

Introducing the Nonlinear State Control Algorithm of the Air Bearing Laboratory Simulator Based on the Gain Coefficients Dependent on the State Variables

Alireza Ahangarani Farahani¹ , Amirhossain Adami^{2*}  and Hamed Arefkhani³ 

1,2. Assistant Professor, Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

3. Ph.D., Aerospace University Complex, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

*Corresponding Author's E-mail: aha.aerospace@aut.ac.ir

Abstract

In this article, a new approach has been presented in the design of a satellite attitude controller using reaction wheels. First, a PID control structure whose coefficients are dependent on the state variables is formulated and the process of extracting its constant values is explained using the Genetic Algorithm (GA) optimizer. Then, using the results of a number of tests, sufficient data for meta modeling of the system is extracted and finally the relevant control gains are extracted. A simulator platform for determination and control of satellite status based on air bearing was used to evaluate the proposed approach. Laboratory test results show that the performance of the proposed method is up to 30% better than the classical PID controller with fixed coefficients.

Keywords: Reaction wheels, Attitude control, Attitude determination and control simulator platform, Air bearing

1. Introduction

In every satellite, in order to achieve success in carrying out the mission, it is necessary to design a subsystem for determining and controlling the situation [1]. By using this subsystem, the satellite can be placed in the desired direction and target. Different tools in the position determination and control subsystem such as motion measuring wheels, feedback wheels, thrusters or magnetic actuators may be used. One of these very important tools is the reaction wheel operators, which today a lot of effort is being made in this direction. This operator, in addition to its simplicity and reliability, has a high production torque [2-3]. Several linear and non-linear methods have been proposed to control the state of satellites, which are implemented on simulators. In the category of linear controllers, due to the importance of energy consumption in satellites, LQR¹ optimal control methods are widely used. The LQR optimal

control method is considered in references. The implementation of this controller requires having all the states of the system in the output. LQG² and LTR method is a systematic method based on shaping and retrieving eigenvalues [4-8]. Proportional-derivative-integral linear control method is also considered as a desirable controller due to its simplicity in implementation and structure [9].

2. Methodology

In this article, using conventional linear control methods, a non-linear controller has been designed for the platform. Here, proportional-derivative-integral (PID) linear control is designed, whose control gains are updated online by an optimal function based on system states at any moment. This optimal function is built based on the data bank extracted from the genetic algorithm method in different test conditions. Finally, the designed controller was

1. Linear Quadratic Regulator

2. Linear Quadratic Gaussian



COPYRIGHTS

© 2023 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/).

How to cite this article:

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>.

implemented in a laboratory environment on a three-degree-of-freedom platform, and the test results showed that the proposed control approach has a good performance. In the second part of the article, the simulator of three degrees of freedom is introduced, and in the third part, the dynamic equations governing this platform are stated. After the linearization of the equations, the desired control method is presented, and in the next section, the method of extracting the optimal functions of adjusting the coefficients is explained. Finally, the results of the laboratory test for the proposed method and classical PID with fixed gain coefficients have been compared and evaluated.

3. Discussion and Results

As the Results, the proposed method has less steady-state error while it shows more overshoot than the PID method. of course, this behavior is somewhat natural because in the optimality criterion function from which the coefficient adjustment function is derived, the goal is to minimize the address and not to reduce the overshoot. It is clear that different criteria can be defined and used for the proposed method and there is no limit in this regard.

4. Conclusions

In this paper, a new method is presented for online calculation of control coefficients to control the state of a satellite simulator platform using reaction wheels. The proposed controller is a nonlinear controller whose control coefficients are updated at any moment based on the system states. For this purpose, it requires a number of data including the initial and final conditions, the values of the control gains and finally the value of the cost function (error). Based on these data, a quasi-model (meta-model) is extracted from the system and the optimal values of control gains are extracted using the GA optimizer. It is natural that the more the number of data (tests), the more accurate the extracted pseudo-model and the more accurate the extracted control benefits. Based on this, unlike the methods that optimize the control gains for a specific boundary condition, a group of boundary conditions is used in the proposed method. This process (similar to learning in a neural network) can be implemented inside the satellite and therefore can be implemented onboard. The use of the term "online" refers to the fact that after this process, the implementation of the proposed nonlinear controller does not involve any problem with double boundary conditions (TPBVP). Then this new approach was implemented in the laboratory environment on the platform and the simulation results showed the proper performance of the proposed method. The results of the laboratory test

show that the error in the proposed method is improved by about 30% compared to the classic PID controller with fixed coefficients.

5. References

- [1] J. He ,and et al., "Satellite Control and Data Processing Unit Software Design Based on Multi-Core Processor," in *2020 International Conference on Sensing, Measurement & Data Analytics in era of Artificial Intelligence*, pp. 352-356, IEEE, 2020, doi: [10.1109/ICSMD50554.2020.9261693](https://doi.org/10.1109/ICSMD50554.2020.9261693).
- [2] W. Yang, J. Wang, S. Li , and L. Wang, "Attitude Fault Tolerant Control for Satellite Under Actuator Fault and Inertial Sensor Fault, " In *39th Chinese Control Conference, (CCC)*, pp. 3439-3443, IEEE, 2020, doi: [10.23919/CCC50068.2020.9188574](https://doi.org/10.23919/CCC50068.2020.9188574).
- [3] A. Rahimi , K.D. Kumar and H. Alighanbari, "Fault Isolation of Reaction Wheels for Satellite Attitude Control," *IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems* vol. 56, no. 1, pp. 610-629, 2020, doi: [10.1109/TAES.2019.2946665](https://doi.org/10.1109/TAES.2019.2946665).
- [4] T.H. Kwan, and et al, "An air Bearing table for satellite attitude control simulation," in *2015 IEEE 10th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, pp. 1420-1425, IEEE, 2015, doi: [10.1109/ICIEA.2015.7334330](https://doi.org/10.1109/ICIEA.2015.7334330).
- [5] R.F. Costa1, O. Saotome, 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, doi: <https://doi.org/10.1007/s40313-019-00497-4>.
- [6] I. Ofodile, A. Slavinskis, H. Ehrpays, and G.K. Anbarjafari, "Stabilised LQR Control and Optimised Spin Rate Control for Nanosatellites," in *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, (RAST)* pp. 715-722, IEEE, 2019, doi: [10.1109/RAST.2019.8767850](https://doi.org/10.1109/RAST.2019.8767850)
- [7] H. Taei, M. and et al. "Optimal Control of a Tri-Axial Spacecraft Simulator Test Bed Actuated by Reaction Wheels," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 8, No. 25, pp. 35-45, 2016 (in Persian).
- [8] A. Aydogan, O. Hasturk, "Adaptive LQR stabilization control of reaction wheel for satellite systems," in *14th International Conference on Control, Automation, Robotics & Vision, (ICARCV)*, pp. 1-6, Phuket, Thailand, IEEE, 2016, doi: [10.1109/ICARCV.2016.7838849](https://doi.org/10.1109/ICARCV.2016.7838849).
- [9] A.R. Kosari, M. Peyrovani, M. Fakoor and H. Nejat, "Design of LQG/LTR Controller for Attitude Control of Geostationary Satellite Using Reaction Wheels," *Modarres Mechanical Engineering*, vol. 13, no. 14, pp. 210-219, 2014 (in Persian).

ارائه الگوریتم کنترل غیر خطی وضعیت شبیه ساز آزمایشگاهی یاتاقان هوایی مبتنی بر ضرایب بهره وابسته به متغیرهای حالت

علیرضا آهنگرانی^۱، امیرحسین آدمی^{۲*} و حامد عارف‌خانی^۳

مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

* ایمیل نویسنده مخاطب: aha.aerospace@aut.ac.ir

چکیده

در این مقاله به ارائه یک رویکرد جدید در طراحی کنترل کننده وضعیت یک ماهواره با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی پرداخته شده است. ابتدا یک کنترل کننده غیرخطی که بهره‌های آن در هر لحظه وابسته به متغیرهای حالت است پیشنهاد می‌گردد. در گام اول، روند استخراج ضرایب کنترل با استفاده از بهینه‌ساز الگوریتم ژنتیک (GA) تشریح می‌گردد. سپس با استفاده از نتایج تعدادی آزمایش، داده کافی برای شبیه‌سازی (Meta Modelling) سیستم استخراج شده و با استفاده از بانک داده‌ها، تابع بهره‌های کنترلی مربوطه بهینه‌سازی می‌گردند. ورودی تابع مذکور حالت‌های سیستم و خروجی آن ضرایب کنترلی است. در نهایت از یک پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت ماهواره مبتنی بر یاتاقان هوایی جهت ارزیابی رویکرد پیشنهادی استفاده گردید. نتایج آزمون آزمایشگاهی نشان می‌دهد عملکرد روش پیشنهاد شده تا ۳۰٪ بهتر از کنترل کننده کلاسیک PID با ضرایب ثابت است.

واژه‌های کلیدی: چرخ‌های عکس‌العملی، کنترل وضعیت، پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت، یاتاقان هوایی

T_d

ϕ, θ, ψ

ω

گشتاور اغتشاشی

زوایای وضعیت

سرعت زاویه‌ای

مقدمه

در هر ماهواره جهت دستیابی به موفقیت در انجام مأموریت، نیاز به طراحی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت است [۱]. با استفاده از این زیرسیستم می‌توان ماهواره را در جهت مطلوب و هدف قرار داد. ابزارهای مختلفی در زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت هم‌چون چرخ‌های اندازه حرکت، چرخ‌های عکس‌العملی، تراسترها یا

فهرست علائم

h	اندازه حرکت زاویه‌ای
I	ماتریس ممان اینرسی
k_p, k_d, k_i	بهره‌های کنترلی
PID	کنترل کننده تناسبی- مشتقی- انتگرالی
mg	وزن پلتفرم
M	دوقطبی مغناطیسی
r_z	فاصله عمودی مرکز جرم و مرکز هندسی
B	میدان مغناطیسی زمین
T_c	گشتاور کنترلی

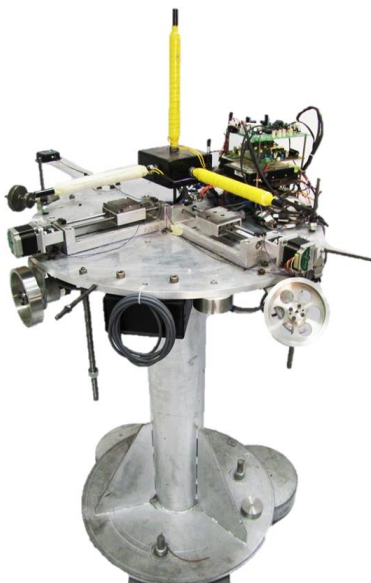
عملیات با نایقینی در نظر گرفته شده و با این قید کنترل‌کننده غیرخطی طراحی شده‌است.

در این مقاله با استفاده از روش‌های کنترل خطی مرسوم، کنترل‌کننده غیرخطی برای پلتفرم طراحی گردیده‌است. در اینجا کنترل خطی تناسبی- مشتقی-انتگرالی (PID) طراحی شده‌است که بهره‌های کنترلی آن توسط یک تابع بهینه براساس حالت‌های سیستم در هر لحظه به صورت برخط به روزرسانی می‌گردد. این تابع بهینه براساس بانک داده‌های استخراج شده از روش الگوریتم ژنتیک در شرایط آزمون مختلف ساخته می‌شود. در نهایت کنترل‌کننده طراحی شده، در محیط آزمایشگاهی بر روی پلتفرم سه درجه آزادی پیاده‌سازی شد و نتایج آزمون‌ها نشان داد که رویکرد کنترلی پیشنهادی عملکرد مناسبی دارد.

در بخش دوم مقاله شبیه‌ساز سه درجه آزادی معرفی می‌گردد و در بخش سوم معادلات دینامیکی حاکم بر این پلتفرم بیان می‌گردد. بعد از خطی‌سازی معادلات، روش کنترلی مورد نظر ارائه می‌گردد و در بخش بعدی نحوه استخراج توابع بهینه تنظیم ضرایب توضیح داده می‌شود. در نهایت، نتایج حاصل از آزمون آزمایشگاهی برای روش پیشنهاد شده و PID کلاسیک با ضرایب بهره ثابت، مقایسه و ارزیابی شده‌است.

معرفی شبیه‌ساز سه درجه آزادی

مشخصات جرمی و هندسی شبیه‌ساز سه درجه آزادی تعیین و کنترل وضعیت مورد استفاده در مرجع [۱۷] به طور کامل معرفی شده‌است. شبیه‌ساز مورد استفاده در شکل ۱ ارایه شده‌است.



شکل ۱- پلتفرم شبیه‌ساز تعیین و کنترل وضعیت مورد استفاده

عملگرهای مغناطیسی ممکن است استفاده شود [۲]. یکی از این ابزارهای بسیار مهم عملگرهای چرخ عکس‌العملی است که امروزه تلاش زیادی در این راستا صورت می‌گیرد. این عملگر ضمن سادگی و قابلیت اطمینان مناسب، دارای گشتاور تولیدی بالایی است [۳].

از طرفی با در اختیار داشتن ابزارهای آزمون می‌توان کارایی عملگرهای مورد نظر را بررسی و اثبات نمود. یکی از ابزارهای آزمون بسیار مهم در حوزه ماهواره و ابزارهای مربوط به آن، شبیه‌ساز آزمایشگاهی مبتنی بر یاتاقان هوایی است. ایجاد شرایط حرکتی خاص و نزدیک به محیط خارج جو به لحاظ اصطحکاک، یکی از مهمترین خواص این شبیه‌ساز برای پیاده‌سازی و آزمون روش‌های کنترلی برای ماهواره‌هاست. این شبیه‌سازها به طراحان اجازه می‌دهند تا روش‌های کنترلی برای ماهواره را به راحتی در شرایط با قابلیت اطمینان بالا پیاده‌سازی کرده و نتایج حاصل را به دقت بررسی و تحلیل نمایند [4-5].

روش‌های خطی و غیرخطی متعددی برای کنترل وضعیت ماهواره‌ها که بر روی شبیه‌سازها پیاده‌سازی شده، پیشنهاد شده‌است. در دسته کنترل‌کننده‌های خطی، با توجه به اهمیت انرژی مصرفی در ماهواره‌ها، روش‌های کنترل بهینه^۱ LQR دارای کاربرد بسیار زیادی است [۶]. روش کنترل بهینه LQR در مراجع [۷-۸] مورد توجه قرار گرفته‌است. پیاده‌سازی این کنترل‌کننده مستلزم در اختیار داشتن تمام حالت‌های سیستم در خروجی است. روش‌های بهینه‌سازی^۲ LQG و LTR که مبتنی بر کنترل پس‌خورده خروجی است در مرجع [۹] برای کنترل وضعیت ماهواره زمین‌آهنگ با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی مورد توجه قرار گرفته‌است. روش LQG و LTR روشی سیستماتیک برپایه شکل‌دهی و بازیابی مقادیر ویژه است. روش کنترل خطی تناسبی-مشتقی-انتگرالی نیز به دلیل سادگی در پیاده‌سازی و ساختار از کنترل‌کننده‌های مطلوب به شمار می‌آید.

در مرجع [10] از روش خطی‌سازی پس‌خورده برای کنترل ماهواره با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی بهره برده‌است. در این مرجع برای فرآیند خطی‌سازی از معادلات کواترنین استفاده می‌کند و معادلات سه درجه آزادی به صورت مستقیم وارد نشده‌است. یکی دیگر از روش‌های کنترل غیرخطی، استفاده از روش مود لغزشی است که در مراجع [11-15] مورد بررسی قرار گرفته‌است. یکی از مشخصه‌های بسیار مهم کنترل مود لغزشی، مقاوم بودن نسبت به شرایط محیطی است، ولی مشکل اصلی این روش مسئله نامطلوب چترینگ است. طراحی کنترل برمبنای رویکرد تطبیقی نیز در [16] انجام شده‌است. در این مرجع،

بازنویسی طرف راست روابط (۲) الی (۹) در هر راستا، در نهایت منجر به رابطه (۱۰) می‌گردد:

$$\begin{aligned} T_x &= T_{c_x} + T_{d_x} + mg(r_y \cos \phi \cos \theta \\ &\quad - r_z \sin \phi \cos \theta) \\ T_y &= T_{c_y} + T_{d_y} + mg(-r_x \cos \phi \cos \theta \\ &\quad - r_z \sin \theta) \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} T_z &= T_{c_z} + T_{d_z} + mg(r_x \sin \phi \cos \theta \\ &\quad + r_y \sin \theta) \end{aligned}$$

طرف دوم رابطه (۲) برابر است با:

$$\begin{aligned} T_x &= I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + I_{yx}\omega_x\omega_z \\ &\quad - I_{yy}\omega_y\omega_z + I_{yz}\omega_z^2 - I_{zx}\omega_x\omega_y - I_{zy}\omega_y^2 \\ &\quad + I_{zz}\omega_z\omega_y \\ T_y &= I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yx}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_z + I_{xx}\omega_x\omega_z \\ &\quad - I_{xy}\omega_y\omega_z - I_{xz}\omega_z^2 + I_{zx}\omega_x^2 + I_{zy}\omega_y\omega_x \\ &\quad - I_{zz}\omega_z\omega_x \end{aligned} \quad (11)$$

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

در نتیجه می‌توان $[\omega_B^I]^B$ که از حل معادلات دینامیکی حاصل شده است را به صورت رابطه (۱۲) بیان نمود:

$$[\omega_B^I]^B = [\omega_B^{OR}]^B + [\omega_{OR}^I]^B \quad (12)$$

$[\omega_B^{OR}]^B$ سرعت زاویه‌ای دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مداری و $[\omega_{OR}^I]^B$ سرعت زاویه‌ای دستگاه مداری نسبت به دستگاه اینرسی است. برای پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره می‌توان فرض نمود که دستگاه مداری همان دستگاه پایه پلتفرم بوده و به دلیل کوتاه بودن زمان آزمون در آزمایشگاه، از سرعت زاویه‌ای پایه پلتفرم نسبت به اینرسی صرف نظر کرد. براین اساس $[\omega_B^I]^B$ برابر با $[\omega_B^{OR}]^B$ است و می‌توان رابطه (۱۳) را برای ارتباط سرعت‌های زاویه‌ای استفاده نمود [۲۰]:

$$\begin{aligned} [\omega_B^I]^B &= [\omega_B^{OR}]^B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (13)$$

در نهایت به طور مشابه خواهیم داشت:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

این پلتفرم قابلیت مانور حول محورهای x و y (صفحه افق) را در محدود ۴۰ درجه و حول محور z را بدون محدودیت دارا است.

مدل‌سازی دینامیکی و سینماتیکی شبیه‌ساز

دینامیک دورانی یک سیستم را با استفاده از معادله (۱) می‌توان معرفی نمود [۱۸]:

$$[T]^B = [D^I h_B^I]^B = [D^B h_B^I + \omega_B^I \times h_B^I]^B \quad (1)$$

D^I تغییرات متغیر مورد نظر نسبت به زمان در دستگاه اینرسی، ω_B^I و h_B^I اندازه حرکت زاویه‌ای و سرعت زاویه‌ای ماهواره (در دستگاه بدنی) نسبت به دستگاه اینرسی و $[\]^B$ عبارت است از متغیر مورد نظر در دستگاه بدنی. رابطه (۱) به صورت ساده شده زیر بیان می‌گردد:

$$T = \dot{h}_I = \dot{h}_B + \omega \times h_B \quad (2)$$

$$h_B = [I]\omega \quad (3)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\omega = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$T = T_c + T_d + (mgr_s) \times K \quad (6)$$

T_c گشتاور کنترلی، T_d گشتاور اغتشاشی، mgr_s گشتاور به وجود آمده از اختلاف بین مرکز جرم و مرکز هندسی، K بردار یکه اعمال نیروی وزن پلتفرم با انتقال $(z \rightarrow y \rightarrow x)$ برای زوایای اوایلر به صورت رابطه (۷) است [۱۹]:

$$\begin{aligned} K &= \begin{bmatrix} c \theta c \psi & c \theta s \psi & -s \theta \\ s \phi s \theta c \psi - c \phi s \psi & s \phi s \theta s \psi + c \phi c \psi & s \phi c \theta \\ c \phi s \theta c \psi + s \phi s \psi & c \phi s \theta s \psi - s \phi c \psi & c \phi c \theta \end{bmatrix} \\ &\quad \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (7)$$

r_s بردار فاصله مرکز جرم پلتفرم نسبت به مرکز هندسی است و مولفه‌های آن در دستگاه بدنی پلتفرم مطابق رابطه ۸ معرفی می‌گردد.

$$r_s = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

در این حالت می‌توان نوشت:

$$\begin{aligned} &(mgr_s) \times K \\ &= mg \begin{bmatrix} r_y \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \phi \cos \theta \\ -r_x \cos \phi \cos \theta - r_z \sin \theta \\ r_x \sin \phi \cos \theta + r_y \sin \theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} u_\theta &= K_{p\theta}(\theta_d - \theta) + K_{d\theta}(\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) \\ &\quad + K_{I\theta} \int (\theta_d - \theta) \\ u_\phi &= K_{p\phi}(\phi_d - \phi) + K_{d\phi}(\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) \\ &\quad + K_{I\phi} \int (\phi_d - \phi) \\ u_\psi &= K_{p\psi}(\psi_d - \psi) + K_{d\psi}(\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) \\ &\quad + K_{I\psi} \int (\psi_d - \psi) \end{aligned} \quad (18)$$

استخراج تابع تنظیم ضرایب بهره

جهت دستیابی به پایداری و عملکرد مطلوب در سیستم‌های دارای کنترل، تنظیم بهره‌های کنترلی نقش بسزایی دارند. در اینجا هدف استخراج تابع تنظیم ضرایب کنترل کننده PID به صورتی که شرط پایداری را تضمین نماید. این رابطه را می‌توان به صورت زیر فرموله نمود:

$$K = f(x(t)) = K_1 + K_2 x(t) \quad (19)$$

که در اینجا K_1 و K_2 بردار ضرایب تابع تنظیم ضرایب کنترلی هستند. الگوریتم استخراج تابع تنظیم ضرایب با اجرای پنج گام به صورت زیر استخراج خواهد شد.

گام اول: مبتنی بر روش کنترل PID، مطابق رابطه (۱۸) برای هر کانال کنترل کننده با ضرایب مجهول در نظر گرفته می‌شود.
گام دوم: یک مسئله بهینه‌سازی با تابع معیار به صورت زیر تشکیل می‌شود:

$$J = \int |r(t) - y(t)| dt \quad (20)$$

که در آن

$$r(t) = [\phi_d \quad \theta_d \quad \psi_d]^T \text{ \& } y(t) = [\phi \quad \theta \quad \psi]^T$$

در ادامه با توجه به این تابع معیار، الگوریتم ژنتیک تحت ورودی‌های مختلف و مقادیر اولیه متفاوت اجرا شده و مقادیر ضرایب کنترلی برای هر کانال در ماتریس S ذخیره می‌گردد. بنابراین برای N آزمون، به طور مثال برای کانال رول، ماتریس S را می‌توان به صورت رابطه (۲۱) معرفی نمود:

$$S_\theta = \begin{bmatrix} K_{p1} & K_{d1} & K_{I1} \\ K_{p2} & K_{d2} & K_{I2} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ K_{pN} & K_{dN} & K_{IN} \end{bmatrix} \quad (21)$$

به همین ترتیب برای دو کانال دیگر باید این ماتریس را تشکیل داد. همچنین مقادیر حالت‌های سیستم در نقطه نهایی در هر آزمون در ماتریسی به نام M ذخیره می‌گردد. بنابراین، می‌توان نوشت (رابطه ۲۲):

خطی سازی معادلات دینامیکی و سینماتیکی

با فرض زوایای کوچک و خطی سازی حول مبدا مختصات، رابطه (۱۳) به صورت زیر خطی سازی می‌گردد:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (15)$$

با مشتق گیری از رابطه (۱۵) معادلات زیر حاصل می‌شوند:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\omega}_x \\ \ddot{\omega}_y \\ \ddot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (16)$$

با قرار دادن رابطه‌های (۱۵) و (۱۶) در رابطه (۱۱) و با فرض زوایای کوچک (خطی سازی) معادلات خطی به شکل زیر حاصل می‌شود:

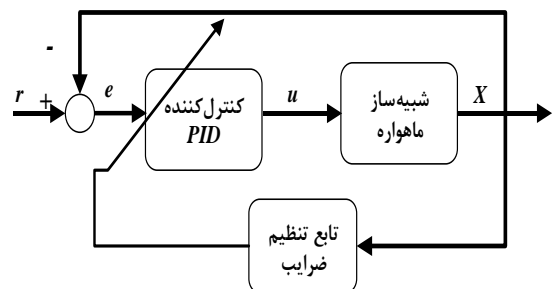
$$\begin{aligned} T_{c_x} + T_{d_x} + mg(r_y - r_z\phi) \\ = I_{xx}\ddot{\phi} - I_{xy}\ddot{\theta} - I_{xz}\ddot{\psi} \\ T_{c_y} + T_{d_y} + mg(-r_x - r_z\theta) \\ = -I_{yx}\ddot{\phi} + I_{yy}\ddot{\theta} - I_{yz}\ddot{\psi} \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} T_{c_z} + T_{d_z} + mg(r_x\phi + r_y\theta) \\ = -I_{zx}\ddot{\phi} - I_{zy}\ddot{\theta} + I_{zz}\ddot{\psi} \end{aligned}$$

از این معادلات خطی برای طراحی قوانین کنترلی استفاده خواهد شد. لازم به ذکر است مدل سازی شبیه‌ساز ماهواره توسط معادلات غیرخطی انجام می‌شود.

طراحی سیستم کنترل

برای کنترل وضعیت سیستم شبیه‌ساز ماهواره، یک ساختار تک حلقه‌ای با کنترل کننده PID با تابع تنظیم ضریب برخط به صورت شکل ۲ در نظر گرفته شده است.



شکل ۲- بلوک دیاگرام سیستم کنترل برای پلتفرم شبیه‌ساز.

همان طور که در شکل ۲ نشان داده شده است، ضرایب کنترل کننده PID، با استفاده از تابع تنظیم بهره ضرایب در هر لحظه و به صورت برخط و با توجه به حالت‌های سیستم به روزرسانی می‌شوند. کنترل کننده PID در نظر گرفته شده برای هر یک از وضعیت‌های ϕ ، θ و ψ به صورت مستقل در نظر گرفته شده است.

جدول ۱- پارامترهای استفاده شده در شبیه‌سازی

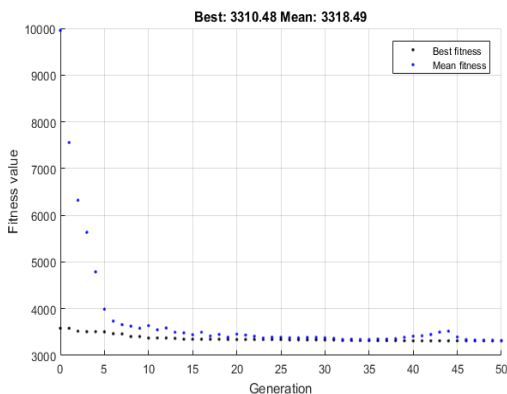
مقدار	پارامتر
۸۵	وزن (kg)
± 0.2	دقت وضعیت کانال رول (Deg)
± 0.2	دقت وضعیت کانال پیچ (Deg)
± 1	دقت وضعیت کانال یاو (Deg)
± 40	حداکثر زاویه در کانال رول (Deg)
± 40	حداکثر زاویه در کانال پیچ (Deg)
± 180	حداکثر زاویه در کانال یاو (Deg)
$\begin{bmatrix} 6.75 & 0.89 & 0.035 \\ 0.89 & 7.46 & -0.032 \\ 0.035 & -0.032 & 12.33 \end{bmatrix}$	ممان اینرسی ($kg \cdot m^2$)
0.8	حداکثر گشتاور تولیدی هر چرخ (Nm)
$\begin{bmatrix} mgr_x \\ mgr_y \\ mgr_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0014 \\ 1.025 \times 10^{-4} \\ 0.3366 \end{bmatrix}$	گشتاور بردار جاذبه (Nm)

در مدل‌سازی پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره، محدودیت تولید گشتاور در نظر گرفته می‌شود. کد شبیه‌سازی در مرجع [۲۱]، صحت‌سنجی گردیده است. یکی از بخش‌های انجام شده در محیط شبیه‌سازی، پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک است. پارامترهای در نظر گرفته شده برای پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲- تنظیمات در نظر گرفته شده برای الگوریتم ژنتیک.

تعداد جمعیت	تعداد نسل	احتمال جهش	نوع ترکیب ژنتیکی	روش انتخاب برگزیده
۲۰	۵۰	۴۰٪	دو نقطه‌ای	Roulette

روند همگرایی تابع معیار با پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک در شرایط ورودی مطلوب $r(t) = [0 \ 0 \ 0]^T$ و شرایط اولیه $x_0 = [10 \ -10 \ 25]^T$ در شکل ۳ مشاهده می‌شود.



شکل ۳- نمودار همگرایی تابع معیار بهینگی.

$$M = \begin{bmatrix} x_{11}(t_f) & x_{21}(t_f) & \cdots & x_{n1}(t_f) \\ x_{12}(t_f) & x_{22}(t_f) & \cdots & x_{n2}(t_f) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{1N}(t_f) & x_{2N}(t_f) & \cdots & x_{nN}(t_f) \end{bmatrix} \quad (22)$$

که در اینجا n تعداد حالت‌های سیستم که در N آزمون در زمان نهایی هر اجرا بهینه‌سازی (t_f) ذخیره کرده است.

گام سوم: رابطه خطی بین حالت‌های سیستم و ضرایب کنترلی به صورت زیر ایجاد می‌شود:

$$\begin{aligned} K_{p\phi} &= k_{1p\phi} + k_{2p\phi} \cdot \phi(t) + k_{3p\phi} \cdot \dot{\phi}(t) \\ K_{a\phi} &= k_{1a\phi} + k_{2a\phi} \cdot \phi(t) + k_{3a\phi} \cdot \dot{\phi}(t) \\ K_{I\phi} &= k_{1I\phi} + k_{2I\phi} \cdot \phi(t) + k_{3I\phi} \cdot \dot{\phi}(t) \\ K_{p\theta} &= k_{1p\theta} + k_{2p\theta} \cdot \theta(t) + k_{3p\theta} \cdot \dot{\theta}(t) \\ K_{a\theta} &= k_{1a\theta} + k_{2a\theta} \cdot \theta(t) + k_{3a\theta} \cdot \dot{\theta}(t) \\ K_{I\theta} &= k_{1I\theta} + k_{2I\theta} \cdot \theta(t) + k_{3I\theta} \cdot \dot{\theta}(t) \\ K_{p\psi} &= k_{1p\psi} + k_{2p\psi} \cdot \psi(t) + k_{3p\psi} \cdot \dot{\psi}(t) \\ K_{a\psi} &= k_{1a\psi} + k_{2a\psi} \cdot \psi(t) + k_{3a\psi} \cdot \dot{\psi}(t) \\ K_{I\psi} &= k_{1I\psi} + k_{2I\psi} \cdot \psi(t) + k_{3I\psi} \cdot \dot{\psi}(t) \end{aligned} \quad (23)$$

با فرض استقلال هر یک از کانال‌ها و اثرگذاری کم کوپلینگ هر کانال بر کانال‌های دیگر، محاسبه هر یک از بهره‌های کنترلی را تنها تابعی از حالت‌های همان کانال در نظر گرفته شده است. بنابراین، هدف استخراج هر یک از ضرایب توابع رابطه بالاست.

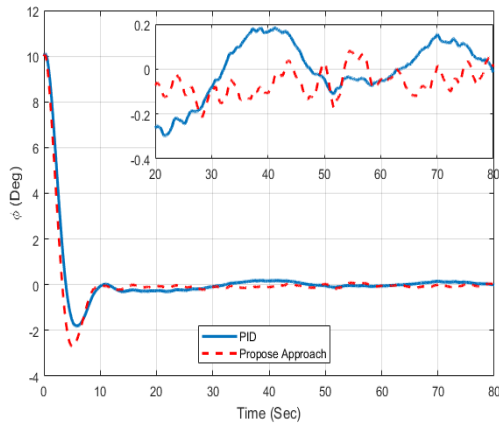
گام چهارم: با بانک داده‌های ذخیره شده در گام دوم و با استفاده از روش خوراندن منحنی، ارتباط خطی بین ضرایب کنترلی و حالت‌های سیستم به دست می‌آید. که با توجه به این رابطه می‌توان ضرایب را در رابطه (۲۱) مستقر نمود.

گام پنجم: توابع استخراج شده بر روی سیستم غیرخطی پیاده‌سازی می‌شود.

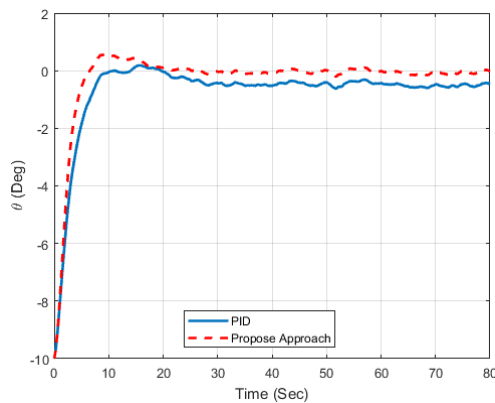
نتایج شبیه‌سازی

در این بخش برای پیاده‌سازی گام‌های اول تا چهارم که باید از شبیه‌سازی استخراج شود، از نرم‌افزار MATLAB/SIMULINK با زمان اجرای ۲۰ ثانیه انجام شده است. مشخصات پلتفرم شبیه‌سازی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در جدول ۱ آورده شده است.

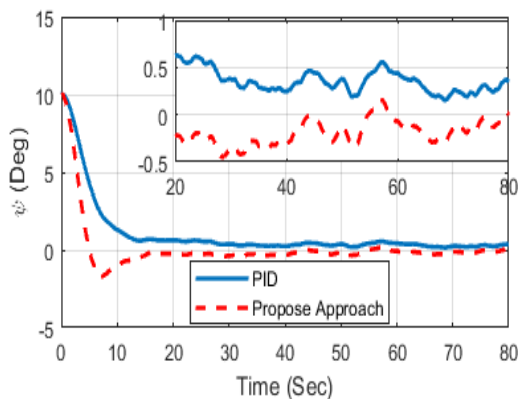
در شکل ۴، ۵ و ۶ تغییرات زاویه حول محور x ، y و z با اعمال روش پیشنهادی و کنترل PID مرسوم مشاهده می شود.



شکل ۴- مقایسه تغییرات زاویه رول در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID.



شکل ۵- مقایسه تغییرات زاویه پیچ در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID.



شکل ۶- مقایسه تغییرات زاویه یابو در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID.

همان طور که مشاهده می شود، روش پیشنهادی خطای حالت ماندگار کمتری دارد در حالی که فراجهش بیشتری نسبت به روش PID از خود بروز می دهد. البته این رفتار تا حدودی طبیعی است زیرا

این نمودار به ازای ورودی های مختلف و شرایط اولیه متفاوت در هر آزمون بدست می آید. براساس نتایج حاصل از شبیه سازی و بانک داده ها، تابع تنظیم برخط ضرایب به صورت زیر استخراج شده است:

$$\begin{aligned} K_{p\phi} &= 4.07 + 0.023 \cdot \phi(t) + 0.13 \cdot \dot{\phi}(t) \\ K_{d\phi} &= 5.08 + 0.04 \cdot \phi(t) + 0.09 \cdot \dot{\phi}(t) \\ K_{I\phi} &= 0.17 + 0.0134 \cdot \phi(t) - 0.023 \cdot \dot{\phi}(t) \\ K_{p\theta} &= 3.32 + 0.12 \cdot \theta(t) + 0.074 \cdot \dot{\theta}(t) \\ K_{d\theta} &= 4.22 + 0.4 \cdot \theta(t) - 0.2 \cdot \dot{\theta}(t) \\ K_{I\theta} &= 0.1 - 0.01 \cdot \theta(t) - 0.022 \cdot \dot{\theta}(t) \\ K_{p\psi} &= 1.83 - 0.03 \cdot \psi(t) + 0.03 \cdot \dot{\psi}(t) \\ K_{d\psi} &= 2.8 - 0.0314 \cdot \psi(t) + 0.158 \cdot \dot{\psi}(t) \\ K_{I\psi} &= 0.05 + 0.01 \cdot \psi(t) - 0.037 \cdot \dot{\psi}(t) \end{aligned} \quad (24)$$

در ادامه تابع تنظیم را با کنترل کننده PID در محیط برنامه پلتفرم شبیه ساز (LabView) پیاده سازی کرده که برخی از نتایج آن در ادامه آورده می شود.

نتایج آزمون آزمایشگاهی

هدف از این بخش، ارزیابی نتایج کنترل کننده و تابع تنظیم بهره های استخراج شده است. این ارزیابی با مقایسه با روش کنترل PID با ضرایب ثابت مقایسه شده است. شرایط اولیه در آزمون آزمایشگاهی به صورت زیر در نظر گرفته شده است و نتایج به دست آمده در شکل های بعد نشان داده شده است.

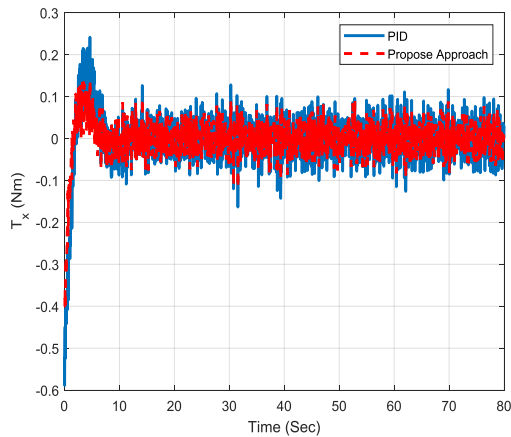
$$\begin{aligned} [\phi \quad \theta \quad \psi] &= [10 \quad -10 \quad 10] \text{ deg} \\ \omega &= [1 \quad 1 \quad 0]^T \end{aligned} \quad (25)$$

ضرایب کنترلر PID کلاسیک به صورت بهینه در جدول ۳ ارائه و استفاده شده است. تنظیم ضرایب بهره کنترلر PID کلاسیک، مشابه با روند بیان شده با استفاده از GA انجام پذیرفته است.

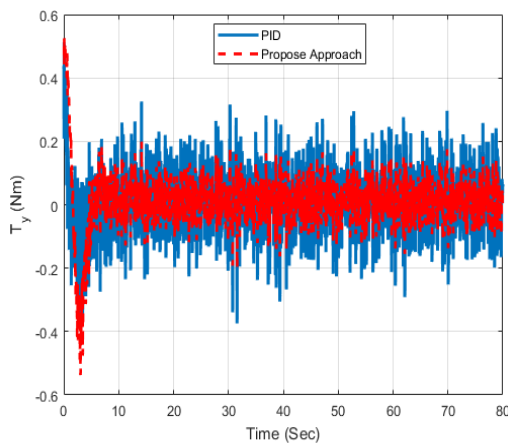
جدول ۳- مقادیر بهره ثابت PID کلاسیک (بهینه).

$K_{p\phi}$	$K_{d\phi}$	$K_{I\phi}$
2.625	4.14	0
$K_{p\theta}$	$K_{d\theta}$	$K_{I\theta}$
3.812	12.38	0
$K_{p\psi}$	$K_{d\psi}$	$K_{I\psi}$
2.2378	10.124	0

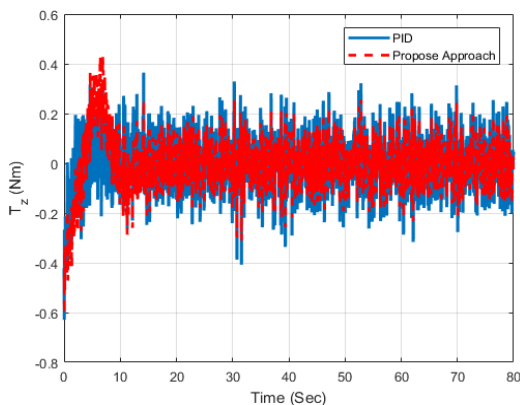
در ادامه در شکل‌های ۱۱، ۱۰ و ۱۲ نمودارهای گشتاورهای کنترلی حاصل از محاسبات در سه راستای x ، y و z جهت بررسی و مقایسه آورده شده‌است.



شکل ۱۰- گشتاور تولیدی حول محور x در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID .

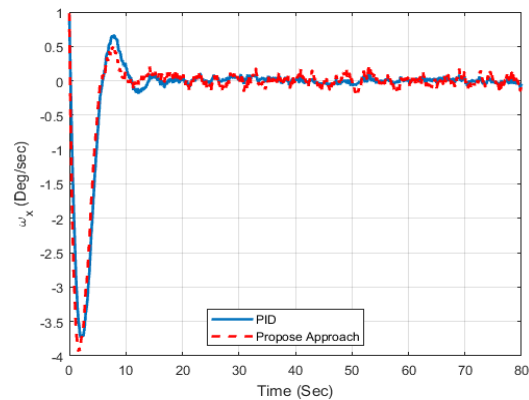


شکل ۱۱- گشتاور تولیدی حول محور y در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID .

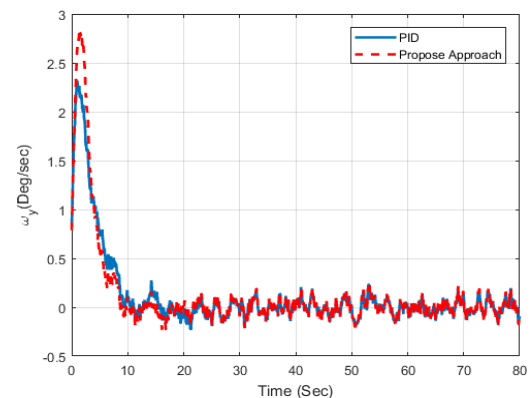


شکل ۱۲- گشتاور تولیدی حول محور z در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID .

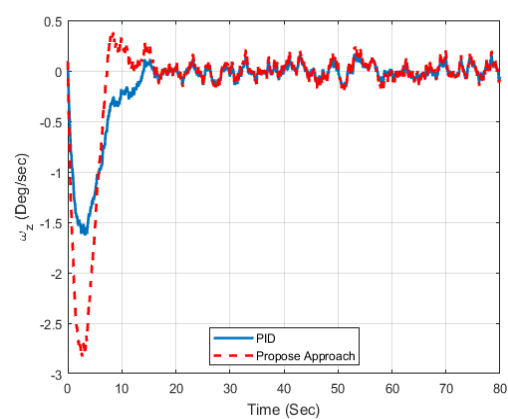
در تابع معیار بهینگی که تابع تنظیم ضرایب از آن استخراج می‌شود، هدف حداقل کردن خطا بوده است و نه کاهش فرآیندش. واضح است که معیارها مختلف را می‌توان برای روش پیشنهاد شده تعریف و استفاده نمود و در این خصوص محدودیتی وجود ندارد. سرعت زاویه‌ای بدنی در شکل ۷ الی شکل ۹ ارایه شده‌است.



شکل ۷- تغییرات ω_x در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID .



شکل ۸- تغییرات ω_y در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID .



شکل ۹- تغییرات ω_z در آزمون آزمایشگاهی با روش پیشنهادی و کنترل PID .

"برخط" یا Online مربوط به بعد از انجام این فرآیند است که پیاده‌سازی کنترلر غیرخطی پیشنهادی درگیر هیچ مسئله با شرایط مرزی دوگانه (TPBVP) نمی‌شود. سپس این رویکرد جدید در محیط آزمایشگاهی بر روی پلتفرم اجرا گردید و نتایج شبیه‌سازی عملکرد مناسب روش پیشنهادی را نشان داد. نتایج آزمون آزمایشگاهی نشان می‌دهد خطا در روش پیشنهادی نسبت به کنترلر PID کلاسیک با ضرایب ثابت در حدود ۳۰٪ بهبود یافته است.

برای کارهای آینده استفاده از توابع درجه بالاتر برای تابع تنظیم بهره و همچنین وارد کردن ترم‌های جدید به تابع معیار پیشنهاد می‌گردد.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] J. He, and et al. "Satellite Control and Data Processing Unit Software Design Based on Multi-Core Processor" in *2020 International Conference on Sensing, Measurement & Data Analytics in era of Artificial Intelligence*, pp. 352-356, IEEE, 2020, doi: [10.1109/ICSMD50554.2020.9261693](https://doi.org/10.1109/ICSMD50554.2020.9261693).
- [2] W. Yang, J. Wang, S. Li, and L. Wang, "Attitude Fault Tolerant Control for Satellite Under Actuator Fault and Inertial Sensor Fault," in *39th Chinese Control Conference (CCC)*, pp. 3439-3443, IEEE, 2020, doi: [10.23919/CCC50068.2020.9188574](https://doi.org/10.23919/CCC50068.2020.9188574).
- [3] A. Rahimi, K. D. Kumar and H. Alighanbari, "Fault Isolation of Reaction Wheels for Satellite Attitude Control," *IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems* Vol. 56, No. 1, pp. 610-629, 2020, doi: [10.1109/TAES.2019.2946665](https://doi.org/10.1109/TAES.2019.2946665).
- [4] T. H. Kwan, and et al, "An air Bbearing table for satellite attitude control simulation", in *2015 IEEE 10th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, pp. 1420-1425, IEEE, 2015, doi: [10.1109/ICIEA.2015.7334330](https://doi.org/10.1109/ICIEA.2015.7334330).
- [5] R. F. Costa, O. Saotome, 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, doi: <https://doi.org/10.1007/s40313-019-00497-4>.
- [6] I. Ofofiele, A. Slavinskis, H. Ehrpais, and G. K. Anbarjafari, "Stabilised LQR Control and Optimised Spin Rate Control for Nanosatellites," in *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)* pp. 715-722, IEEE, 2019, doi: [10.1109/RAST.2019.8767850](https://doi.org/10.1109/RAST.2019.8767850).
- [7] H. Taei, M. and et al. "Optimal Control of a Tri-Axial Spacecraft Simulator Test Bed Actuated by Reaction Wheels", *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 8, No. 25, pp. 35-45, 2016 (in Persian).

همان‌طور که نمودارهای گشتاور محاسباتی نشان می‌دهند، ضمن رعایت قید حداکثر گشتاور که هر چرخ می‌تواند تولید کند، می‌توان گفت که به‌صورت کلی گشتاور محاسباتی در روش پیشنهادی دارای مقادیر کمتری در مقایسه با روش کلاسیک است.

یکی از معیارهای بسیار متداول در مقایسه و ارزیابی بین روش‌های مختلف کنترلی، استفاده از معیار انتگرال قدر مطلق خطا است. این معیار به‌صورت زیر تعریف می‌شود:

$$IAE_{x,y,z} = \int |e_{\phi,\theta,\psi}| dt \quad (26)$$

با توجه به این معیار، انتگرال قدر مطلق خطا حول سه محور x ، y و z برای دو روش در جدول ۴ خلاصه شده است.

جدول ۴- مقادیر معیار محاسبه خطا.

روش	E_x	E_y	E_z
رویکرد پیشنهادی	۳۳/۵۱	۳۰/۸۳	۵۴/۹۳
PID با ضرایب ثابت	۴۷/۴	۵۷/۹۶	۷۸/۷۹
درصد بهبود	٪۲۹	٪۴۷	۳۰٪

همان‌طور که پیش‌بینی می‌شد، معیار خطا حول هر سه محور در روش پیشنهادی بهتر و مطلوب‌تر از روش PID با ضرایب ثابت است.

نتیجه‌گیری

در این مقاله برای محاسبه برخط ضرایب کنترلی برای کنترل وضعیت یک پلتفرم شبیه‌ساز ماهواره با استفاده از چرخ‌های عکس‌العملی، روشی جدید ارائه شده است. کنترل‌کننده پیشنهاد شده یک کنترلر غیرخطی است که ضرایب کنترلی آن در هر لحظه براساس حالت‌های سیستم به‌روز رسانی می‌شود. برای این منظور، نیازمند تعدادی داده شامل شرایط ابتدایی و انتهایی، مقادیر بهره‌های کنترلی و در نهایت مقدار تابع هزینه (خطا) است. براساس این داده‌ها، یک شبه مدل (meta-model) از سیستم استخراج شده و با استفاده از بهینه‌ساز GA، مقادیر بهینه بهره‌های کنترلی استخراج می‌گردد. طبیعی است که هرچه تعداد داده‌ها (آزمایش‌ها) بیشتر باشد شبه مدل استخراج شده دقیق‌تر و بهره‌های کنترلی استخراج شده نیز دقیق‌تر است. بر این اساس، برخلاف روش‌هایی که به بهینه‌سازی بهره‌های کنترلی برای یک شرایط مرزی خاص می‌پردازند، در روش پیشنهادی از یک دسته شرایط مرزی استفاده می‌شود. این فرآیند (مشابه با یادگیری در شبکه عصبی) درون ماهواره نیز امکان پیاده‌سازی را دارد و لذا می‌تواند قابلیت پیاده‌سازی Onboard داشته باشد. استفاده از واژه

- Tracking of Spacecraft", *Journal of the Franklin Institute*, Vol. 349, No. 2, pp. 456-475, 2012, doi: <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2011.07.006>
- [16] M. Navabi. and N. Safari Hashkavaei, "Nonlinear Attitude Control of Satellite Using Optimal Adaptive and Fuzzy Control Methods, " in *2020 8th Iranian Joint Congress on Fuzzy Control Intelligent Systems,(CFIS)*, pp 51-55, IEEE, 2020, doi: [10.1109/CFIS49607.2020.9238733](https://doi.org/10.1109/CFIS49607.2020.9238733)
- [17] A.H. Tavakoli, A. Kalhor, and S.M.M Dehghan, "Implementation of Three Axis Attitude Controllers for Evaluation of a Micro-gravity Satellite Simulator, "*Space Science and Technology (JSST)*, Vol 5, No. 2, pp. 59-68, 2012 (in Persian)
- [18] P. Razzaghi, E. Alkhatib, K.S Alluhydan , and Y. Hurmuzlu. "H₂-H_∞ Model Reference Adaptive Control of Tethered Satellite System, " in *2020 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1-8, 2020, doi: DOI:[10.1109/AERO47225.2020.9172650](https://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172650)
- [19] 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, pp. 1-11, 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.conengprac.2020.104466>.
- [20] Y. Liu, J. Zhou, H. Chen and x. Mu, "Experimental Research for Flexible Satellite Dynamic Simulation on Three-Axis Air-Bearing Table", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. Vol. 227, No. 2, pp. 369-380, 2013, doi: <https://doi.org/10.1177/0954410011430582>
- [21] H. Arefkhani, M. Mehdi-Abadi, and S. M. M. Dehghan, "Satellite Spin Stabilization by Magnetic Torquers and Validation with Air-Bearing Simulator," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 9, no. 2, pp. 25-34, 2016 (in Persian)
- [8] A. Aydogan, O. Hasturk, "Adaptive LQR stabilization control of reaction wheel for satellite systems", in *14th International Conference on Control, Automation, Robotics & Vision,(ICARC)*, pp. 1-6, Phuket, Thailand, IEEE, 2016, doi: [10.1109/ICARCV.2016.7838849](https://doi.org/10.1109/ICARCV.2016.7838849) .
- [9] A.R. Kosari, M. Peyrovani, M. Fakoor. and H.Nejat, "Design of LQG/LTR Controller for Attitude Control of Geostationary Satellite Using Reaction Wheels, " *Modarres Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 14, pp. 210-219, 2014.(in Persian).
- [10] 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)*, pp. 97-103, Turkey, IEEE, 2017, doi: [10.1109/RAST.2017.8002994](https://doi.org/10.1109/RAST.2017.8002994).
- [11] 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).
- [12] 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, doi: <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2013.08.008>.
- [13] 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, 2014, doi: <https://doi.org/10.1080/00207179.2014.996854>.
- [14] P.M. Tiwari, S. Janardhanan . and M.Nabi, "Rigid Spacecraft Attitude Control Using Adaptive Integral Second Order Sliding Mode", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 48, pp. 50-57, 2015, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2014.11.017>
- [15] C.Pukdeboon, and A.S. Zinober, "Control Lyapunov Function Optimal Sliding Mode Controllers for Attitude