

Original Research Paper

Optimal PID Controller Parameters Tuning for a 3D Satellite Simulator Based on Particle Swarm Optimization Algorithm

Mehran Mahdiabadi*, Hamed Arefkhani^{id}, Amirhosein Tavakoli, and Seyyed Hosein Sadati

Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 23 September 2024

Revised 26 January 2025

Accepted 16 February 2025

Available Online 16 March 2025

Keywords:

Attitude control

Satellite simulator

Reaction wheel

PID Controller

Particle swarm optimization algorithm

ABSTRACT

Due to its effectiveness and practicality, the proportional-integral-derivative (PID) controller remains a cornerstone of industrial control systems. The precise tuning of controller parameters significantly impacts system dynamics, influencing key performance metrics such as rise time, settling time, overshoot, stability, and steady-state error. While conventional methods effectively tune PID parameters in linear systems, they are inadequate for nonlinear processes due to the complexity of dynamic equations. This study proposes applying the particle swarm optimization (PSO) algorithm for tuning PID controller parameters in a three-degree-of-freedom satellite attitude simulator. The simulator incorporates reaction wheel actuators for attitude control, providing a robust platform for implementing control algorithms and optimizing onboard computational processes. The PSO-based optimization algorithm was executed for various performance criterion functions, demonstrating advantages such as rapid convergence to optimal values and straightforward implementation in nonlinear control systems. PID parameters derived from the conventional Ziegler-Nichols method were also applied to the simulator to benchmark the nonlinear optimization performance. Experimental results comparing different PID parameter sets were analyzed based on time response characteristics during a predefined maneuver. The comparative analysis identified the optimal PID parameters, which were subsequently implemented for enhanced simulator performance.

*Corresponding Author's E-mail: mahdiabadi@mut.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Mahdiabadi, H. Arefkhani, A. Tavakoli, and S. H. Sadati, "Optimal PID controller parameters tuning for a 3D satellite simulator based on particle swarm optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 53-65, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1502>.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



تعیین ضرایب بهینه کنترلر PID شبیه‌ساز سه درجه آزادی ماهواره با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

مهران مهدی‌آبادی^{۱*}، حامد عارف‌خانی^۲ , امیرحسین توکلی^۳، و سیدحسین ساداتی^۴

- ۱-دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۲-استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۳-کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران
۴-استاد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

کنترلر PID یکی از بنیادی‌ترین و کاربردی‌ترین ابزارهای کنترل صنعتی است. تنظیم ضرایب کنترلر به‌طور مستقیم بر عملکرد دینامیکی سیستم تأثیر می‌گذارد. تنظیم بهینه ضرایب کنترلر سبب بهینه‌سازی معیارهایی نظیر زمان صعود، زمان نشست، فراجهش، پایداری و کاهش خطای حالت دائم می‌شود. تنظیم ضرایب کنترلر PID برای سیستم‌های خطی با بهره‌گیری از روش‌های کلاسیک به سادگی قابل انجام است. اما در فرایندهای غیرخطی، معادلات دینامیکی سیستم پیچیده است. بنابراین بهره‌گیری از روش‌های کلاسیک برای بهینه‌سازی پارامترهای سیستم و دستیابی به مشخصه‌های مطلوب، امکان‌پذیر نیست. در این مقاله، روش بهینه‌سازی انبوه ذرات برای تنظیم ضرایب کنترلر PID شبیه‌ساز ماهواره پیشنهاد شده است. شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره دارای عملگرهای چرخ عکس‌العملی است. پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت، بستری مناسب برای پیاده‌سازی الگوریتم‌های کنترلی و بهینه‌سازی بر روی کامپیوتر نصب شده بر روی آن است. الگوریتم بهینه‌سازی پیشنهادی به ازای توابع معیار مختلف اجرا شده است. از مزایای الگوریتم پیشنهادی، همگرایی سریع به مقادیر بهینه و سهولت پیاده‌سازی برای سیستم شبیه‌ساز است. علاوه بر این، برای مقایسه نتایج بهینه‌سازی غیرخطی، ضرایب کنترلر به ازای روش متداول و کلاسیک نیز به‌دست آمده و بر روی پلتفرم شبیه‌ساز اعمال شده است. نتایج آزمایش‌های عملی حاصل از پیاده‌سازی ضرایب مختلف کنترلر PID بر روی شبیه‌ساز ماهواره با یکدیگر مقایسه شده است. مقایسه صورت گرفته بر اساس مشخصه‌های پاسخ زمانی حاصله از شبیه‌ساز و به ازای یک مانور مشخص صورت گرفته است. در نهایت بر اساس مقایسه صورت گرفته، ضرایب بهینه کنترلر PID برای شبیه‌ساز انتخاب شده و مورد استفاده قرار گرفته است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۲ مهر ۱۴۰۳
بازنگری ۰۷ بهمن ۱۴۰۳
پذیرش ۲۸ بهمن ۱۴۰۳
اولین انتشار ۲۶ اسفند ۱۴۰۳

واژه‌های کلیدی:

کنترل وضعیت
شبیه‌ساز ماهواره
چرخ عکس‌العملی
کنترلر PID
الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mahdiabadi@mut.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Mahdiabadi, H. Arefkhani, A. Tavakoli, and S. H. Sadati, "Optimal PID controller parameters tuning for a 3D satellite simulator based on particle swarm optimization algorithm," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 18, No. 1, pp. 53-65, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.1502>.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



علائم و اختصارات

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

مقدمه

عملیاتی شدن یک سیستم فضایی مستلزم انجام تست‌های مختلف و متنوعی برای هر یک از زیرسیستم‌ها و همچنین سیستم تجمیع‌یافته است. نتایج مثبت حاصل از انجام تست‌های زمینی بر اساس سناریوهای مختلف عملکرد یک سیستم فضایی و زیرسیستم‌های آن، قابلیت اطمینان عملیاتی شدن آن را نوید می‌دهد. زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره نیز یکی از زیرسیستم‌های مهم آن است که بدون آن، امکان انجام صحیح ماموریت میسر نخواهد بود. برای اطمینان از صحت عملکرد زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت، تست و ارزیابی آن در شرایط نزدیک به واقعیت امکان‌پذیر است. برای این منظور، شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت بر اساس یاتاقان‌های هوایی طراحی و ساخته شده است. این بستر تست، امکان ایجاد شرایط بی‌وزنی و همچنین حرکت چرخشی آزادانه و بدون قید را با کمترین اصطکاک فراهم می‌کند. علاوه بر این، بهره‌گیری از سنسورهای تعیین وضعیت، عملگرهای چرخ عکس‌العملی و همچنین کامپیوتر تعبیه شده بر روی آن، امکان پیاده‌سازی الگوریتم‌های مختلف کنترلی را فراهم آورده است. کامپیوتر نصب شده بر روی شبیه‌ساز، قابلیت جمع‌آوری اطلاعات سنسورها و پردازش آن‌ها را دارد. قانون کنترل PID فرامین مورد نیاز عملگرهای چرخ عکس‌العملی را جهت دستیابی به شرایط مطلوب اعمال می‌کند.

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. استفاده از تجهیزات مختلف در شبیه‌سازهای ماهواره امکان بررسی عملکرد ماهواره در شرایط مختلف را میسر می‌سازد و از آن در بهبود طراحی و

عملکرد ماهواره می‌توان استفاده کرد. به‌طور کلی، استفاده از شبیه‌سازها، بهبود عملکرد ماهواره، کاهش خطرات ممکن، افزایش کارایی و کاهش هزینه‌های مربوط به توسعه و عملیات ماهواره را ممکن می‌کند. همچنین، این امر به مهندسان و کارشناسان فضایی اجازه می‌دهد تا برخی از مشکلات و چالش‌های ممکن در شرایط واقعی را قبل از ارسال ماهواره در نظر بگیرند و راهکارهای مناسب را طراحی کنند. از دیگر مزایای استفاده از شبیه‌سازی ماهواره، امکان آموزش و ارتقای سطح دانش فنی کارکنان فضایی، افزایش دقت در پیش‌بینی وضعیت ماهواره در طول عمر آن، و کاهش هزینه‌های مربوط به تست و آزمایش تجهیزات ماهواره است.

کنترلر PID یکی از متداول‌ترین کنترلرهای مورد استفاده در صنعت به‌شمار می‌رود. محبوبیت این کنترلرها دلایل متعددی دارد که می‌توان به عملکرد خوب در محدوده وسیعی از شرایط کاری سیستم و سادگی کار با آن‌ها اشاره کرد [۱]. اما عیب مهم این کنترلرها، عدم وجود یک روش موثر برای تنظیم این کنترلرها است [۲]. این موضوع با پیچیده شدن دینامیک سیستم، خودنمایی کرده و استفاده از روش‌های تحلیلی و کلاسیک، راهگشای حل مساله تنظیم ضرایب کنترلر PID نخواهد بود. بنابراین در سال‌های اخیر، رویکرد استفاده از روش‌های هوشمند برای تنظیم پارامترهای PID گسترش یافته است. می‌توان به الگوریتم تکامل دیفرانسیل [۳]، الگوریتم کسینوس سینوسی [۴، ۵]، الگوریتم کرم شب‌تاب [۶]، الگوریتم گرده‌افشانی گل [۷]، الگوریتم کلونی زنبورهای مصنوعی [۸، ۹]، بهینه‌سازی گرگ خاکستری [۱۰]، الگوریتم ژنتیک [۱۱]، و بهینه‌سازی موج آب [۱۲] اشاره کرد. علاوه بر این روش‌ها، مطالعه رفتار هوشمند حیوانات نیز راه‌گشای حل مسائل بهینه‌سازی شده است که می‌توان الگوریتم بهینه‌سازی نهنگ [۱۳]، الگوریتم بهینه‌ساز مهاجرت ماهی [۱۴]، بهینه‌ساز گرگ خاکستری [۱۵]، الگوریتم کلونی زنبورهای مصنوعی [۱۶]، الگوریتم خفاش [۱۷] و بهینه‌سازی انبوه ذرات [۱۸] را نام برد.

در مرجع [۱۹] بر توسعه یک استراتژی کنترل بهینه برای شبیه‌ساز ماهواره تحت خرابی چرخ عکس‌العملی متمرکز است. هدف از این کار، اطمینان از مانور پایدار و کارآمد ماهواره با بهینه‌سازی ورودی‌های کنترل و در نظر گرفتن خرابی چرخ‌ها است. نتایج شبیه‌سازی، کنترل دقیق وضعیت علی‌رغم خرابی چرخ‌ها را تأیید می‌کند. در مرجع [۲۰]، مشکل کنترل شبیه‌ساز ماهواره تحت قیود گشتاور و تکانه بررسی شده است. برای این منظور از یک استراتژی کنترل غیرخطی برای اطمینان از عملکرد مطلوب با لحاظ قیود فیزیکی بهره گرفته شده است. این رویکرد با استفاده از روش‌های کنترل غیرخطی، ورودی‌های کنترل را در محدوده‌های مجاز تنظیم می‌کند. شبیه‌سازی‌های صورت گرفته، نتایج مفیدی از استراتژی کنترل را در دستیابی به کنترل وضعیت دقیق با رعایت

قیود گشتاور و تکانه نشان می‌دهد. مرجع [۲۱] به طراحی و اجرای یک الگوریتم کنترل وضعیت ماهواره بر روی یک شبیه‌ساز سه محوره می‌پردازد. هدف توسعه یک استراتژی کنترل قوی و کارآمد برای کنترل دقیق وضعیت در سناریوهای مختلف است. الگوریتم پیشنهادی تکنیک‌های کنترل خطی و غیرخطی را برای مدیریت دینامیک پیچیده سیستم ماهواره‌ای ترکیب می‌کند. نتایج تجربی که بر روی یک پلتفرم شبیه‌سازی سخت‌افزاری در حلقه پیاده‌سازی شده‌اند، اثربخشی الگوریتم را در دستیابی به کنترل دقیق و پایدار وضعیت تأیید می‌کنند و در نتیجه عملکرد و قابلیت اطمینان سیستم‌های کنترل وضعیت ماهواره‌ای را افزایش می‌دهند.

در مرجع [۲۲] برای ایجاد شرایط شبیه‌سازی، روش‌های مختلفی مورد بحث و بررسی قرار گرفته است. یکی از مناسب‌ترین روش‌ها، استفاده از یاتاقان هوایی نیم‌کره‌ای یا کروی است. در این روش، 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.

در مرجع [۲۳] یک سیستم بالانس برای شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره طراحی و ساخته شده است. در سیستم طراحی و پیاده‌سازی شده، از کنترل سه محور از کنترلر PID استفاده شده است. در مرجع [۲۴] از کنترلر غیرخطی وضعیت با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی بهره گرفته شده است. این کنترلر در مقابله با خرابی‌های احتمالی عملکرد چرخ عکس‌العملی طراحی و شبیه‌سازی شده است.

در شبیه‌ساز مرجع [۲۵] از چرخ عکس‌العملی و یک حسگر یکپارچه تعیین وضعیت استفاده شده است. برای کنترلر مورد استفاده در این شبیه‌ساز از نوع کنترلر LQR^1 بوده و طراحی آن بر اساس مدل خطی سیستم صورت گرفته است.

موسسه تکنولوژی جورجیا از تراستر گاز سرد در شبیه‌ساز خود استفاده کرده است. در این شبیه‌ساز از ژایروی کنترلر ممان با سرعت متغیر، حسگرهای خورشیدی، ژایرو، مغناطیس‌سنج و واحد اندازه‌گیری اینرسی استفاده شده است. در این سیستم به دلیل عدم قطعیت ممان اینرسی‌ها، از یک کنترلر غیرخطی مقاوم بر حسب کوآترینون‌ها پیاده‌سازی شده است [۲۶]. در مرجع [۲۷] به منظور بررسی عملکرد تراستر گاز سرد در کنترل وضعیت از تراستر گاز سرد و ژایرو استفاده شده است. ژایروی کنترلر ممان با سرعت متغیر، واحد اندازه‌گیری اینرسی، ژایروی سرعت زاویه‌ای و حسگرهای لیزری در شبیه‌ساز معرفی شده در [۲۸] مورد استفاده قرار گرفته‌اند. در این سیستم قوانین کنترل و هدایت با استفاده از ژایروهای کنترلر ممان با سرعت متغیر مورد

ارزیابی قرار گرفته است.

در [۲۹] برای کنترل وضعیت شبیه‌ساز از عملگرهای مغناطیسی با بهره‌گیری از 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. در شبیه‌ساز معرفی شده در [۳۰] استراتژی‌های کنترلی بر مبنای کنترلرهای PD^2 و LQR برای انجام مانورهای بزرگ با استفاده از ترکیب تراستر گاز سرد و چرخ عکس‌العملی مورد بررسی قرار گرفته است.

به‌طور خلاصه، مرور کارهای صورت گرفته در خصوص تنظیم ضرایب کنترلر را می‌توان به‌صورت زیر جمع بندی کرد. روش‌های تعیین ضرایب کنترلر PID، شامل تکنیک‌های کلاسیک، عددی، و هوشمند است که هر یک دارای مزایا و معایب مختص خود هستند [۳۱، ۳۲]. روش‌های کلاسیک نظیر زیگلر-نیکولز، ساده و سریع بوده و برای سیستم‌های خطی با دینامیک ساده مناسب هستند. با این حال، این روش‌ها برای سیستم‌های غیرخطی یا دارای تاخیر زیاد کارایی مطلوب را ندارند. روش‌های عددی مانند بهینه‌سازی مبتنی بر گرادیان، از دقت بالایی برخوردار بوده و برای سیستم‌های خطی پیچیده مناسب‌اند، اما ممکن است در سیستم‌های غیرخطی در بهینه‌های محلی گرفتار شوند. الگوریتم‌های فرا ابتکاری نظیر الگوریتم ژنتیک (GA) و بهینه‌سازی انبوه ذرات (PSO) در مواجهه با سیستم‌های غیرخطی و چندمتغیره توانمند هستند و از قابلیت فرار از بهینه‌های محلی برخوردارند [۳۳-۳۵]. اما نیازمند زمان و منابع محاسباتی بیشتری هستند. همگرایی سریع روش بهینه‌سازی انبوه ذرات و مناسب بودن برای سیستم‌های غیرخطی از مزایای این روش نسبت به الگوریتم ژنتیک است. اما در مقابل الگوریتم ژنتیک برای مسائل چند هدفه مناسب بوده و قدرت جستجوی بالایی در یافتن پاسخ دارد. ولی الگوریتم ژنتیک، زمان بر بوده و نیازمند تنظیم دقیق پارامترها است. سایر الگوریتم بهینه‌سازی، نظیر کنترلرهای تطبیقی و فازی قابلیت تنظیم لحظه‌ای ضرایب را دارند و برای شرایط پویا و غیرقطعی مناسب‌اند. اما پیاده‌سازی آن‌ها به دانش بیشتری از سیستم و طراحی دقیق قواعد نیاز دارد. انتخاب روش مناسب به نوع سیستم، پیچیدگی دینامیک و اهداف کنترلی وابسته است و در بسیاری موارد، ترکیب روش‌ها ممکن است به نتایج بهتری منجر شود.

در این مقاله، از روش هوشمند بهینه‌سازی انبوه ذرات برای تنظیم پارامترهای کنترلر PID شبیه‌ساز سه درجه آزادی کنترل وضعیت ماهواره با عملگرهای چرخ عکس‌العملی استفاده شده است. این شبیه‌ساز با هدف ارزیابی الگوریتم‌های کنترل وضعیت برای یک

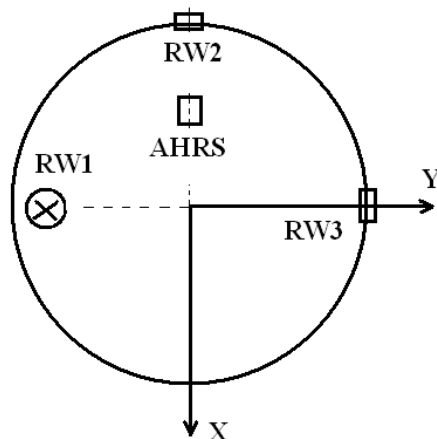
بر هم در این صفحه محورهای اصلی پلتفرم خواهند بود.

جدول ۱- مشخصات چرخ‌های عکس‌العملی

Table 1. Reaction wheel specifications.

Value	Feature
0.123 N.m	Maximum torque
0.63 N.m.sec	Angular momentum capacity
3000 rpm (rated engine speed is up to 9000 rpm)	Maximum permissible angular velocity
About 12 watts at 3000 rpm	Wheel power consumption
0.002 Kg.m ²	Disk moment of inertia
Diameter: 120 mm maximum thickness: 25 mm	Disk dimensions
In three perpendicular directions	Wheel mounting angle

حسگر تعیین وضعیت مورد استفاده یک حسگر ترکیبی یکپارچه است که با ترکیب اطلاعات حسگرهای ژایرو، مغناطیس‌سنج و شتاب‌سنج خطی، وضعیت پلتفرم را نسبت به دستگاه اینرسی تعیین می‌کند [۳۹]. حسگر به گونه‌ای نصب شده است که راستای محورهای آن در راستای محورهای اصلی پلتفرم قرار گیرد. محورهای مختصات در نظر گرفته شده برای پلتفرم و وضعیت نصب چرخ‌های عکس‌العملی و حسگر وضعیت روی آن به صورت شکل (۲) است.



شکل ۱- محورهای مختصات و وضعیت نصب اجزای پلتفرم.

Fig 1. Coordinate axes and installation position of platform components.

شکل (۲) نمایی از واسط کاربر گرافیکی برنامه نرم‌افزاری طراحی شده برای شبیه‌ساز را نشان می‌دهد [۴۰].

ماهواره مشخص طراحی و ساخته شده است. راه‌اندازی بستر تست عملکردی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت با بهره‌گیری از یک حسگر ترکیبی و عملگرهای عکس‌العملی به صورت کامل صورت می‌گیرد. نتایج آزمایش‌های عملی نشان می‌دهد که بهینه‌سازی ضرایب کنترلر PID با روش هوشمند انبوه ذرات برای سیستم دینامیکی غیرخطی و پیچیده شبیه‌ساز وضعیت ماهواره، امکان دستیابی به عملکرد مطلوب وضعیت را فراهم می‌کند. نتایج حاصله به‌ازای توابع معیار مختلف حاصل شده است. در نهایت برای مقایسه با نتایج روش بهینه‌سازی کلاسیک زیگلر- نیکولز نیز مقایسه صورت گرفته است.

در ادامه مشخصات فنی شبیه‌ساز ارایه شده است. سپس مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی با در نظر گرفتن رفتارهای واقعی سیستم صورت گرفته است.

مشخصات فنی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

در شبیه‌ساز مورد بررسی در این مقاله از یاتاقان هوایی نیمکره‌ای برای ایجاد شرایط تعلیق استفاده شده است. جزئیات طراحی و ساخت این یاتاقان در [۳۶] ارایه شده است. مشخصات این نمونه با نمونه تجاری ارایه شده توسط شرکت نلسون قابل مقایسه است [۳۷].

در این شبیه‌ساز، چرخ عکس‌العملی به عنوان عملگر کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گرفته است. توضیحات تکمیلی در مرجع [۳۸] ارایه شده است. روش اندازه‌گیری و تعیین مشخصه‌های فنی چرخ عکس‌العملی بر اساس نیازمندی‌های کنترل وضعیت در [۳۷، ۳۹] تشریح شده است. 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 [۳۷]:

$$T = \frac{4\theta I}{t^2} = 0.022 \text{ N.m} \quad (1)$$

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

با توجه به ظرفیت ممتوم مورد نیاز و سرعت زاویه‌ای مجاز موتور، مجموع ممان اینرسی دیسک و روتور از رابطه (۳) تعیین می‌شود:

$$I_{RW} = \frac{H}{\omega} \quad (3)$$

پارامتر ω حداکثر سرعت موتور و H ظرفیت ممتوم هستند. مشخصات نهایی چرخ‌های عکس‌العملی در جدول ۱ ارایه شده است. پس از برقراری تعادل جرمی پلتفرم در صفحه افق، هر دو محور عمود

θ و ψ زوایای اویلر 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 مرکز جرم و مرکز چرخش هستند.

جدول ۲- مشخصات کلی شبیه‌ساز.

Table 2. Overall simulator specifications.

Value	Specification
Diameter: 90 mm Height: 150 mm	Total Dimension
55 kg Approx.	Suspended part Weight
Three degrees of freedom with a limit of 40 degrees in the roll and pitch directions and 360 degrees in the yaw direction	Movement limitations
About 2 hours based on power consumption limitations	Work continuity
Deg with AHRS sensor 0.5	Attitude Determination accuracy
1 Deg	Attitude Determination and Control accuracy

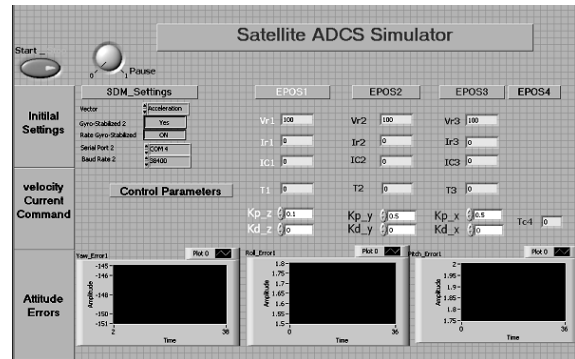
معادلات نشان می‌دهند که در دو راستای رول و پیچ (ϕ و θ) گشتاورهای اغتشاشی ناشی از فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز چرخش وجود دارد.

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

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

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

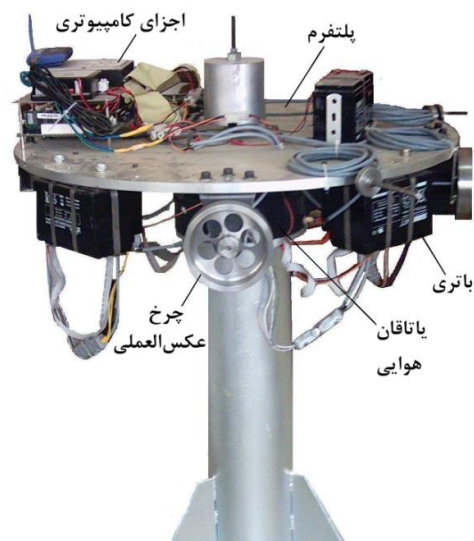
اگر مرکز جرم بالاتر از مرکز چرخش قرار گیرد I_z مثبت است. در این حالت در شرایط حلقه باز، انحراف اولیه برای زوایای رول یا پیچ منجر به حرکت نوسانی با میرایی بسیار ناچیز ناشی از اصطکاک در این دو راستا



شکل ۲- نمای گرافیکی برنامه نرم‌افزاری در ایستگاه مانیتورینگ.

Fig. 2. Graphical view of the software program in the monitoring station.

ارتباط گرافیکی با استفاده از نرم‌افزار Labview فراهم شده است. پلتفرم شبیه‌ساز و اجزای آن در شکل (۳) نشان داده شده است. پس از نصب اجزای اصلی و برای انجام آزمایش، بالانس جرمی پلتفرم در صفحه افقی انجام می‌شود تا اثرات اغتشاشی نیروی وزن حذف شود.



شکل ۳- پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت و اجزای آن.

Fig. 3. Attitude and determination simulator platform and its components.

مشخصات کلی شبیه‌ساز در جدول ۲ ارایه شده است.

مدل سازی دینامیکی و سینماتیکی

در صورتی که اصطکاک هوا در یاتاقان هوایی ناچیز فرض شود، معادلات غیرخطی سیستم در چارچوب مختصات اصلی بدنه با ترکیب معادلات دینامیک پلتفرم و معادلات سینماتیک بر حسب زوایای اویلر، به صورت (۴) به دست می‌آید [۲۵، ۳۹]. در این معادلات غیرخطی ϕ ،

تنظیم ضرایب کنترلر PID صورت گرفته به ازای توابع معیار مختلف فوق و همچنین روش زیگلر-نیکولز (ZN) صورت گرفته است.

الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات

الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات^۱ یک روش جستجو و بهینه‌سازی مبتنی بر هوش جمعی است که با الهام از رفتار اجتماعی و بیولوژیکی موجودات گروهی مانند پرندگان، ماهی‌ها و حشرات الهام گرفته شده است. این روش با استفاده از یک گروه (یا جمعیت) از راه‌حل‌های نامزد شده برای پیدا کردن بهینه‌های یک تابع هدف عمل می‌کند. هر یک از ذرات به عنوان یک راه‌حل نامزد شده برای الگوریتم محسوب می‌شود.

امروزه PSO یکی از شناخته شده‌ترین و پرکاربردترین الگوریتم‌های هوش مصنوعی و تکنیک‌های فرا ابتکاری است که به دلیل سادگی و قابلیت استفاده در طیف وسیعی از کاربردها را دارد. هدف روش محاسباتی PSO بهینه‌سازی یک مسئله به صورت تکراری است که با مجموعه یا جمعیتی از راه‌حل‌های نامزد شده شروع می‌شود، که در این زمینه گروهی از ذرات نامیده می‌شود. هر ذره بهترین موقعیت جمعی را در انبوه می‌داند و همراه با بهترین موقعیت فردی آن و ارزش تناسب آن که تاکنون در طول فرآیند جستجو در فضای راه حل مشکل پیدا شده است [۴۱].

اجزای اصلی الگوریتم انبوه ذرات را می‌توان به صورت زیر برشمرد:

- ذرات: هر ذره، نشان‌دهنده یک نقطه در فضای جستجو است. هر ذره، موقعیت مشخص خود را دارد که به عنوان یک راه‌حل ممکن برای مسئله در نظر گرفته می‌شود.
- سرعت: سرعت تعیین می‌کند که هر ذره در مرحله بعدی به کدام سمت و با چه سرعتی حرکت کند. سرعت‌ها در طول فرآیند برای هدایت ذرات به سمت مناطق بهتر (بهینه) تنظیم می‌شوند.
- موقعیت: موقعیت هر ذره نشان‌دهنده یک راه‌حل ممکن در فضای جستجو است. موقعیت در هر مرحله بر اساس سرعت فعلی و موقعیت قبلی به‌روزرسانی می‌شود.
- بهترین موقعیت شخصی (pBest): بهترین موقعیتی که یک ذره تاکنون تجربه کرده است، معیاری برای مقایسه موقعیت‌های جدید هر ذره به‌شمار می‌رود و در طول اجرای الگوریتم، با بهترین موقعیت جدید شخصی به‌روزرسانی می‌شود.

خواهد شد. در صورتی که مرکز جرم پایین‌تر از مرکز چرخش قرار گیرد τz 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.

طراحی و تنظیم ضرایب کنترلر PID وضعیت

یکی از مرسوم‌ترین و ساده‌ترین کنترل‌کننده‌های وضعیت ماهواره کنترل‌کننده PID است که با توجه به پارامترهای اندازه‌گیری شده توسط حسگرهای تعیین وضعیت، به سادگی قابل پیاده‌سازی است. با استفاده از یک کنترل‌کننده PID گشتاورهای کنترلی که توسط چرخ‌های عکس‌العملی به سیستم اعمال می‌شوند به صورت زیر در نظر گرفته شده‌اند:

$$\begin{aligned} T_x &= k_{P\phi} e_\phi + k_{D\phi} \dot{e}_\phi + k_{I\phi} \int_0^t e_\phi dt \\ T_y &= k_{P\theta} e_\theta + k_{D\theta} \dot{e}_\theta + k_{I\theta} \int_0^t e_\theta dt \\ T_z &= k_{P\psi} e_\psi + k_{D\psi} \dot{e}_\psi + k_{I\psi} \int_0^t e_\psi dt \end{aligned} \quad (6)$$

نه پارامتر کنترلر PID به عنوان ضرایب طراحی و تنظیم کنترلر شبیه‌سازی به شمار می‌روند که در این مقاله از الگوریتم انبوه ذرات برای تنظیم آن‌ها بهره گرفته شده است.

هدف بهینه‌سازی پارامترهای کنترل‌کننده PID این است که انحراف سیستم کنترل را به سمت صفر میل دهد و سرعت پاسخ‌گویی سریع و کوچک داشته باشد. بنابراین از چهار معیار انتگرال خطا که به شرح زیر توضیح داده شده است برای ارزیابی اثر کنترل استفاده شده است.

- انتگرال مربع خطا

$$ISE = \int_0^\infty e(t)^2 dt \quad (7)$$

- انتگرال خطای مربع زمان

$$ITSE = \int_0^\infty t^2 e(t)^2 dt \quad (8)$$

- انتگرال خطای مطلق

$$IAE = \int_0^\infty |e(t)| dt \quad (9)$$

- انتگرال زمان ضرب در خطای مطلق

$$ITAE = \int_0^\infty t |e(t)| dt \quad (10)$$

موقعیت و سرعت ذره نام در راستای زام می‌باشد. $pBest_{ij}$ و $gBest_{ij}$ نیز بر مکان شخصی و بهترین مکان جمعی و در t امین تکرار اشاره دارد. عبارت اول در سمت راست معادله فوق از ω استفاده می‌کند که وزن اینرسی است. وزن اینرسی کنترل می‌کند که ذرات چقدر از سرعت قبلی خود تبعیت کنند. معمولاً مقدار آن بین $0/4$ تا 1 است. این مقدار با ضریب میرایی $0/98$ در هر تکرار میرا می‌شود. دو عبارت بعدی برانگیختگی به سمت مناطق امیدوارکننده در فضای جستجو هستند که توسط بهترین مکان‌های شخصی و جمعی گزارش شده است. بهترین مقدار $gBest(t)$ حداقل عنصر متحمل هزینه مجموعه زمانی بهترین‌های شخصی $pBest(t)$ همه ذرات در تمام تکرارها است.

نتایج و تحلیل آزمایش‌ها

نتایج آزمایش‌های عملی روی پلتفرم با پیاده‌سازی کنترلر PID با توابع هزینه 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 زاویه 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 همان‌گونه 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 تراستر 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 و در زمان محدود باعث اشباع عملگر می‌شود. البته این شرایط برای سیستم واقعی نیز وجود ندارد. شرایط اولیه زوایای اولر در نظر گرفته برای آزمایش و تنظیم ضرایب کنترلر PID شبیه‌ساز به‌ازای تمامی توابع هزینه‌های در نظر گرفته شده به قرار زیر است:

$$[\varphi_0, \theta_0, \psi_0] = [-22^\circ, -20^\circ, -53.5^\circ] \quad (12)$$

نتایج آزمایش‌ها نشان می‌دهند که تنظیم ضرایب کنترلر PID با بهره‌های انتخاب شده توانسته سیستم را به وضعیت مطلوب هدایت کند. اما مشخصات پاسخ زمانی در هر یک از توابع هزینه متفاوت است. در جدول ۳ مشخصات پاسخ زمانی بر حسب منحنی تغییرات زاویه رول در

• بهترین موقعیت جمعی ($gBest$): بهترین موقعیتی که در کل جمعیت مشاهده شده است. این مقدار تمام ذرات را به سمت منطقه بهینه سوق می‌دهد.

سادگی پیاده‌سازی و انعطاف پذیری در حل مسائل مختلف بهینه‌سازی پیوسته یا گسسته از مزایای این الگوریتم به شمار می‌رود. یکی دیگر از مزایای این روش، عدم وابستگی به گرادیان یا مشتق است.

فرایند الگوریتم PSO

اولین گام در پیاده‌سازی الگوریتم، تعیین تعداد ذرات و تعداد تکرارها است. سپس موقعیت و سرعت اولیه هر ذره به صورت تصادفی در فضای جستجو مقداردهی می‌شوند. این کار در واقع تنظیمات اولیه و مقدار دهی پارامترهای مورد نیاز الگوریتم می‌باشد. در گام دوم، موقعیت هر ذره با استفاده از تابع هدف محاسبه می‌شود و عملکرد موقعیت به عنوان کیفیت راه‌حل تعیین می‌شود. در گام سوم، به‌روزرسانی بهترین موقعیت شخصی و بهترین موقعیت جمعی صورت می‌گیرد. در این گام، اگر عملکرد یک ذره بهتر از بهترین موقعیت شخصی خودش باشد، $pBest$ به موقعیت فعلی به‌روزرسانی می‌شود و در صورتی که عملکرد یک ذره بهتر از بهترین موقعیت جمعی جمعیت باشد، $gBest$ به موقعیت فعلی آن ذره به‌روزرسانی می‌شود. در گام چهارم، به‌روزرسانی سرعت و موقعیت هر ذره صورت می‌گیرد. در این گام سرعت و موقعیت هر ذره بر اساس روابط (۱۱) به‌روزرسانی می‌شوند. گام پنجم به ارزیابی و تکرار مجدد الگوریتم از گام دوم تا انتها اختصاص دارد. در این گام، پاسخ حاصله بر اساس دقت مورد انتظار از پیش تعیین شده مورد ارزیابی قرار گرفته و در صورت لزوم، الگوریتم به دفعات مورد نیاز تکرار می‌شود. معادلات زیر، مکانیزم به‌روزرسانی موقعیت و سرعت پارامترهای بهینه‌سازی را در الگوریتم انبوه ذرات توصیف می‌کنند.

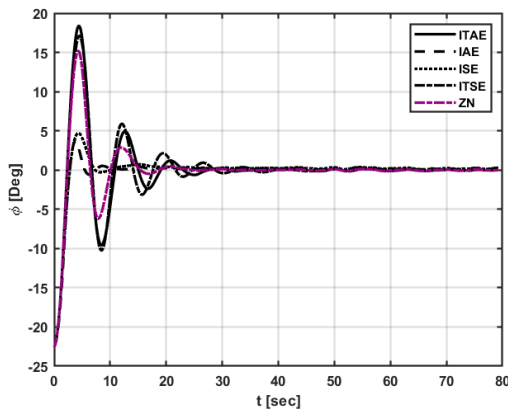
$$\begin{aligned} v_{ij}(t+1) = & \omega \times v_{ij}(t) \\ & + r_1(t) \\ & \times C_1 (pBest_{ij}(t) - x_{ij}(t)) \\ & + r_2(t) \\ & \times C_2 (gBest_{ij}(t) - x_{ij}(t)) \end{aligned} \quad (11)$$

$$x_{ij}(t+1) = x_{ij}(t) + v_{ij}(t+1)$$

ضرایب C_1 و C_2 ضرایب شتاب برای هدایت حرکت ذرات به ترتیب به سمت بهترین موقعیت شخصی و بهترین موقعیت جمعی هستند. مقادیر این ضرایب به ترتیب مقادیر ۳ و $3/5$ برای آن‌ها در نظر گرفته شده است. ضرایب r_1 و r_2 مستقل از یکدیگر بوده و اعداد تصادفی در بازه صفر و یک هستند که برای حفظ تصادفی بودن حرکت استفاده می‌شوند. متغیرهای x_{ij} و v_{ij} بیانگر مختصات

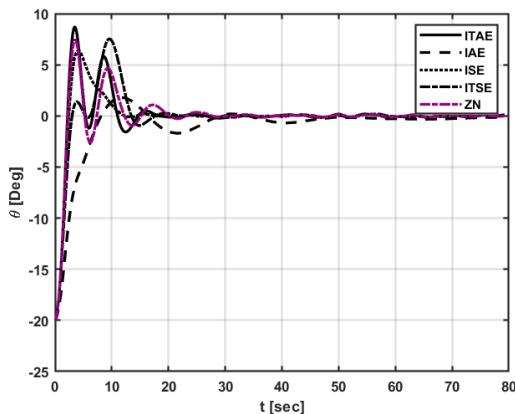
با توجه به مشخصات پاسخ زمانی حاصله از بهینه‌سازی انبوه ذرات برای هر سه محور، امکان انتخاب بهترین مشخصات پاسخ زمانی برای هر محور به‌صورت جداگانه وجود دارد و می‌توان ضرایب توابع هزینه مختلف را برای هر یک از محورهای شبیه‌ساز ماهواره در نظر گرفت. این مورد درجه آزادی طراح برای بهره‌گیری از ضرایب کنترلر PID مناسب برای هر سه محور را به‌صورت جداگانه و بر اساس نتایج حاصله فراهم می‌آورد.

در شکل‌های ۴، ۵ و ۶، منحنی نتایج زوایای اولر در سه راستای رول و پیچ و یاو نشان داده شده است. نتایج حاصله بر اساس بهینه‌سازی ضرایب کنترلر PID و بهره‌گیری از الگوریتم انبوه ذرات در شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره به‌دست آمده است. علاوه بر این نتایج روش سنتی زیگلر-نیکولز برای تنظیم ضرایب کنترلر PID نیز جهت مقایسه با روش بهینه‌سازی پیشنهادی این مقاله ارائه شده است.



شکل ۴- منحنی تغییرات زاویه رول شبیه‌ساز.

Fig 4. Roll angle variation curve of simulator.



شکل ۵- منحنی تغییرات زاویه پیچ شبیه‌ساز.

Fig 5. Pitch angle variation curve of simulator.

هر یک از آزمایش‌های انجام شده ارائه شده است.

جدول ۳- مشخصات پاسخ زمانی منحنی تغییرات رول.

Table 3. Time response specifications of roll curve.

Rise time (Sec)	Settling time (Sec)	Overshoot percentage	PID controller with cost function
2.8	25	21	ISE
2.36	50	76	ITSE
2.75	35	16	IAE
2.31	35	82	ITAE
2.36	32	67	ZN

بیشترین انحراف اولیه مربوط به زاویه یاو و حدود ۵۴ درجه بوده و سیستم در مدت زمان کمتر از ۸۰ ثانیه به وضعیت مطلوب رسیده است. در جدول ۴ مشخصات پاسخ زمانی بر حسب منحنی تغییرات پیچ در هر یک از آزمایش‌های انجام شده ارائه شده است.

جدول ۴- مشخصات پاسخ زمانی منحنی تغییرات پیچ.

Table 4. Time response specifications of pitch curve.

Rise time (Sec)	Settling time (Sec)	Overshoot percentage	PID controller with cost function
2.4	15	32	ISE
3	25	37	ITSE
8	80	9	IAE
2.2	20	43	ITAE
2.3	30	37	ZN

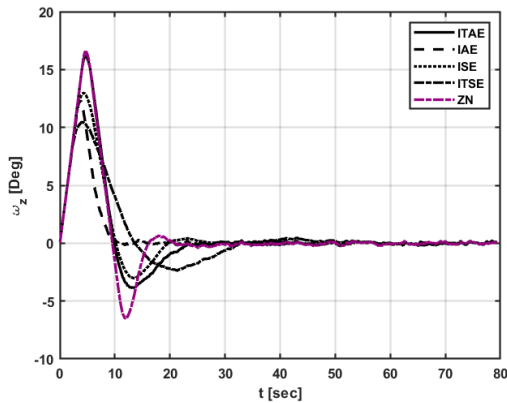
در جدول ۵ مشخصات پاسخ زمانی بر حسب منحنی تغییرات یاو

در هر یک از آزمایش‌های انجام شده ارائه شده است.

جدول ۵- مشخصات پاسخ زمانی منحنی تغییرات یاو.

Table 5. Time response specifications of yaw curve.

Rise time (Sec)	Settling time (Sec)	Overshoot percentage	PID controller with cost function
6.4	80	33	ISE
7.2	70	42	ITSE
10	10	0	IAE
5.8	30	51	ITAE
5.8	60	47	ZN



شکل ۹- منحنی سرعت زاویه‌ای محور Z شبیه‌ساز.

Fig 9. Z-axis angular velocity variation curve of simulator.

منحنی نمودارها نشان می‌دهند که به علت تاثیر گشتاور اغتشاشی وزن بر پلتفرم، زاویه رول و پیچ نوسانات بیشتری نسبت به زاویه یاو داشته است. در جدول ۶ ضرایب کنترلر PID در راستای رول ارایه شده است. ضرایب کنترلر در توابع هزینه بهینه، بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات استخراج شده است.

جدول ۶ - ضرایب کنترلر PID در راستای محور رول.

Table 6. PID controller coefficients in roll axis.

K_D	K_I	K_P	Cost function
6.54	0.052	5.93	ISE
1.99	0.31	4.89	ITSE
9.76	0.056	12.54	IAE
4.15	1.23	4.72	ITAE
3.62	0.64	4.98	ZN

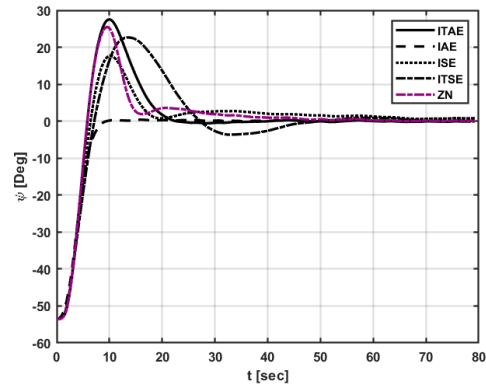
در جدول ۷ ضرایب کنترلر PID در راستای پیچ ارایه شده است.

جدول ۷ - ضرایب کنترلر PID در راستای محور پیچ.

Table 7. PID controller coefficients in pitch axis.

K_D	K_I	K_P	Cost function
10.33	2.06	6.63	ISE
6.89	0.72	3.44	ITSE
1.2	0.022	0.48	IAE
8.19	2.69	8.14	ITAE
3.72	0.62	4.98	ZN

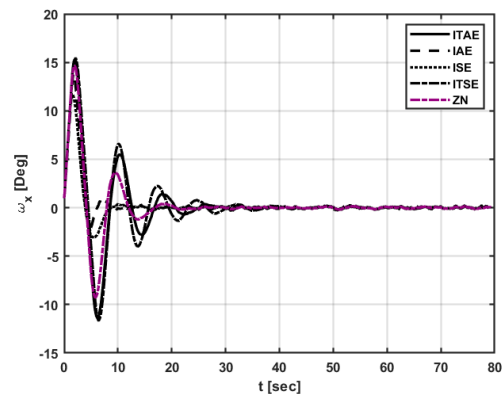
در جدول ۸ ضرایب کنترلر PID در راستای یاو ارایه شده است.



شکل ۶- منحنی تغییرات زاویه یاو شبیه‌ساز.

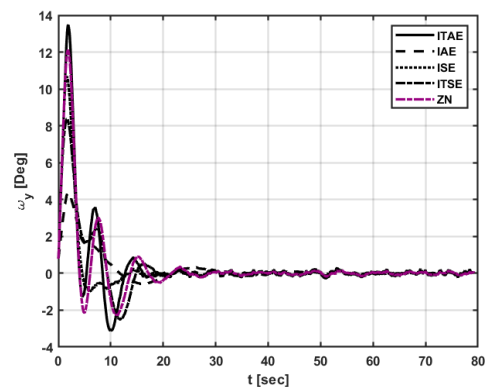
Fig 6. Yaw angle variation curve of simulator.

در شکل‌های ۷، ۸ و ۹ نیز منحنی نتایج سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای رول و پیچ و یاو نشان داده شده است. تغییرات منحنی‌های ارایه شده، حاکی از نرخ سرعت میرا شدن نوسانات میز معلق شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره می‌باشد.



شکل ۷- منحنی سرعت زاویه‌ای محور X شبیه‌ساز.

Fig 7. X-axis angular velocity variation curve of simulator.



شکل ۸- منحنی سرعت زاویه‌ای محور Y شبیه‌ساز.

Fig 8. Y-axis angular velocity variation curve of simulator.

Framework Using MATLAB®, Springer Cham, 2021, <https://doi.org/10.1007/978-3-030-72311-8>.

- [2] K. J. Astrom and T. Haggund, *PID Controllers: Theory, Design and Tuning*, 2nd ed. Instrument Society of America (ISA), 1995.
- [3] A. Rodríguez-Molina, M. G. Villarreal-Cervantes, J. Álvarez-Gallegos, and M. Aldape-Pérez, "Bio-inspired adaptive control strategy for the highly efficient speed regulation of the DC motor under parametric uncertainty," *Applied Soft Computing*, vol. 75, pp. 29-45, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2018.11.002>.
- [4] J. Bhookya and R. Jatoth, "Optimal FOPID/PID controller parameters tuning for the AVR system based on sine-cosine-algorithm," *Evolutionary Intelligence*, vol. 12, no. 4, pp. 725-733, 2019, <https://doi.org/10.1007/s12065-019-00290-x>.
- [5] B. Hekimoğlu, "Sine-cosine algorithm-based optimization for automatic voltage regulator system," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, vol. 41, no. 6, pp. 1761-1771, 2019, <https://doi.org/10.1177/0142331218811453>.
- [6] B. N. Kommula and V. R. Kota, "Direct instantaneous torque control of brushless dc motor using firefly algorithm based fractional order pid controller," *Journal of King Saud University Engineering Sciences*, vol. 32, no. 2, pp. 133-140, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.jksues.2018.04.007>.
- [7] D. Potnuru, K. A. Mary, and C. S. Babu, "Experimental implementation of Flower Pollination Algorithm for speed controller of a BLDC motor," *Ain Shams Engineering Journal*, vol. 10, no. 2, pp. 287-295, 2019, <https://doi.org/10.1016/j.asej.2018.07.005>.
- [8] H. Du, P. Liu, Q. Cui, X. Ma, and H. Wang, "PID controller parameter optimized by reformative artificial bee colony algorithm," *Journal of Mathematics*, vol. 2022, no. 1, 2022, Art. no. 3826702, <https://doi.org/10.1155/2022/3826702>.
- [9] H. Wang, H. Du, Q. Cui, and H. Song, "Artificial bee colony algorithm based PID controller for steel stripe deviation control system," *Science Progress*, vol. 105, no. 1, 2022, <https://doi.org/10.1177/00368504221075188>.
- [10] J. Bhookya, M. V. Kumar, J. R. Kumar, and A. S. Rao, "Implementation of PID controller for liquid level system using mGWO and integration of IoT application," *Journal of Industrial Information Integration*, vol. 28, 2022, Art. no. 100368, <https://doi.org/10.1016/j.jii.2022.100368>.
- [11] M. M. Gani, M. S. Islam, and M. A. Ullah, "Optimal PID tuning for controlling the temperature of electric furnace by genetic algorithm," *SN Applied Sciences*,

جدول ۸ - ضرایب کنترلر PID در راستای محور یاو.

Table 8. PID controller coefficients in yaw axis.

K_D	K_I	K_P	Cost function
4.18	0.05	1.84	ISE
9.54	0.256	1.82	ITSE
16.34	0.0037	6.46	IAE
11.63	0.603	4.18	ITAE
8.21	0.28	4.99	ZN

بر اساس پاسخ‌های زمانی حاصله، می‌توان نتایج شاخص IAE را برای هر سه محور، بهترین گزینه از نظر مشخصات پاسخ زمانی در نظر گرفت و ضرایب کنترلر این معیار را برای هر سه محور شبیه‌ساز استفاده کرد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، تنظیم ضرایب کنترلر PID برای شبیه‌ساز سه درجه آزادی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی انبوه ذرات صورت گرفت. در این شبیه‌ساز برای اعمال گشتاورهای کنترلی از چرخ‌های عکس‌العملی بهره گرفته شده است. تجهیزات دیگری نظیر حسگر تعیین وضعیت، پردازنده و کارت شبکه برای ارتباط بی‌سیم با ایستگاه مانیتورینگ بر روی پلتفرم شبیه‌ساز نصب شده‌اند. این کار امکان اعمال و ارسال فرامین اصلی و دریافت نتایج را در زمینی فراهم می‌کند. آزمایش‌های عملکردی در زوایای بزرگ انجام شده که قاعدتا خارج از محدوده خطی هستند اما کارایی سیستم در عمل در این محدوده‌ها نیز نشان داده شده است. نتایج حاصله از بهینه‌سازی انبوه ذرات با روش زیگلر-نیکولز نیز مقایسه شده است. مقایسه صورت گرفته بیانگر این است که نتایج و مشخصات پاسخ زمانی حاصله از بهینه‌سازی انبوه ذرات به مراتب از روش سنتی ZN بهتر و مناسب‌تر است. بر اساس پاسخ‌های زمانی حاصله، نتایج شاخص IAE برای هر سه محور، بهترین گزینه از نظر مشخصات پاسخ زمانی بوده و بنابراین ضرایب کنترلر PID حاصل از این معیار، برای هر سه محور شبیه‌ساز پیشنهاد شده و مورد استفاده قرار گرفته است.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] J. D. Rojas, O. Arrieta, and R. Vilanova, *Industrial PID Controller Tuning, With a Multiobjective*

- simulator," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 1, pp. 72-86, 2015, <https://doi.org/10.1177/0954410014526380>.
- [22] J. L. Schwartz, M. A. Peck, and C. D. Hall, "Historical review of air-bearing spacecraft simulators," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 26, no. 4, pp. 513-522, 2003, <https://doi.org/10.2514/2.5085>.
- [23] M. Reyvandi, M. Mirshams, and M. Zarourati, "Design and implementation of a balance system for the cubesat attitude determination and control tabletop simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 1, pp. 75-88, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1426>.
- [24] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Advanced Control for Applications: Engineering and Industrial Systems*, vol. 6, no. 3, 2024, Art. no. e215, <https://doi.org/10.1002/adc2.215>.
- [25] B. Kim, E. Velenis, P. Kriengsiri, and P. Tsiotras, "Designing a low-cost spacecraft simulator," *IEEE Control Systems Magazine*, vol. 23, no. 4, pp. 26-37, 2003, <https://doi.org/10.1109/MCS.2003.1213601>.
- [26] D. Jung and P. Tsiotras, "A 3-DoF experimental test-bed for integrated attitude dynamics and control research," in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Austin, Texas, 2003, Paper 5331, <https://doi.org/10.2514/6.2003-5331>.
- [27] S. Justin, M. McFarland, A. Shoemaker, and J. Eide, "Characterization of cold-gasthrusters for use on spacecraft simulation," *AIAA Mid-Atlantic (Region I-MA) Student Conference*, Blacksburg, Virginia, 2004.
- [28] M. Romano and B. N. Agrawal, "Attitude dynamics/control of a dual-body spacecraft with variable-speed control moment gyros," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 27, no. 4, pp. 513-525, 2004, <https://doi.org/10.2514/1.2564>.
- [29] J. Prado *et al.*, "Three-axis air-bearing based platform for small satellite attitude determination and control simulation," *Journal of Applied Research and Technology*, vol. 3, no. 3, pp. 222-237, 2005, <https://doi.org/10.22201/icat.16656423.2005.3.03.563>.
- [30] D. B. French, "Hybrid control strategies for rapid, large angle satellite slew maneuvers," M. S. thesis, Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Air Force Institute of Technology, USA, 2003.
- [31] Z. Bai, "Advances and prospects of PID Controller in mechanical field: from traditional tuning to intelligent optimization," *Applied and Computational* vol. 1, 2019, Art. no. 880, <https://doi.org/10.1007/s42452-019-0929-y>.
- [12] Y. Zhou, J. Zhang, X. Yang, and Y. Ling, "Optimization of PID controller based on water wave optimization for an automatic voltage regulator system," *Information Technology and Control*, vol. 48, no. 1, pp. 160-171, 2019, <https://doi.org/10.5755/j01.itc.48.1.20296>.
- [13] F. Loucif, S. Kechida, and A. Sebbagh, "Whale optimizer algorithm to tune PID controller for the trajectory tracking control of robot manipulator," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 42, 2020, Art. no. 1, <https://doi.org/10.1007/s40430-019-2074-3>.
- [14] B. Guo, Z. Zhuang, J. S. Pan, and S. C. Chu, "Optimal design and simulation for PID controller using fractional-order fish migration optimization algorithm," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 8808-8819, 2021, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3049421>.
- [15] J. Agarwal, G. Parmar, R. Gupta, and A. Sikander, "Analysis of grey wolf optimizer based fractional order PID controller in speed control of DC motor," *Microsystem Technologies*, vol. 24, pp. 4997-5006, 2018, <https://doi.org/10.1007/s00542-018-3920-4>.
- [16] K. Vanchinathan and N. Selvagesan, "Adaptive fractional order PID controller tuning for brushless DC motor using artificial bee colony algorithm," *Results in Control and Optimization*, vol. 4, 2021, Art. no. 100032, <https://doi.org/10.1016/j.rico.2021.100032>.
- [17] L. Chaib, A. Choucha, and S. Arif, "Optimal design and tuning of novel fractional order PID power system stabilizer using a new metaheuristic Bat algorithm," *Ain Shams Engineering Journal*, vol. 8, no. 2, pp. 113-125, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.asej.2015.08.003>.
- [18] S. M. A. Tousi, A. Mostafanasab, and M. Teshnehlab, "Design of self tuning PID controller based on competition PSO," in *4th Conference on Swarm Intelligence and Evolutionary Computation (CSIEC)*, Mashhad, Iran, 2020, pp. 022-026, <https://doi.org/10.1109/CSIEC49655.2020.9237318>.
- [19] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied optimal control of spacecraft simulator subject to failures of reaction wheels," *Arabian Journal for Science and Engineering*, vol. 49, pp. 1697-1712, 2023, <https://doi.org/10.1007/s13369-023-07960-0>.
- [20] S. Jamshidi, M. Mirzaei, and M. Malekzadeh, "Applied nonlinear control of spacecraft simulator with constraints on torque and momentum of reaction wheels," *ISA transactions*, vol. 138, pp. 705-719, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2023.03.027>.
- [21] M. Kabganian, M. Nabipour, and F. F. Saberi, "Design and implementation of attitude control algorithm of a satellite on a three-axis gimbal

- [36] A. H. Tavakoli, A. Abedian, and M. Dehghan, "Designing and Manufacturing of Hemispherical Airbearing," *Iranian Journal of Mechanical Engineering*, 2008.
- [37] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, 3rd ed. Springer Dordrecht, 1999.
- [38] A. Tavakoli, A. Kalhor, and M. Dehghan, "Implementation of three axis attitude controllers for evaluation of a micro-gravity satellite simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 5, no. 2, pp. 59-68, 2012, (in Persian).
- [39] A. H. Tavakoli, A. Abedian, and M. Dehghan, "Designing and manufacturing of mechanical parts of an attitude control simulator," Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, SRI-M120532, 2008.
- [40] A. Kalhor and M. Dehghan, "Designing and manufacturing of electrical parts of an attitude control simulator," Aerospace University Complex Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, SRI-M120648, 2008.
- [41] R. Eberhart and J. Kennedy, "A new optimizer using particle swarm theory," in *MHS'95. sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science*, Nagoya, Japan, 1995, pp. 39-43, <https://doi.org/10.1109/MHS.1995.494215>.
- Engineering*, vol. 104, pp. 53-58, 2024, <https://doi.org/10.54254/2755-2721/104/20241105>.
- [32] M. Prabhat Dev, S. Jain, H. Kumar, B. Tripathi, and S. Khan, "Various tuning and optimization techniques employed in PID controller: A review," in *Proceedings of International Conference in Mechanical and Energy Technology, ICMET 2019, India*, S. Yadav, D. B. Singh, P. K. Arora, H. Kumar, Eds. Singapore: Springer, 2020, pp. 797-805, https://doi.org/10.1007/978-981-15-2647-3_75.
- [33] R. S. Patil, S. P. Jadhav, and M. D. Patil, "Review of intelligent and nature-inspired algorithms-based methods for tuning pid controllers in industrial applications," *Journal of Robotics and Control (JRC)*, vol. 5, no. 2, pp. 336-358, 2024, <https://doi.org/10.18196/jrc.v5i2.20850>.
- [34] A. H. Sule, "Studies of PID controller tuning using metaheuristic techniques: A review," *International Journal of Innovative Scientific and Engineering Technologies Research*, vol. 10, no. 4, pp. 44-63, 2022.
- [35] A. Abushawish, M. Hamadeh, and A. Nassif, "PID controller gains tuning using metaheuristic optimization methods: A survey," *International Journal of Computers*, vol. 14, pp. 87-95, 2020, <https://doi.org/10.46300/9108.2020.14.14>.