انحراف معیار
$\mu$	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.
- Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE)* (pp. 1002-1006). IEEE.
- [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