



Original Research Paper

Two-Level Optimal Controller Design Based on PSO and Adaptive Control for Satellite Simulator System

Alireza Ahangarani Farahani* , Reza Yaghoubi , and Seyed Majid Hosseini 

Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 11 November 2023

Revised 13 December 2023

Accepted 29 January 2024

Available Online 29 January 2024

Keywords:

Air bearing simulator

Adaptive control

Inverse dynamic controller

Particle swarm optimization

Control of Euler angles

ABSTRACT

This paper presents an adaptive inverse dynamic control method based on the particle swarm optimization (PSO) algorithm to control the Euler angles of a three-degree-of-freedom satellite simulator platform with uncertain parameters. The controller design is carried out in two stages. In the first stage, the control coefficients of the inverse dynamic method are determined offline using PSO. In the second stage, the system parameters are estimated online through the adaptive control method for integration into the inverse dynamic control approach. This hybrid strategy improves both the performance and adaptability of the controller. The effectiveness of the proposed control approach has been evaluated under disturbances and realistic environmental conditions. Test results demonstrate that the method effectively controls the Euler angles, achieving an angular error of less than 0.5 degrees. Additionally, each axis's average integral of the absolute error value has been calculated and compared with conventional PID and adaptive PID control methods. The results indicate that the proposed method significantly improves, reducing the error by approximately 20% compared to conventional methods.

* Corresponding Author's E-mail: a.ahangarani@mut.ac.ir**How to Cite this Article:**

A. Ahangarani Farahani, R. Yaghoubi, and S. M. Hosseini, "Two-level optimal controller design based on PSO and adaptive control for satellite simulator system," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 1, pp. 15-26, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

طراحی کنترل کننده دو سطحی بهینه مبتنی بر الگوریتم هوش ازدحامی و کنترل تطبیقی برای سیستم شبیه ساز ماهواره

علیرضا آهنگرانی فراهانی^{۱*}، رضا یعقوبی^۲، و سیدمجید حسینی^۳

۱- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۳- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله یک روش کنترلی دینامیک معکوس تطبیقی مبتنی بر الگوریتم بهینه سازی هوش ازدحامی، برای کنترل زوایای اوپلر یک پلتفرم شبیه ساز سه درجه آزادی ماهواره با پارامترهای نامعین ارائه شده است. طراحی کنترل کننده در دو سطح انجام می گیرد، در سطح اول ضرایب کنترلی بر مبنای الگوریتم بهینه سازی تجمعی ذرات به صورت برون خط بر اساس پارامترهای طراحی برای کنترل دینامیک معکوس استخراج می شوند در سطح دوم با استفاده از روش کنترل تطبیقی، پارامترهای سیستم به صورت برخط برای استفاده در روش کنترل دینامیک معکوس تخمین زده می شود. استفاده از این روش کنترلی توانمندی طراحی کنترل کننده را افزایش می دهد. عملکرد رویکرد کنترلی طراحی شده در حضور اغتشاش و شرایط محیطی عملی مورد ارزیابی قرار گرفته است. با توجه به نتایج تست ها نشان داده شد که با استفاده از این کنترل کننده های پیشنهادی و به کارگیری آن ها، عملیات کنترل زوایای اوپلر به خوبی و با خطای کمتر از ۰/۵ درجه انجام گرفته است. در نهایت معیار انتگرال متوسط قدر مطلق خطا برای هر محور محاسبه شده و با دوروش کنترل PID و کنترل PID تطبیقی مقایسه شده است. نتایج نشان می دهد که بر اساس این معیار روش پیشنهادی از دو روش دیگر نتیجه مناسب تری دارد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۰ آبان ۱۴۰۲
بازنگری ۲۲ آذر ۱۴۰۲
پذیرش ۰۹ بهمن ۱۴۰۲
اولین انتشار ۰۹ بهمن ۱۴۰۲

واژه های کلیدی:

شبیه ساز یاتاقان هوایی
کنترل تطبیقی
کنترل کننده دینامیک معکوس
الگوریتم بهینه سازی تجمعی ذرات
کنترل زوایای اوپلر

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: a.ahnagarani@mut.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Ahangarani Farahani, R. Yaghoubi, and S. M. Hosseini, "Two-level optimal controller design based on pso and adaptive control for satellite simulator system," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, Vol. 9, No. 1, pp. 15-26, 2025, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jtae.2025.9.1.2>.

COPYRIGHTS

Authors retain the copyright and full publishing rights.

Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article licensed under the [Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



۱ مقدمه

نموده‌اند. روش‌های مبتنی بر بهینه‌سازی همچون LQR که طرفداران بسیار دارد در مرجع [۱۰، ۱۱] استفاده شده‌است. روش بهینه‌سازی LQG و LTR در مرجع [۱۲] پیاده‌سازی شده‌است. با توجه به اهمیت مصرف انرژی در ماهواره‌ها این روش‌ها و الگوریتم‌ها به دلیل بهینه کردن مصرف انرژی بسیار پرطرفدار و کاربردی هستند. در مرجع [۱۳] از روش هوشمند برای محاسبه ضرایب کنترل استفاده شده‌است، ولی چون این روش‌ها به صورت برون خط اجرا می‌شوند خیلی کاربردی نیستند. در مرجع [۱۴] روش خطی‌سازی پس‌خورد برای کنترل ماهواره با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی به کار گرفته شده‌است. در مرجع مذکور فرآیند خطی‌سازی برای معادلات کواترنین استفاده شده و معادلات سیستم به صورت مستقیم وارد نشده‌است. روش‌های کنترل مود لغزشی با توجه به مقاوم بودن نسبت به شرایط از روش‌های بسیار پر کاربرد در ماهواره‌ها به شمار می‌روند، ولی مشکل عمده این کنترل‌کننده‌ها مسئله چترینگ است [۱۵-۱۹].

یکی از چالش‌های بسیار بزرگ در طراحی کنترل‌کننده برای ماهواره‌ها، در اختیار داشتن پارامترهای سیستم است که بسیار پیچیده و همراه با ایجاد هزینه‌های بسیار بالاست. کنترل تطبیقی اساساً یک سیستم بازخورد-پویا است که در آن پارامترهای عملکردی به طور خودکار، خود را با شرایط جدید سازگار می‌کنند [۲۰]. بنابراین، استفاده از ایده مطرح شده در این مقاله، می‌تواند دقت ردیابی زوایای اویلر را با داشتن پارامترهای نامعین سیستم تا حدود زیادی بهبود بخشد. الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات یا الگوریتم PSO یک الگوریتم فراابتکاری است که برای بهینه‌سازی توابع پیوسته غیرخطی مناسب محسوب می‌شود و برای استفاده در این مقاله انتخاب شده‌است [۲۱].

در این مقاله نیز یک ایده جدید برای کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر الگوریتم هوش ازدحامی و کنترل تطبیقی ارائه شده و عملکرد آن توسط میز سه درجه آزادی به اثبات رسیده‌است. در اینجا برای کنترل وضعیت یک ماهواره با قابلیت پیاده‌سازی در میزهای سه درجه آزادی با پارامترهای نامشخص، یک رویکرد دو سطحی پیشنهاد شده‌است. ابتدا در محیط شبیه‌سازی کنترل‌کننده خطی‌سازی پس‌خورد طراحی و ضرایب کنترلی با الگوریتم بهینه‌سازی تجمع ذرات به صورت برون خط استخراج می‌شود. سپس رویکرد کنترل تطبیقی برای کنترل و تخمین پارامترها برای کنترل بر روی پلتفرم شبیه‌ساز سه درجه آزادی پیاده‌سازی می‌شود. قابل ذکر است که مقادیر اولیه پارامترهای تخمینی از منبع [۲۲] استفاده شده‌است. استفاده از این دو سطح کنترل، می‌تواند دقت ردیابی زوایای اویلر را تا حدود زیادی بهبود بخشد. برای اثبات کارایی رویکرد پیشنهادی، این روش بر روی یک شبیه‌ساز سه درجه آزادی پیاده‌سازی شده‌است.

در بخش دوم این مقاله مدل دینامیک میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی ارائه شده‌است. در بخش سوم طراحی کنترل تطبیقی برای سیستم

باتوجه به توسعه روزافزون ماهواره‌های کوچک، استفاده از یک میز سه درجه آزادی به عنوان آزمایشگاه تعیین و کنترل وضعیت، سال‌هاست که مورد تمرکز ویژه قرار گرفته‌است [۱]. پروژه‌های فضایی به دلیل هزینه بالا و عدم دسترسی در حین پرواز، نیازمند الزامات خاصی در مراحل طراحی، ساخت، جمع و آزمون هستند. در تمامی مراحل انجام یک پروژه، اطمینان از صحت طراحی، همواره مورد توجه طراح است [۲]. زمانی می‌توان از یک محصول فضایی بهترین بهره‌برداری را داشت که کنترل وضعیت آن با دقت لازم، امکان پذیر باشد. با استفاده از میزهای سه درجه آزادی که عموماً مبتنی بر یاتاقان هوایی هستند می‌توان یک شبیه‌ساز دینامیک وضعیتی ماهواره را روی زمین در اختیار داشت و صحت الگوریتم‌های تعیین و کنترل وضعیت را مورد بررسی و مطالعه قرار داد [۳].

یاتاقان‌های هوایی شبیه‌سازی ماهواره حدود ۵۰ سال برای شبیه‌سازی و تست سخت‌افزارها و نرم‌افزارهای تعیین و کنترل وضعیت ماهواره‌های کوچک مورد استفاده قرار می‌گیرند [۴، ۵]. تمام ماهواره‌ها برای استفاده مناسب و کارایی بالا نیاز به عملکرد مناسب زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت دارند [۶]. با استفاده از کنترل وضعیت، چرخش نسبت به یک مرجع و چهارچوب مشخص کنترل می‌شود و می‌توان ماهواره را در جهت خاص نگاه داشت. یکی از مهم‌ترین ابزارها برای تست و ارزیابی کنترل وضعیت طراحی شده، استفاده از میزهای شبیه‌ساز سه درجه آزادی مبتنی بر یاتاقان هوایی است. حرکت در سه درجه در شرایط تقریباً بدون اصطکاک، شرایطی شبیه به فضا را ایجاد می‌نماید [۷]. این ابزار به طراحان این اجازه را می‌دهد که الگوریتم‌های کنترلی، فرامین و قوانین را با هزینه بسیار اندک تست کرده و از صحت عملکرد آن‌ها در فضا اطمینان حاصل نمایند. بخش الکترونیکی و الکترونیکی این شبیه‌سازها شامل حسگرهای تعیین وضعیت، پردازش‌گر، باتری‌ها و عملگرهای مختلفی از جمله عملگر مغناطیسی و چرخ‌های عکس‌العملی هستند [۸].

مهم‌ترین ابزار کنترل وضعیت در ماهواره‌ها معمولاً چرخ‌های عکس‌العملی هستند که معمولاً سه چرخ در راستاهای مختلف کنترل را انجام می‌دهند. چرخ‌های عکس‌العملی از جمله وسایل تبادل مومنتوم زاویه‌ای هستند که در پایدارسازی وضعیت ماهواره و مانورهای آن استفاده می‌شوند. ساختار چرخ عکس‌العملی شامل یک موتور الکتریکی معمولاً از نوع موتورهای جریان مستقیم بدون جاروبک و یک چرخ طیار بوده و رفتاری کاملاً غیرخطی دارند. با چرخیدن موتور، چرخ طیار گشتاور لازم را برای کنترل وضعیت ماهواره تأمین می‌نماید [۹]. تاکنون محققان زیادی روش‌ها و الگوریتم‌هایی برای کنترل وضعیت ماهواره‌ها ارائه

معادلات دینامیکی حاکم بر شبیه‌ساز براساس معادلات اویلر به صورت زیر نوشته می‌شود [۲۳]

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + I_{yx}\omega_x\omega_z - I_{yy}\omega_y\omega_z \\ &\quad + I_{yz}\omega_z^2 - I_{zx}\omega_x\omega_y - I_{zy}\omega_y^2 \\ &\quad + I_{zz}\omega_z\omega_y \\ T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yx}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z + I_{xx}\omega_x\omega_z - I_{xy}\omega_y\omega_z - \\ &\quad I_{xz}\omega_z^2 + I_{zx}\omega_x^2 + I_{zy}\omega_y\omega_x - I_{zz}\omega_z\omega_x \quad T_z = I_{zz}\dot{\omega}_z - \\ &\quad I_{zx}\dot{\omega}_x - I_{zy}\dot{\omega}_y - I_{xx}\omega_x\omega_y + I_{xy}\omega_y^2 + I_{xz}\omega_z\omega_y - \\ &\quad I_{yx}\omega_x^2 + I_{yy}\omega_y\omega_x - I_{yz}\omega_z\omega_x \end{aligned} \quad (1)$$

که در اینجا

$$\begin{aligned} T_x &= T_{c_x} + T_{d_x} + mg(r_y \cos \phi \cos \theta \\ &\quad - r_z \sin \phi \cos \theta) \\ T_y &= T_{c_y} + T_{d_y} + mg(-r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta) \\ T_z &= T_{c_z} + T_{d_z} + mg(r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta) \end{aligned} \quad (2)$$

که در اینجا T_c گشتاور کنترلی، T_d گشتاور اغتشاشی و ترم آخر گشتاور حاصل از عدم تطبیق مرکز جرم و مرکز دوران است [۲۴] بنابراین، می‌توان معادلات را به فرم بسته زیر نوشت:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y \\ \frac{-I_{xx} + I_{zz}}{I_{yy}} \omega_z & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \Rightarrow \end{aligned} \quad (3)$$

$$\dot{\omega} = f(\omega)\omega + bT \Rightarrow$$

$$\dot{\omega} = f(\omega)\omega + bT_c + bT_d + bT_g$$

با استفاده از معادلات سینماتیکی می‌توان رابطه بین سرعت زاویه‌ای و زوایای اویلر را به فرم زیر نوشت [۲۵]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \Rightarrow \dot{E} \quad (4)$$

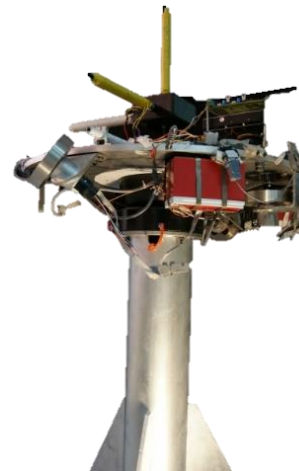
$$= R\omega$$

در ادامه برای پیاده‌سازی تکنیک خطی‌سازی پس‌خورد معادلات دینامیکی رابطه (۳) باید به فرم بسته زیر نوشته شود [۲۵]:

با پارامترهای نامشخص، بیان شده‌است. بخش چهارم این مقاله طراحی کنترل براساس الگوریتم بهینه‌سازی تجمع ذرات و تنظیمات آن آورده شده‌است. در بخش پنجم نتایج پیاده‌سازی الگوریتم‌ها و رویکردهای کنترلی ارائه و در نهایت در بخش آخر نتیجه‌گیری آورده شده‌است.

۲ مدل دینامیکی میز شبیه‌ساز سه‌درجه آزادی

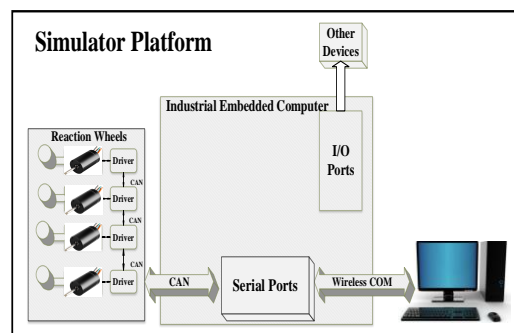
میز سه‌درجه آزادی شبیه‌ساز که در اینجا استفاده شده‌است در شکل ۱ مشاهده می‌شود.



شکل ۱- میز یاتاقان هوایی شبیه‌ساز ماهواره.

Fig. 1. Air bearing platform for satellite simulator.

این میز شامل چهار بخش اصلی پایه، یاتاقان هوایی، صفحه پلتفرم و بخش الکتریکی است. بخش الکتریکی آن شامل یک رایانه صنعتی، چرخ‌های عکس‌العملی، حسگر AHRS سه‌محوره، عملگر مغناطیسی و باتری است. الگوریتم کنترلی در نرم‌افزار LabVIEW اجرا می‌شود و نتایج آن از طریق شبکه بی‌سیم در رایانه کمکی ثابت قابل رؤیت است. شماتیک الکتریکی و الکترونیکی میز در شکل ۲ آورده شده‌است.



شکل ۲- شماتیک الکتریکی و الکترونیکی میز یاتاقان هوایی.

Fig. 2. Electrical and electronic schematic of the air bearing platform.

استفاده می شود. رویکرد کنترلی مورد نظر در اینجا براساس خطی سازی پسخورده به صورت زیر تعریف می گردد [۲۶]:

$$\tau = \alpha \dot{\tau} + \beta \quad (۸)$$

که در اینجا:

$$\begin{aligned} \alpha &= \bar{M}(q) \\ \beta &= \bar{V}(q, \dot{q})\dot{q} + \bar{F}(\dot{q}) \\ \dot{\tau} &= \ddot{q}_d + K_v \dot{E} + K_p E \end{aligned} \quad (۹)$$

$$E = q - q_d$$

که در اینجا، آنچه زیرنماد $\bar{\cdot}$ قرار گرفته است، نشان دهنده مقدار تخمین زده شده است. بنابراین، با جایگذاری معادلات ۸ و ۹ در رابطه ۵ می توان روابط را به صورت زیر بازنویسی نمود:

$$\begin{aligned} M(q)\ddot{q} + V(q, \dot{q})\dot{q} + F(\dot{q}) \\ = \bar{M}(q)\dot{\tau} + \bar{V}(q, \dot{q})\dot{q} + \bar{F}(\dot{q}) \\ \Rightarrow \end{aligned} \quad (۱۰)$$

$$\bar{M}(q)\dot{\tau} - M(q)\ddot{q} + \bar{V}(q, \dot{q})\dot{q} + \bar{F}(\dot{q}) = 0$$

در این معادله:

$$\bar{V}(q, \dot{q})\dot{q} = \hat{V}(q, \dot{q})\dot{q} - V(q, \dot{q})\dot{q} \quad (۱۱)$$

$$\bar{F}(\dot{q}) = \hat{F}(\dot{q}) - F(\dot{q})$$

با جایگذاری $\pm \bar{M}(q)\ddot{q}$ در رابطه ۱۱ می توان نوشت:

$$\bar{V}(q, \dot{q})\dot{q} + \bar{F}(\dot{q}) + \bar{M}(q)\ddot{q} = \hat{M}(q)(\ddot{q} - \dot{\tau}) \quad (۱۲)$$

$$= Y(q, \dot{q}, \ddot{q})\bar{\Psi}$$

بنابراین، می توان نوشت:

$$\begin{aligned} \ddot{E} + K_v \dot{E} + K_p E = \hat{M}^{-1}(q)Y(q, \dot{q}, \ddot{q})\bar{\Psi} \\ = \begin{bmatrix} \frac{1}{\hat{I}_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\hat{I}_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\hat{I}_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\dot{\omega}_x & -\omega_y \omega_z & \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z & -\dot{\omega}_y & \omega_x \omega_z \\ -\omega_x \omega_y & \omega_x \omega_y & -\dot{\omega}_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{I}_{xx} \\ \hat{I}_{yy} \\ \hat{I}_{zz} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (۱۳)$$

در اینجا Y تابع رگرسیون و $\bar{\Psi} = \hat{\Psi} - \Psi$ که $\hat{\Psi}$ پارامترهای تخمین زده شده است. در ادامه معادله خطای (۱۳) را می توان به فرم فضای حالت به صورت زیر نوشت:

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K_p & -K_v \end{bmatrix} e \\ + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} \hat{M}^{-1}(q)Y(q, \dot{q}, \ddot{q})\bar{\Psi} &\Rightarrow \\ \dot{e} &= Ae + B\hat{M}^{-1}(q)Y(q, \dot{q}, \ddot{q})\bar{\Psi} \end{aligned} \quad (۱۴)$$

$$M(q)\ddot{q} + V(q, \dot{q})\dot{q} + F(\dot{q}) = \tau \quad (۵)$$

اگر فرض کنیم در این معادلات $\ddot{q} = [\dot{\omega}_x \quad \dot{\omega}_y \quad \dot{\omega}_z]^T$ بنابراین $\dot{q} = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ می توان در زوایای کوچک q برابر با زوایای اویلر در نظر گرفت. در نتیجه به راحتی می توان معادلات رابطه (۳) را به صورت معادلات رابطه (۵) بازنویسی نمود.

$$\begin{aligned} b^{-1}\dot{\omega} - b^{-1}f(\omega)\omega - T_d - T_g = T_c \Rightarrow \\ b^{-1}\ddot{q} - b^{-1}f(\omega)\dot{q} - T_d - T_g = T_c \end{aligned} \quad (۶)$$

بنابراین در اینجا:

$$\begin{aligned} M(q) = b^{-1} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{\hat{I}_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\hat{I}_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\hat{I}_{zz}} \end{bmatrix}^{-1} \\ V(q, \dot{q}) = -b^{-1}f(\omega) &= - \begin{bmatrix} \frac{1}{\hat{I}_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\hat{I}_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\hat{I}_{zz}} \end{bmatrix}^{-1} \\ &\begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \omega_y \\ \frac{-I_{xx} + I_{zz}}{I_{yy}} \omega_z & 0 & 0 \\ 0 & \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \omega_x & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (۷)$$

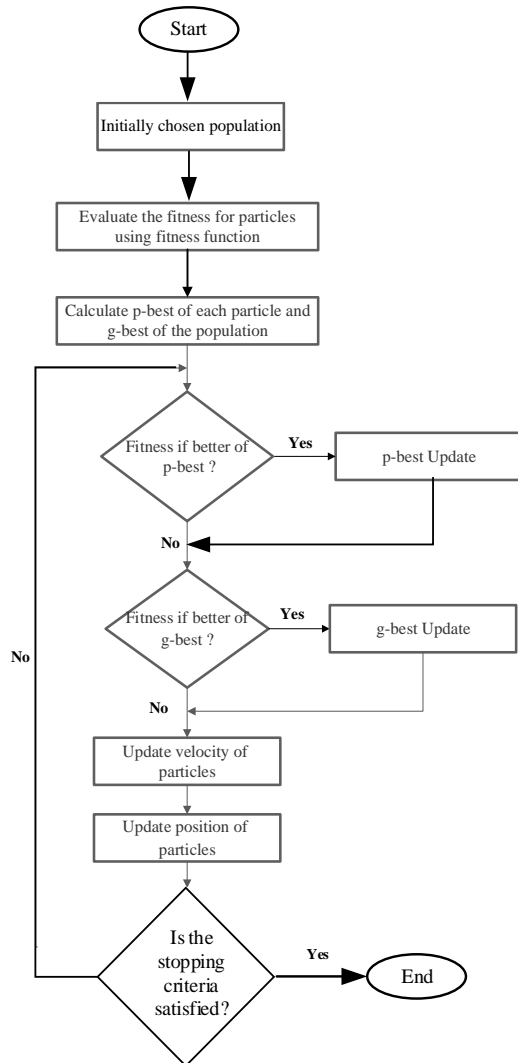
$$\begin{aligned} F(\dot{q}) &= -T_d - T_g \\ &= - \begin{bmatrix} T_{d_x} + mg(r_y \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \phi \cos \theta) \\ T_{d_y} + mg(-r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta) \\ T_{d_z} + mg(r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad \&$$

$$\tau = T_c = \begin{bmatrix} T_{c_x} \\ T_{c_y} \\ T_{c_z} \end{bmatrix}$$

۳ طراحی کنترل تطبیقی

در این مقاله با فرض در اختیار نداشتن پارامترهای جرمی و ممان های اینرسی، از کنترل تطبیقی برای تخمین پارامترها و طراحی کنترل کننده

و یک بردار $V = [v_{i1} \ v_{i2} \ \dots \ v_{in}]^T$ مدل می‌شوند. این ذرات، به صورت تکرارشونده‌ای در فضای n بعدی مسئله حرکت می‌کنند. هر عضو از این گروه پس از ارزیابی در تابع هدف دارای یک امتیاز، به عنوان یک ارزش وزنی در نظر گرفته می‌شود. اعضاء با بیشترین امتیاز به عنوان بهینه سراسری نامیده می‌شوند. سپس یک حافظه به ذخیره بهترین موقعیت پیش آمده در ذره در گذشته و یک حافظه به ذخیره بهترین موقعیت پیش آمده در میان همه ذرات، اختصاص پیدا خواهد کرد. با تجربه حاصل از این حافظه‌ها، ذرات تصمیم می‌گیرند که در نوبت بعدی، چگونه حرکت نمایند. در هر بار تکرار، همه ذرات در فضای n بعدی مسئله حرکت می‌کنند تا بالاخره نقطه بهینه عام، پیدا شود. در انتها ذرات، سرعت و موقعیت‌شان را بر حسب بهترین جواب‌های مطلق و محلی به روز می‌کنند [۲۳]. در شکل ۳ فلوجارت این الگوریتم آورده شده است.



شکل ۳- فلوجارت الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات.

Fig. 3. Flowchart of the particle swarm optimization algorithm.

با انتخاب ماتریس‌های قطری مثبت K_p و K_v ماتریس A یک ماتریس پایدار خواهد بود. در ادامه برای تخمین مقادیر پارامترهای سیستم، ماتریس مثبت معین P برای اثبات پایداری لیپانوف در نظر گرفته می‌شود. بنابراین:

$$A^T P + P A = -Q \quad (15)$$

می‌توان معادله لیپانوف را به صورت زیر تشکیل داد:

$$\dot{V} = \frac{1}{2} e^T P e + \frac{1}{2} \tilde{\Psi}^T \Gamma \tilde{\Psi} \quad (16)$$

در اینجا Γ ماتریس ثابت و مثبت معین است. بنابراین مشتق معادله لیپانوف عبارت است از:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{2} e^T (A^T P + P A) e \\ &+ e^T P B \hat{M}^{-1}(q) Y(q, \dot{q}, \ddot{q}) \tilde{\Psi} + \tilde{\Psi}^T \Gamma \dot{\tilde{\Psi}} \Rightarrow \\ \dot{V} &= -\frac{1}{2} e^T Q e \\ &+ \tilde{\Psi}^T \left(\Gamma \dot{\tilde{\Psi}} + \left(\hat{M}^{-1}(q) Y(q, \dot{q}, \ddot{q}) \right)^T B^T P e \right) \end{aligned} \quad (17)$$

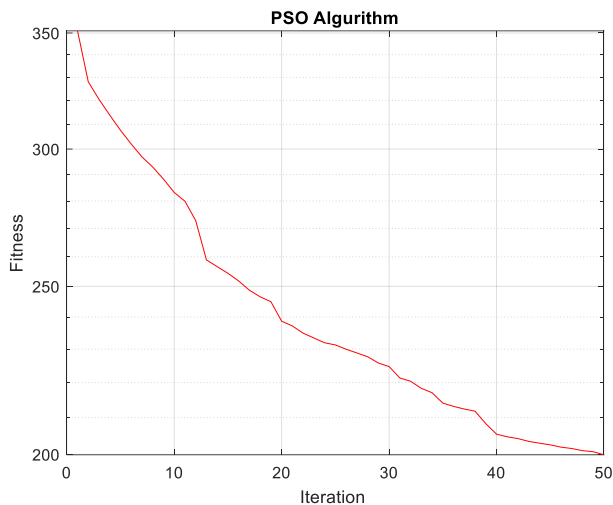
برای همگرایی خطا در این معادلات به سمت صفر، باید مشتق خطا شرط کمتر از صفر را برآورده کند، از طرفی $\dot{\tilde{\Psi}} = \hat{\Psi}$ بنابراین:

$$\hat{\Psi} = -\Gamma^{-1} \left(\hat{M}^{-1}(q) Y(q, \dot{q}, \ddot{q}) \right)^T B^T P e \quad (18)$$

که این معادله تخمین ضرایب است [۲۷].

۴ طراحی کنترل بهینه الگوریتم تجمع ذرات

الگوریتم بهینه‌سازی تجمع ذرات یک روش بهینه‌سازی هوش ازدحامی است که از رفتار جمعی پرندگان الهام می‌گیرد. این الگوریتم در سال ۱۹۹۵ به عنوان یک الگوریتم بهینه‌سازی تصادفی مبتنی بر جمعیت ارائه گردید. این الگوریتم شبیه‌سازی رفتار اجتماعی مشاهده شده در دسته‌های پرندگان است، به طوری که، برای یافتن مسیرهای بهینه جستجوی غذا یا مهاجرت با یکدیگر تعامل می‌کنند. در الگوریتم بهینه‌سازی تجمع ذرات، جمعیتی از ذرات، راه‌حل‌های بالقوه را برای مسئله بهینه‌سازی نشان می‌دهند. هر ذره تحت تأثیر تجربه خود و دانش مشترک ذرات با بهترین عملکرد ازدحام در فضای جستجو حرکت می‌کند [۲۸]. الگوریتم تجمع ذرات همانند سایر الگوریتم‌های بهینه‌سازی، با یک ماتریس جمعیت تصادفی اولیه شروع می‌شود. در اینجا، هر عنصر جمعیت، یک ذره نامیده می‌شود، به عبارت دیگر الگوریتم تجمع ذرات از تعداد مشخصی ذره تشکیل می‌شود که به طور تصادفی، مقدار اولیه می‌گیرند. برای هر ذره دو مقدار وضعیت و سرعت، تعریف شده که به ترتیب با یک بردار مکان $X = [x_{i1} \ x_{i2} \ \dots \ x_{in}]^T$



شکل ۴- همگرایی تابع معیار بهینه در الگوریتم بهینه سازی تجمع ذرات.

Fig. 4. Convergence of the objective function in the PSO algorithm.

۵ نتایج پیاده سازی و تست

در ادامه با در نظر گرفتن عدم در اختیار داشتن پارامترها و با استفاده از ترکیب کنترل تطبیقی و مقادیر حاصل از الگوریتم بهینه سازی تجمع ذرات، کنترل کننده دوسطحی نهایی بر روی سیستم پیاده سازی گردید. در اینجا ابتدا الگوریتم ژنتیک در محیط شبیه سازی Matlab بر روی سیستم اجرا شده و نتایج حاصل که همان ماتریس های بهره های کنترلی است برای استفاده در بخش تطبیقی استفاده خواهد شد. در ادامه بخش تطبیقی بر روی پلتفرم سه درجه آزادی پیاده سازی خواهد شد. برای پیاده سازی بخش تطبیقی برای تخمین، باید معادله زیر را تشکیل داد:

$$\hat{\Psi} = -\Gamma^{-1} (\bar{M}^{-1}(q)Y(q, \dot{q}, \ddot{q}))^T B^T P e$$

$$\begin{bmatrix} \hat{I}_{xx} \\ \hat{I}_{yy} \\ \hat{I}_{zz} \end{bmatrix} = -\Gamma^{-1} \begin{pmatrix} \begin{bmatrix} \frac{1}{\bar{I}_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\bar{I}_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\bar{I}_{zz}} \end{bmatrix} \times \\ \begin{bmatrix} -\dot{\omega}_x & -\omega_y \omega_z & \omega_y \omega_z \\ \omega_x \omega_z & -\dot{\omega}_y & \omega_x \omega_z \\ -\omega_x \omega_y & \omega_x \omega_y & -\dot{\omega}_z \end{bmatrix} \end{pmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} P e \quad (21)$$

در این الگوریتم ورودی وضعیت و سرعت زاویه ای، از طریق حسگر با درگاه سریال خوانده می شود و به الگوریتم کنترلی داده می شود و سپس الگوریتم کنترلی با استفاده از محاسبات، گشتاور کنترلی را به چرخ های عکس العملی از طریق درگاه CAN ارسال می نماید.

در این شبیه ساز ابتدا باید بالانس جرمی به صورت دستی در پلتفرم انجام شود که به وسیله وزنه هایی که در اطراف آن تعبیه شده است انجام می گیرد. این عمل باعث به حداقل رسیدن گشتاورهای

در مسئله دینامیک معکوس، در معادله (۱۳)، یکی از انتخاب های مهم برای کنترل مناسب، انتخاب صحیح ماتریس های قطری مثبت K_p و K_v است. در این بخش از طراحی، با استفاده از روش بهینه الگوریتم تجمع ذرات به صورت برون خط این ماتریس ها استخراج خواهد شد. چگونگی انتخاب تابع معیار بهینه به نظر طراح و هدف کنترلی مورد نظر همچون کاهش مصرف انرژی، حداقل خطا و ... بستگی دارد [۲۹]. تابع معیار بهینه به صورت معیار IAE به صورت زیر در نظر گرفته شده است:

$$F_{obj} = \int_0^{t_{end}} (|e_\phi| + |e_\theta| + |e_\psi|) dt \quad (19)$$

در رابطه (۱۹)،

$$e_\phi = \phi_d - \phi$$

$$e_\theta = \theta_d - \theta$$

$$e_\psi = \psi_d - \psi$$

تنظیمات در نظر گرفته شده برای الگوریتم تجمع ذرات جهت بهینه سازی ماتریس های ضرایب در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱- تنظیمات الگوریتم بهینه سازی تجمع ذرات.

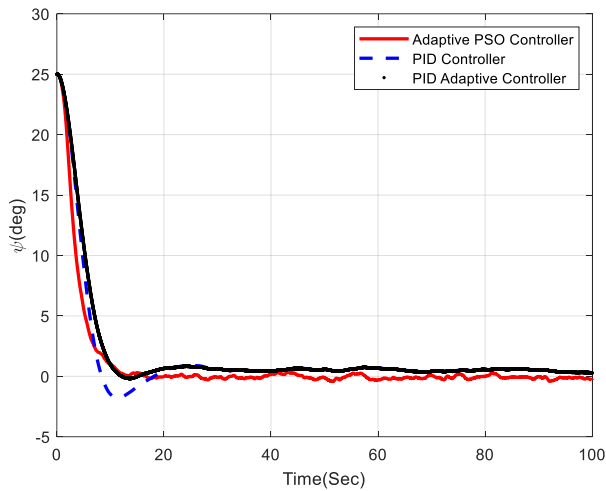
Table 1. PSO algorithm settings.

Parameter	Value
Number of particles	6
Number of iterations	50
Inertia weight	$w = 1$
reduction coefficient	$w_{RF} = 0.99$
c_1, c_2	2

باتوجه به این مقادیر در نظر گرفته شده و برای سیستم در محیط شبیه سازی، روند همگرایی تابع معیار بهینه در شکل ۲ آورده شده است. نمودار شکل ۴ نشان می دهد که همگرایی تابع معیار به صورت بسیار مناسب انجام شده است. براین اساس و در محیط شبیه سازی ضرایب کنترلی به صورت زیر تنظیم شده است:

$$K_p = \begin{bmatrix} 20.0737 & 0 & 0 \\ 0 & 18.8221 & 0 \\ 0 & 0 & 40.5636 \end{bmatrix} \quad (20)$$

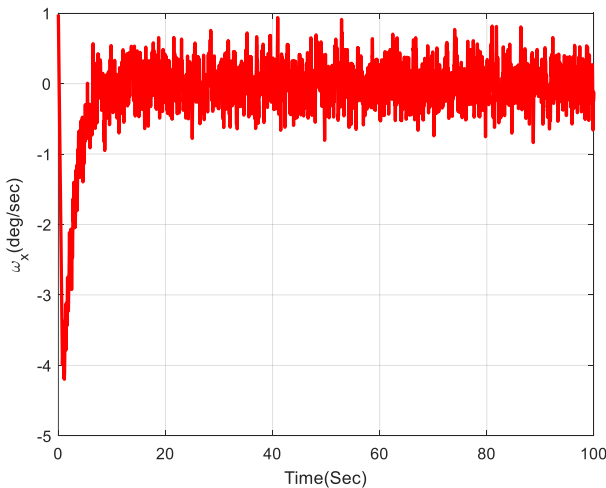
$$K_v = \begin{bmatrix} 70.92 & 0 & 0 \\ 0 & 35.0737 & 0 \\ 0 & 0 & 68.8214 \end{bmatrix}$$



شکل ۷- زاویه پلتفرم حول محور z در تست.

Fig. 7. Platform angle about the z-axis in the test.

نمودارهای فوق نشان می‌دهند که حول محورهای x , y , z در روش کنترل تطبیقی با دقت مناسبی سیگنال مرجع دنبال شده‌است و در ضمن نسبت به کنترل کننده PID فراجهش کمتری دیده می‌شود. علت وجود مقدار بسیار ناچیز خطا، وجود نویز اندازه‌گیری و شرایط محیطی حاکم بر شبیه‌ساز سه درجه آزادی است. در شکل‌های ۸ تا ۱۰ نمودار سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای x , y و z به ترتیب آورده شده‌است.



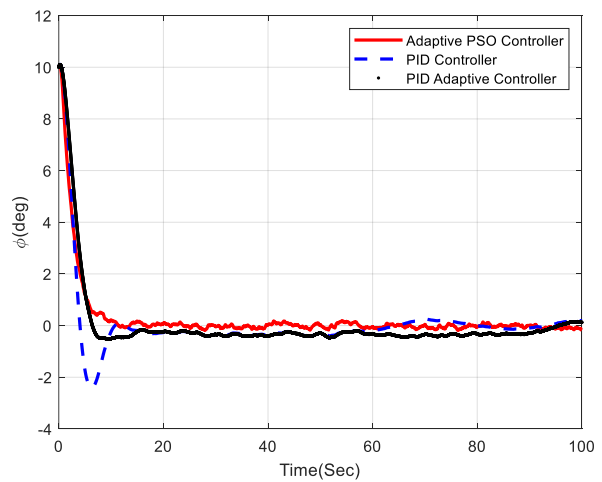
شکل ۸- سرعت زاویه‌ای پلتفرم حول محور x در تست واقعی.

Fig. 8. Angular velocity of the platform about the x-axis in the real test.

اغتشاشی ناشی از اثر گرانشی می‌شود. برای شبیه‌سازی، مقادیر اولیه و مطلوب به صورت زیر در نظر گرفته شده‌است.

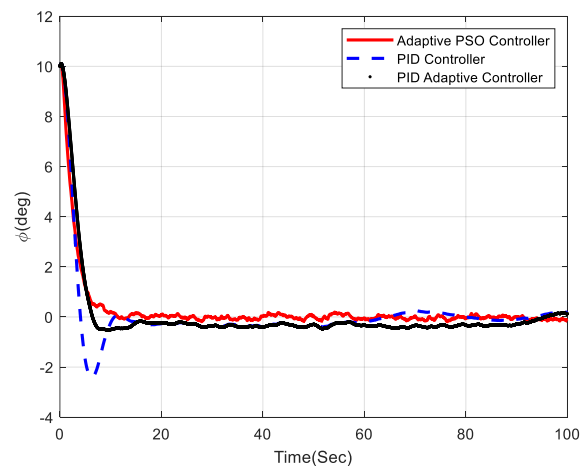
$$\begin{aligned} q_0 &= [\phi_0 \quad \theta_0 \quad \varphi_0]^T = [10 \quad -10 \quad 15]^T \\ \dot{q}_0 &= [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T \\ &= [0.1 \quad -0.1 \quad -0.1]^T \\ q_d &= [\phi_d \quad \theta_d \quad \varphi_d]^T = [0 \quad 0 \quad 0]^T \end{aligned} \quad (22)$$

در شکل ۵ تا ۷ نمودارهای وضعیت پلتفرم حاصل از پیاده‌سازی کنترل کننده بر روی پلتفرم سه درجه آزادی در محیط آزمایشگاهی مشاهده می‌شود.



شکل ۵- زاویه پلتفرم حول محور x.

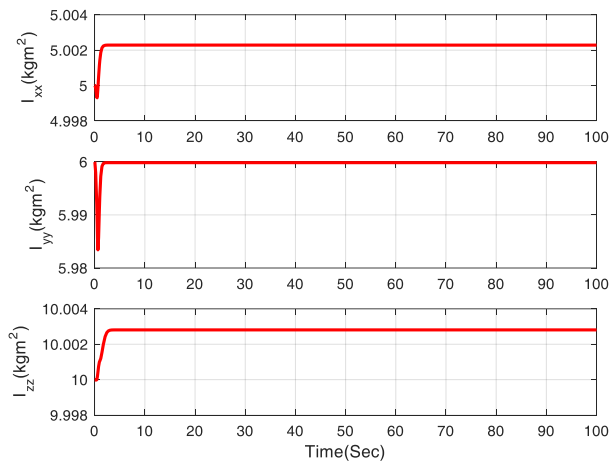
Fig. 5. Platform angle about the x-axis.



شکل ۶- زاویه پلتفرم حول محور y در تست.

Fig. 6. Platform angle about the y-axis in the test.

سرعت‌های زاویه‌ای نشان می‌دهد که حرکت حول محورها به درستی به سمت صفر میل کرده است و همان‌طور که در نمودارها مشخص است داده‌های واقعی به دلیل قرائت از حسگر، داری مقداری نویز است که در نتایج شبیه‌سازی دیده نمی‌شود. گشتاورهای تولیدی توسط چرخ‌های عکس‌العملی در شکل ۱۱ نمایش داده شده‌است. همان‌طور که نمودارهای فوق نشان می‌دهد گشتاورها در محدوده مناسب تولید شده‌اند. ولی باید دقت کرد که گشتاورهای مشاهده شده در نمودار فوق برای غلبه بر تمام اغتشاشات و نویزهای اندازه‌گیری، خطاهای غیربالانس بودن پلتفرم، گشتاور اغتشاشی اختلاف بین مرکز دوران و گرانش است، بنابراین با گشتاور حاصل از شبیه‌سازی که هیچ یک از آن‌ها را در بر نمی‌گیرد قابل مقایسه نیست. در نهایت در شکل ۱۲ نمودار همگرایی تخمین‌های زده شده برای ممان‌ها در آورده شده‌است.



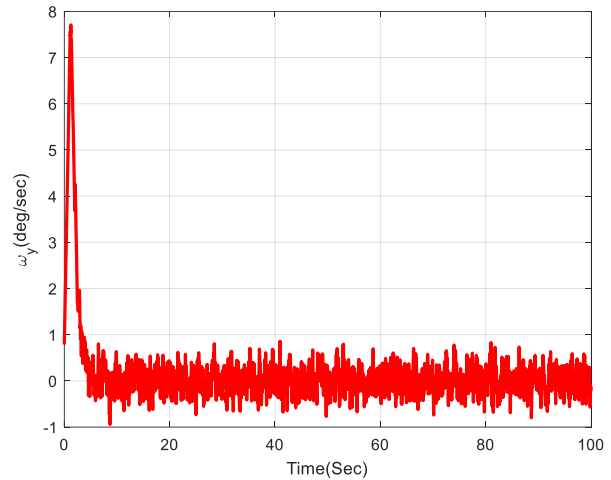
شکل ۱۲- نمودار همگرایی تخمین ممان اینرسی‌های پلتفرم.

Fig. 12. Convergence plot of the estimated moments of inertia of the platform.

نتایج تست‌های عملی نشان می‌دهد که روش کنترلی دو سطحی پیاده‌سازی شده عملکرد مناسبی داشته و توانسته پلتفرم سه درجه آزادی شبیه‌ساز ماهواره را به خوبی کنترل نماید. یک ازمعیارهای مهم در ارزیابی عملکرد کنترل کننده طراحی شده، بررسی خطای متوسط حول هر محور است. بنابراین، معیار متوسط انتگرال قدرمطلق خطا حول هر محور به صورت زیر تعریف می‌شود:

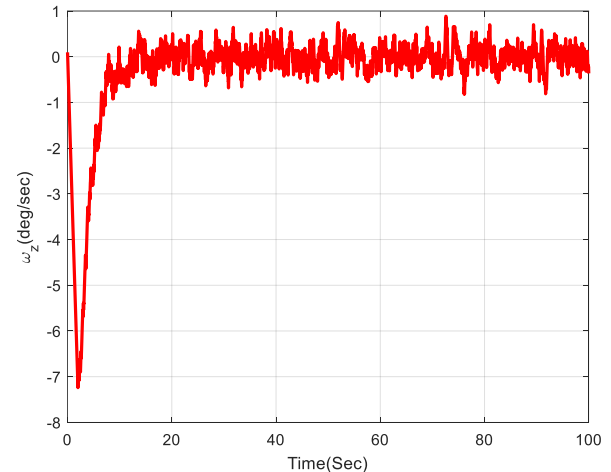
$$Err = \frac{1}{T_{end}} \int |E_{\phi, \theta, \psi}| dt \quad (23)$$

با توجه به این معیار میزان خطا در هر محور با دو روش کنترل کننده PID و کنترل کننده PID تطبیقی در مرجع [۳۰] در جدول ۲ آورده شده‌است.



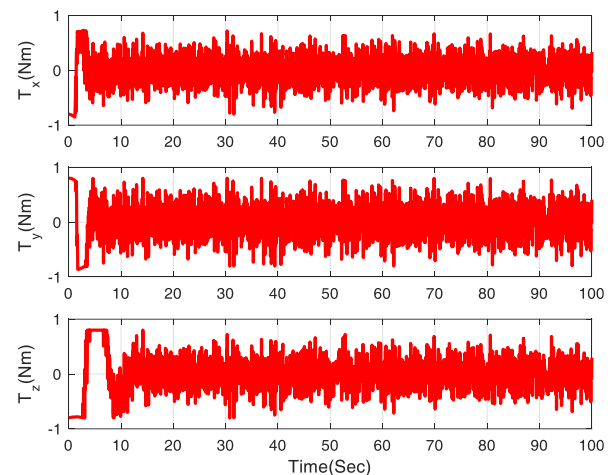
شکل ۹- سرعت زاویه‌ای پلتفرم حول محور y.

Fig. 9. Angular velocity of the platform about the y-axis.



شکل ۱۰- سرعت زاویه‌ای پلتفرم حول محور z.

Fig. 10. Angular velocity of the platform about the z-axis.



شکل ۱۱- گشتاور اعمالی به پلتفرم حول محورها.

Fig. 11. Applied torque to the platform about the axes.

شده است. با استفاده از الگوریتم بهینه‌سازی تجمع ذرات و به صورت برون خط ضرایب کنترلی استخراج شده و سپس رویکرد تطبیقی برای تخمین و کنترل بر روی پلتفرم سه درجه آزادی پیاده‌سازی شده است. نتایج آزمایش‌ها و تست‌ها نشان می‌دهد که روش کنترلی دو سطحی ارائه به خوبی عمل کرده و نتایج مناسب است. با توجه به قابلیت پیاده‌سازی مناسب این رویکرد کنترلی، می‌توان از این روش برای پیاده‌سازی در ماهواره‌های کوچک نیز بهره برد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] H. Septanto, F. Kurniawan, B. Setiadi, E. Kurniawan, and D. Suprijanto, "Disturbance observer-based attitude control of the air-bearing platform using a reaction wheel," in *International Conference on Aerospace Electronics and Remote Sensing Technology (ICARES)*, Bali, Indonesia, 2021, pp. 1-6, <https://doi.org/10.1109/ICARES53960.2021.9665178>.
- [2] Z. Liu, T. Lin, H. Wang, C. Yue, and X. Cao, "Design and demonstration for an air-bearing-based space robot testbed," in *International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO)*, Jinghong, China, 2022, pp. 321-326, <https://doi.org/10.1109/ROBIO55434.2022.10011657>.
- [3] K. D. Rivera, D. Sternberg, K. Lo, and S. Mohan, "Multi-platform small satellite dynamics testbed," in *Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2023, pp. 1-7, <https://doi.org/10.1109/AERO55745.2023.10116022>.
- [4] T. H. Kwan, K. M. B. Lee, J. Yan, and X. Wu, "An air bearing table for satellite attitude control simulation," in *10th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, Auckland, New Zealand, 2015, pp. 1420-1425, <https://doi.org/10.1109/ICIEA.2015.7334330>.
- [5] R. F. Costa, O. Saotome, and E. Rafkova, "Simulation and validation of satellite attitude control algorithms in a spherical air bearing," *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, vol. 30, pp. 716-727, 2019, <https://doi.org/10.1007/s40313-019-00497-4>.
- [6] M. Yu. Ovchinnikov, V. I. Penkov, A. A. Ilyin, and S. A. Selivanov, "Magnetic attitude control systems of the nanosatellit TNS-series," in *5th International Symposium of the International Academy of Astronautics*, Berlin, pp. 337-344, 2005, <https://doi.org/10.1515/9783110919806.337>.

جدول ۲- معیار خطای متوسط قدر مطلق انتگرال در تجمع ذرات.

Table 2. Mean absolute integral error criterion in particle swarm optimization.

Error	$Err_{\psi}(Deg)$	$Err_{\theta}(Deg)$	$Err_{\phi}(Deg)$
Proposed Controller	0.723	0.317	0.33
PID Controller	1.006	0.7125	0.593
Adaptive PID Controller	0.6866	0.3854	0.4189

همان‌طور که در جدول فوق مشاهده می‌شود، معیار خطا در دو زاویه رول و پیچ در رویکرد کنترلی ارائه شده دقت بهتری دارد ولی در محور یاءو، کنترل‌کننده PID تطبیقی نتیجه بهتری دارد. قابل ذکر است که بخشی از خطای حاصل در جدول ۲ به دلیل نویز اندازه‌گیری و خطاهای اغتشاش‌های محیطی است. یکی دیگر از معیارهای مهم در مقایسه بین دو سیستم، اندازه‌گیری تلاش کنترلی یا انرژی مصرفی سیستم به ازای هر کنترل‌کننده است. در اینجا با معیار زیر محاسبه شده است:

$$W = \int |\Delta x| |f| dt \quad (24)$$

نتیجه این محاسبات برای دو کنترل‌کننده تطبیقی و PID در جدول ۳ مشاهده می‌شود.

جدول ۳- معیار تلاش کنترلی در روش‌های کنترلی مختلف.

Table 3. Control effort criterion in various control methods.

Energy	$W_{\phi}(W)$	$W_{\theta}(W)$	$W_{\psi}(W)$
Proposed Controller	0.1604	0.3839	0.5901
PID Controller	0.2750	0.3953	0.9225
Adaptive PID Controller	0.2866	0.3854	0.9189

مطابق با جدول فوق با توجه به معیار قرار داده شده، روش کنترلی پیشنهاد شده، مصرف انرژی یا تلاش کنترلی کمتری نسبت به دو روش قبلی دارد.

۶ نتیجه‌گیری

در این مقاله یک کنترل‌کننده دو سطحی برای کنترل زوایای اویلر در یک پلتفرم شبیه‌ساز سه درجه آزادی بر مبنای دینامیک معکوس ارائه

- [17] L. Zhao and Y. Jia, "Finite-time attitude tracking control for a rigid spacecraft using time-varying terminal sliding mode techniques," *International Journal of Control*, vol. 88, no. 6, pp. 1150-1162, 2015, <https://doi.org/10.1080/00207179.2014.996854>.
- [18] P. M. Tiwari, S. Janardhanan, and M. Nabi, "Rigid spacecraft attitude control using adaptive integral second order sliding mode," *Aerospace Science and Technology*, vol. 42, pp. 50-57, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.11.017>.
- [19] C. Pukdeboon and A. S. I. Zinober, "Control Lyapunov function optimal sliding mode controllers for attitude tracking of spacecraft," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 349, no. 2, pp. 456-475, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2011.07.006>.
- [20] S. t. Yu and C. Z. Fan, "Adaptive control of satellite attitude tracking based on RBF neural network," in *5th International Conference on Automation, Control and Robotics Engineering (CACRE)*, Dalian, China, 2020, pp. 351-355, <https://doi.org/10.1109/CACRE50138.2020.9229956>.
- [21] Q. He, Y. Tian, D. Li, W. Liu, and M. Jian, "Satellite imaging task planning using particle swarm optimization and tabu search," in *21st International Conference on Software Quality, Reliability and Security Companion (QRS-C)*, Hainan, China, 2021, pp. 589-595, <https://doi.org/10.1109/QRS-C55045.2021.00090>.
- [22] A. Ahangarani Farahani, H. Arefkhani, M. Hosseini, and A. H. Tavakoli, "Estimation of parameters of a laboratory attitude control simulator using least squares method and hybrid intelligent optimization," *Journal of Modeling in Engineering*, vol. 20, no. 69, pp. 29-39, 2022, (in Persian), <https://doi.org/10.22075/jme.2022.25020.2166>.
- [23] F. Taji Hervi and A. Novinzadeh, "Designing spacecraft attitude control using model-free optimal control theory," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 10, no. 3, pp. 41-57, 2017, (in Persian).
- [24] Y. Liu, J. Zhou, H. Chen, and X. Mu, "Experimental research for flexible satellite dynamic simulation on three-axis air-bearing table," *Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 227, no. 2, pp. 369-380, 2012, <https://doi.org/10.1177/0954410011430582>.
- [25] H. Arefkhani, S. H. Sadati, and M. Shahravi, "Satellite attitude control using a novel constrained magnetic linear quadratic regulator," *Journal of Control Engineering Practice*, vol. 101, 2020, Art. no. 104466, <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2020.104466>.
- [26] A. Ahangarani Farahani, A. A. Suratgar, and H. A. Talebi, "Dynamics model and control of underwater fish-like micro mobile robot with PZT
- [7] M. Mirshams, M. A. Vahid D, and H. Taei, "A systems engineering tool for satellite simulator design," in *10th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis*, Istanbul, Turkey, 2010, pp. 457-483, <https://doi.org/10.1115/ESDA2010-25341>.
- [8] M. Mirshams, H. Taei, M. Ghobadi, and H. Haghi, "Spacecraft attitude dynamics simulator actuated by cold gas propulsion system," *Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, no. 8, pp. 1510-1530, 2015, <https://doi.org/10.1177/0954410014555167>.
- [9] R. C. da Silva, R. A. Borges, S. Battistini, and C. Cappelletti, "A review of balancing methods for satellite simulators," *Acta Astronautica*, vol. 187, pp. 537-545, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.05.037>.
- [10] A. B. C. De Farias, R. S. Rodrigues, A. Murilo, R. V. Lopes, and S. Avila, "Low-cost hardware-in-the-loop platform for embedded control strategies simulation," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 111499-111512, 2019, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2934420>.
- [11] H. Taei, M. Mirshams, M. Ghobadi, M. A. Vahid, and H. Haghi, "Optimal control of a tri-axial spacecraft simulator test bed actuated by reaction wheels," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 8, no. 4, pp. 35-45, 2016, (in Persian).
- [12] A. Aydogan and O. Hasturk, "Adaptive LQR stabilization control of reaction wheel for satellite systems," in *14th International Conference on Control, Automation, Robotics & Vision (ICARCV)*, Phuket, Thailand, 2016, pp. 1-6, <https://doi.org/10.1109/ICARCV.2016.7838849>.
- [13] M. Peyrovani, M. Fakoor, H. Nejat Pishkenari, and A. Kosari, "Design of LQG/LTR controller for attitude control of geostationary satellite using reaction wheels," in *Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC)*, Beijing, China, 2013, pp. 1-5, <https://doi.org/10.1109/VPPC.2013.6671729>.
- [14] M. Navabi and R. Hosseini, "Spacecraft quaternion-based attitude input-output feedback linearization control using reaction wheels," in *8th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, Istanbul, Turkey, 2016, pp. 97-103, <https://doi.org/10.1109/RAST.2017.8002994>.
- [15] M. Malekzadeh, M. Sabouhi, and M. Rezayati, "Designing nonlinear robust controller for spacecraft attitude control subsystem simulator," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 48, no. 2, pp. 329-338, 2019, (in Persian).
- [16] Z. Song, H. Li, and K. Sun, "Finite-time control for nonlinear spacecraft attitude based on terminal sliding mode technique," *ISA Transactions*, vol. 53, no. 1, pp. 117-124, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2013.08.008>.

- [29] M. N. S. Khairi, N. A. B. Bakhari, A. A. A. Samat, N. Kamarudin, M. H. Md Hussin, and A. I. Tajudin, "MPPT design using PSO technique for photovoltaic system," in *3rd International Conference in Power Engineering Applications (ICPEA)*, Putrajaya, Malaysia, 2023, pp. 131-136, <https://doi.org/10.1109/ICPEA56918.2023.10093161>.
- [30] A. Ahangarani Farahani, A. H. Adami, and H. Arefkhani, "Introducing the nonlinear state control algorithm of the air bearing laboratory simulator based on the gain coefficients dependent on the state variables," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 16, no. 3, pp. 79-89, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1437>.
- actuator," in *First RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)*, Tehran, Iran, 2013, pp. 437-442, <https://doi.org/10.1109/ICRoM.2013.6510147>.
- [27] A. Ahangarani Farahani, A. A. Suratgar, and H. A. Talebi, "Dynamics model and adaptive control of underwater fish-like micro mobile robot with PZT actuator," in *2nd RSI/ISM International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)*, Tehran, Iran, 2014, pp. 137-142, <https://doi.org/10.1109/ICRoM.2014.6990890>.
- [28] S. Rawat and M. K. Khandewal, "Improved multiphase PSO using greedy approach for effective population size," in *5th International Conference on Smart Systems and Inventive Technology (ICSSIT)*, Tirunelveli, India, 2023, pp. 1626-1632, <https://doi.org/10.1109/ICSSIT55814.2023.1006108>.