Journal of Aerospace Mechanics/ 2024/ Vol.20/ No.2/ 55-67

Journal of Aerospace Mechanics

DOR: 20.1001.1.26455323.1403.20.2.5.9

Designing and Comparing Two Configurations of Space System Flying Simulator with Cold Gas Thrusters

Seyedali Saadatdar Arani [1], Mehran Nosratollahi [2*], Amirhossein Adami Dehkordi [3], Alireza Ahangarani Farahani [3]

[1] Ph.D. Student, Faculty of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
[2] Associate Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran
[3] Assistant Professor, Faculty of Aerospace Engineering, Malek-e-Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

HIGHLIGHTS

- Designing and proposing two space simulator flying platform designs with four and three cold gas thrusters.
- Dynamic model extraction and Attitude control design for each model using PD controller.
- Comparison of two model with criteria of weight, cost, accuracy and control effort.

GRAPHICAL ABSTRACT

ARTICLE INFO

Article history:
Article Type: Research paper
Received: 14 January 2024
Received in revised form: 6 February 2024
Accepted: 17 March 2024
Available online: 18 June 2024
*Correspondence:
nosratolahi@mut.ac.ir
How to cite this article:
S.S. Arani., M. Nosratollahi., A.A. Dehkordi., A.A. Farahani. Designing and comparing the configuration of two space system flying simulators with cold gas thrusters. Journal of Aerospace Mechanics. 2024; 20(2): 55-67.

Keywords:
Spacecraft simulator
Space maneuver
Cold gas thrusters
Attitude control
PD controller

ABSTRACT

In the design of aerospace systems, certain requirements such as efficiency, weight, and cost are highly significant. This article presents the design and configuration of two flying platforms for simulation of space systems, using cold gas thrusters for in-space maneuvering, in SolidWorks software. In the first drone, three cold gas thrusters are mounted at the end of three arms, each installed with a 120-degree angle difference. The second platform design features four thrusters, and the angle difference between the arms where the nozzles are installed is 90 degrees. After extracting the dynamic model and analyzing the two systems, a PD controller with optimal coefficients was designed and simulated using the genetic algorithm optimization method to control their status. The simulation and data analysis results reveal that the platform with four cold gas thrusters performs better in accuracy and control effort, while the other with three thrusters performs better in weight and cost. By comparing and analyzing the results, the user and designer can make the appropriate choice for the intended operation.

This is an open-access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution Non-Commercial (CC BY-NC) license.

Publisher: Imam Hossein University © Authors

مکانیک هوافضا/ سال ۱۴۰۳/ دوره ۲۰/ شماره ۲/ صفحه ۵۵-۶۷

نشریه علمی مکانیک هوافضا

DOR: 20.1001.1.26455323.1403.20.2.5.9

طراحی و مقایسه دو پیکربندی پرنده شبیه‌ساز سامانه فضایی با عملگرهای گاز سرد

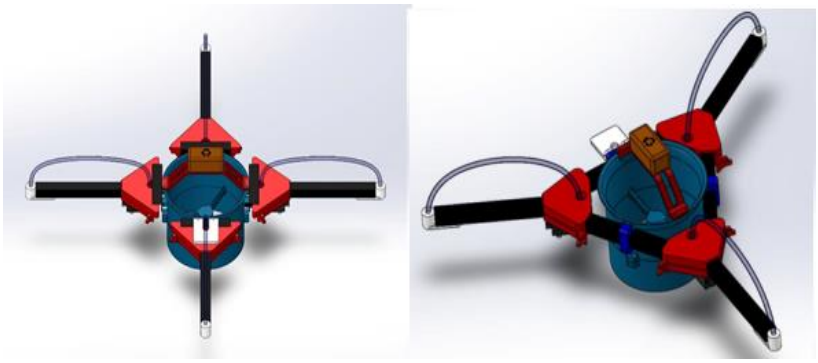
سیدعلی سعادتدار آرانی[۱]، مهران نصرت الهی[۲*]، امیرحسین آدمی دهکردی[۳]، علیرضا آهنگرانی فراهانی[۳]

[۱] دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

[۲] دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

[۳] استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

چکیده گرافیکی



برجسته‌ها

- طراحی و تحلیل دو طرح شبیه‌ساز سامانه فضایی با چهار و سه پیشران گاز سرد.
- استخراج مدل دینامیکی و طراحی کنترل وضعیت برای هر یک از نمونه‌ها با استفاده از کنترل‌کننده PD
- مقایسه دو طرح با معیارهای وزن، هزینه، دقت و تلاش کنترلی.

چکیده

در طراحی سیستم‌های هوافضایی برخی از الزامات همچون کارایی، وزن و هزینه بسیار حائز اهمیت است. در این مقاله، دو پلتفرم پرنده شبیه‌ساز سامانه فضایی با عملگرهای گاز سرد برای استفاده در سیستم مانور فضایی در نرم‌افزار SolidWorks به‌منظور تست‌های آزمایشگاهی طراحی و پیکربندی‌شده است. در طرح اول، از سه پیشران گاز سرد استفاده‌شده که در انتهای سه بازو نصب‌شده‌اند و هر یک از بازوها با اختلاف زاویه ۱۲۰ درجه قرار دارند. نمونه طراحی‌شده دوم دارای چهار پیشران بوده که اختلاف زاویه بین بازوهای محل نصب نازل‌ها ۹۰ درجه است. در ادامه برای بررسی و تحلیل دو سیستم بعد از استخراج مدل دینامیکی، برای کنترل وضعیت آن‌ها کنترل‌کننده PD استفاده‌شده است. در اینجا ضرایب مطلوب کنترل‌کننده با استفاده از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک استخراج گردیده‌اند. نتایج شبیه‌سازی و تحلیل داده‌ها بیانگر این است که در دقت و مصرف انرژی، پرنده با چهار پیشران گاز سرد عملکرد بهتری را نشان می‌دهد درحالی‌که در وزن و هزینه، پرنده با سه پیشران گاز سرد نتیجه بهتری دارد. با توجه به مقایسه و تحلیل صورت گرفته در این مقاله، کاربر و طراح می‌تواند انتخاب مناسب را برای عملیات موردنظر داشته باشد.

مشخصات مقاله

تاریخچه مقاله:

نوع مقاله: علمی پژوهشی

دریافت: ۱۴۰۲/۱۰/۲۴

بازنگری: ۱۴۰۲/۱۱/۱۷

پذیرش: ۱۴۰۲/۱۲/۲۷

ارائه برخط: ۱۴۰۳/۰۳/۲۹

*نویسنده مسئول:

nosratolahi@mut.ac.ir

کلیدواژه‌ها:

شبیه‌ساز سامانه فضایی

مانور فضایی

پیشران گاز سرد

کنترل وضعیت

کنترل‌کننده PD

* این مقاله یک مقاله با دسترسی آزاد است که تحت شرایط و ضوابط مجوز Creative Commons Attribution Non-Commercial (CC BY-NC) توزیع‌شده است.

© نویسندگان

ناشر: دانشگاه جامع امام حسین(ع)

۱- مقدمه

با توجه به ویژگی‌های محیط فضا، یکی از چالش‌های اصلی در سیستم‌های فضایی همچون ماهواره‌ها، پلتفرم‌های مانور مداری، فضاپیماها و ماه‌نشین‌ها، روش و ابزارهای کنترل وضعیت آن‌ها است [۱-۳]. یکی از ابزارهای قدرتمند و پرکاربرد برای کنترل وضعیت سیستم‌های فضایی استفاده از پیشران‌های گاز سرد است [۴]. می‌توان نشان داد که عملگرهای پیشران گاز سرد دارای قابلیت اطمینان بالا، هزینه پایین، پیچیدگی کم، مصرف انرژی پایین و سرعت‌بالا هستند [۵]. در کنار مزایای ذکرشده، چالش این عملگرها، نوع روشن-خاموش آن‌ها بوده که با توجه به تولید گشتاورهای زیاد، سریع و گسسته، فرآیند کنترل را تا حدودی دشوار می‌نماید. در این سیستم‌ها، رانش با بیرون راندن یک گاز (که احتمالاً برای افزایش عملکرد به مقدار کمی گرم شده است) از طریق نازل ایجاد می‌شود. این رانشگرهای گاز سرد با بیرون راندن گاز پرفشار، قابلیت دوران حول محورهای سیستم برای رسیدن به یک وضعیت مطلوب را می‌دهند[۶ و ۷]. با توجه به ماهیت عملگرهای روشن-خاموش، معمولاً برای کنترل پیشران گاز سرد از استراتژی کنترل بنگ-بنگ استفاده می‌شود [۸]. برای پیاده‌سازی این نوع رویکرد کنترلی باید شیر برقی پیشران را با تکنیک مدولاسیون عرض پالس کنترل نمود [۹]. مدولاسیون پهنای پالس، روشی برای تنظیم میزان روشن و خاموش بودن است در این روش با تغییردادن زمان قطع و وصل شدن منبع توان به بار در هر سیکل، می‌توان زمان روشن و خاموش بودن آن را کنترل نمود [۱۰]. پرنده‌های با پیشران گاز سرد می‌توانند برای استفاده در سیستم‌های فضایی همچون ماه‌نشین‌ها و کاوشگرها و همچنین برای مانور فضایی بسیار مفید باشند. در این پلتفرم‌ها می‌توان انواع روش‌های کنترل وضعیت را پیاده‌سازی و تست نمود و نتایج را برای اطمینان استفاده در سیستم فضایی بررسی کرد [۱۱].

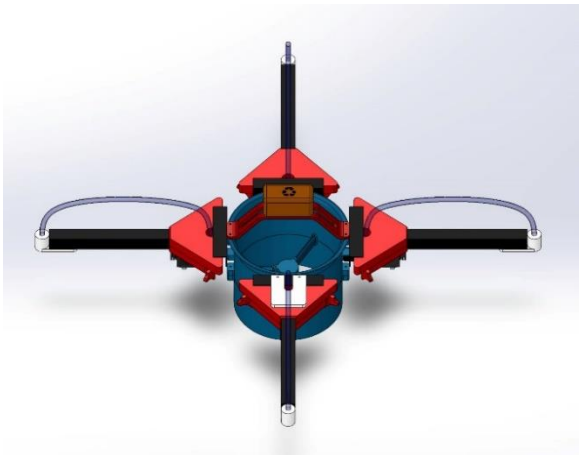
در این مقاله، دو پلتفرم پرنده با پیشران گاز سرد به‌عنوان ایده جدید و خلاقانه برای استفاده در شبیه‌سازی و تست آزمایشگاهی شش درجه آزادی مانورهای فضایی طراحی و مقایسه شده است. در اینجا، پرنده اول دارای سه پیشران گاز سرد بوده که در انتهای سه بازو با اختلاف زاویه ۱۲۰ درجه نصب‌شده‌اند. پرنده دوم دارای چهار پیشران گاز سرد بوده که این نازل‌ها در انتهای چهار بازو به‌صورت بعلاوه نصب گردیده‌اند. با توجه به اینکه این پیشران‌ها به‌صورت روشن خاموش بوده از آن‌ها برای کنترل وضعیت دو زاویه غلت و فراز استفاده می‌شود و همچنین از دو موتور داکتدفن که در مرکز پرنده‌ها قرار دارند برای غلبه بر نیروی برا (برای تست آزمایشگاهی) و کنترل زاویه سمت بهره می‌برد. با توجه به حساسیت پیشران‌های گاز سرد، در ادامه مدل دینامیک هر یک از این دو پرنده برای دو زاویه غلت و فراز استخراج‌شده و برای هر یک از آن‌ها کنترل‌کننده PD طراحی‌شده است. ضرایب کنترل‌کننده برای هر یک از طرح‌ها با استفاده از الگوریتم ژنتیک استخراج‌شده است. سپس با شبیه‌سازی‌های انجام‌شده، دقت کنترل وضعیت در دو زاویه غلت و فراز هر یک از آن‌ها تحلیل‌شده است. در انتها با توجه به معیارهایی همچون وزن، هزینه، مصرف انرژی و دقت کنترل وضعیت، تحلیل و مقایسه بین هر یک از طرح‌ها صورت گرفته است. با مقایسه بین این دو پرنده پیشنهادشده، کاربر می‌تواند با توجه شرایط کاری و محیطی انتخاب مناسب را داشته باشد. ساختار مقاله به این صورت است که ابتدا طرح‌های پیشنهادی توسعه داده‌شده و مشخصات فیزیکی هر یک از طرح‌ها بیان می‌گردد. بخش سوم دینامیک پیکربندی دو پلتفرم شبیه‌ساز فضایی ارائه‌شده و همچنین دینامیک پیشران‌های گاز سرد به‌طور کامل توضیح داده خواهد شد. بخش چهارم به طراحی کنترل‌کننده، چالش‌های طراحی و اثبات پایداری آن پرداخته خواهد شد. در بخش پنجم شبیه‌سازی برای دو مسئله رگولاسیون و ردیابی انجام‌شده و با تحلیل نتایج مقایسه بین دو طرح پیشنهادی ارائه خواهد شد.

۲- ارائه طرح پلتفرم‌های پرنده پیشنهادی

برای شبیه‌سازی سیستم مانور فضایی دو طرح پیشنهادشده است که هر یک از طرح‌ها مزایا و معایبی دارند.

۲-۱- پرنده با چهار پیشران گاز سرد

در ابتدا پیکربندی پرنده با چهار پیشران گاز سرد ارائه و بررسی خواهد شد. شماتیکی از این طرح در شکل **۱** مشاهده می‌شود.



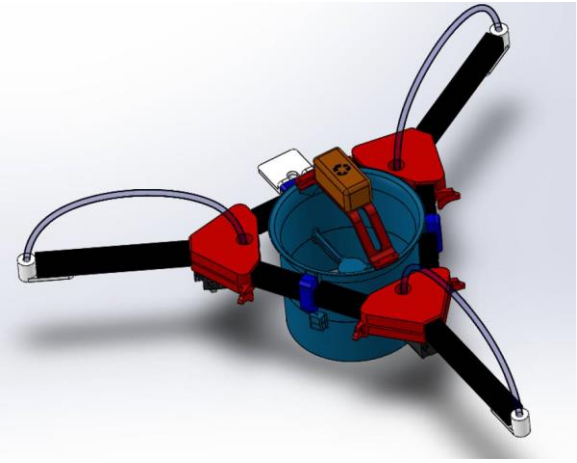
شکل (۱): پیکربندی پرنده با چهار پیشران گاز سرد.

در طراحی این پلتفرم از چهار پیشران گاز سرد استفاده‌شده است که شیر برقی مربوط به آن‌ها در ابتدای چهار بازو متصل به بدنه اصلی پرنده و نازل‌ها در انتهای بازوها قرارگرفته‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود بازوهای این پرنده به‌صورت بعلاوه و با اختلاف زاویه ۹۰ درجه نسبت به یکدیگر نصب‌شده‌اند. استفاده از چهار پیشران برای کنترل وضعیت دو زاویه غلت و فراز، فرآیند کنترلی را تا ساده‌تر می‌کند در این پیکربندی می‌توان از دو عملگر که در یک راستا قرارگرفته‌اند و گشتاور مخالف یکدیگر تولید می‌کنند برای کنترل زاویه غلت و از دو پیشران دیگر برای کنترل زاویه فراز استفاده نمود؛ بنابراین، در این طراحی می‌توان فرآیند کنترل دو زاویه را به‌صورت مستقل از یکدیگر انجام داد. با توجه به طراحی انجام‌شده مشخصات جرمی و حجمی این پرنده از نرم‌افزار SolidWorks استخراج‌شده که در جدول **۱** ارائه‌شده است. در جدول **۱** وزن سیستم پیشران با در نظر گرفتن شیربرقی‌ها، نازل‌ها، تأمین‌کننده هوای فشرده و شلنگ‌ها است.

۲-۲- پرنده با سه پیشران گاز سرد

شماتیک طراحی‌شده در نرم‌افزار SolidWorks برای پرنده با سه پیشران کنترلی در شکل **۲** آورده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، در ساختار این پلتفرم از سه پیشران گاز سرد استفاده‌شده است که گشتاورهای مخالف ایجاد می‌کنند. باید توجه نمود که این سه پیشران در انتهای سه بازو با اختلاف زاویه ۱۲۰ درجه نصب‌شده‌اند. با توجه به وجود سه پیشران با اختلاف زاویه ۱۲۰ درجه برای کنترل دو زاویه غلت و فراز، طراح با یک سیستم بالای تحریک (Over Actuated) روبرو است. از طرفی نوع قرارگیری پیشران‌ها به صورتی است که برای کنترل هریک از دو زاویه نیاز به ترکیب هر سه پیشران است که همین موضوع فرآیند کنترلی را بسیار دشوار می‌کند و برخلاف پیکربندی قبلی نمی‌توان زوایا را به‌صورت مستقل از یکدیگر کنترل نمود و در فرآیند کنترل، کوپلینگ بسیار بالایی وجود دارد. مشخصات جرمی این طراحی در جدول **۲** آورده شده است.



شکل (۲): پیکربندی پرنده با سه پیشران گاز سرد.

جدول (۱): پارامترهای فنی و جرمی پرنده با چهار پیشران.

پارامتر	واحد	مقدار
وزن کل	(g)	۱۵۴۷
وزن سازه	(g)	۷۴۷
وزن باتری و سیستم الکتریکی	(g)	۳۰۰
وزن سیستم پیشران	(g)	۵۰۰
ممان اینرسی	(kgm^2)	$I = \begin{bmatrix} 0.0267 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0349 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0267 \end{bmatrix}$
طول بازوها	(cm)	۲۰
شعاع بازوها	(cm)	۲
قطر بخش مرکزی	(cm)	۱۵

مشخصات جرمی این پرنده نشان می‌دهد که وزن طرح با سه پیشران نسبت به پیکربندی چهار پیشران حدود ۲۰۰ گرم

کمتر است. با توجه به اینکه در جدول **۲** به‌صورت حدودی وزن سازه و تجهیزات پرنده آورده شده است و در پرنده با چهار پیشران تجهیزات جانبی بیشتری دارد، بنابراین اختلاف وزن پرنده‌ها بسیار بیشتر از اختلاف فعلی خواهد بود.

۳- مدل‌سازی دینامیکی پلتفرم‌های پرنده

معادلات ساده‌شده از مدل دینامیکی برای وضعیت سیستم در دستگاه بدنی را می‌توان به فرم زیر نوشت [۱۲]:

$$M = J\dot{\omega} + \omega \times J\omega \qquad (۱)$$

که در این معادله:

$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} \;\&\; J = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yx} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

در این معادلات، ω سرعت زاویه‌ای سیستم نسبت به چارچوب بدنی، J ماتریس اینرسی و M نشان‌دهنده گشتاور کنترلی برای کنترل وضعیت سیستم است. با ساده‌نویسی و در نظر گرفتن برخی از فرضیات می‌توان معادله (۱) را به فرم زیر نوشت [۱۳]:

$$\begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yx} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yx} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \qquad (۲)$$

در ادامه با توجه به مشخصات فیزیکی پرنده‌ها، معادلات دینامیکی هر یک از آن‌ها بسط داده می‌شود.

۳-۱- معادلات دینامیکی پرنده با چهار پیشران

در شکل **۳** دستگاه متصل شده بدنی برای سیستم با چهار پیشران آورده شده است.

در اینجا فرض می‌شود که نازل‌ها و شیرهای الکتریکی بدون هیچ خطایی نصب‌شده‌اند. از طرفی فرض می‌شود که نازل ۱ و ۳ برای کنترل زاویه فراز که نازل ۱ برای ایجاد زاویه مثبت و نازل ۳ برای ایجاد زاویه منفی مؤثر است. همچنین نازل‌های ۲ و ۴ برای کنترل زاویه غلت در نظر گرفته‌شده است که نازل ۲ برای ایجاد زاویه مثبت و نازل ۴ برای ایجاد زاویه غلت منفی پیش‌بینی‌شده است؛ بنابراین، گشتاور کنترلی را می‌توان به فرم زیر نوشت:

$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_2 l - f_4 l \\ f_1 l - f_3 l \\ 0 \end{bmatrix} \Rightarrow$$

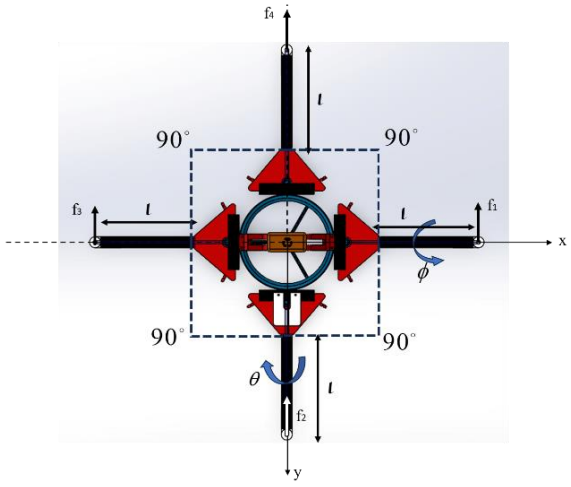
$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & l & 0 & -l \\ l & 0 & -l & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} \Rightarrow \qquad (۳)$$

$$M = B_{4T} F$$

در معادله بالا l طول بازوهای مکانیکی است و همچنین $f_i (i = 1,2,3,4)$ نیروی تولیدشده توسط نازل‌ها است.

جدول (۲): پارامترهای فنی و جرمی پرنده با سه پیشران.

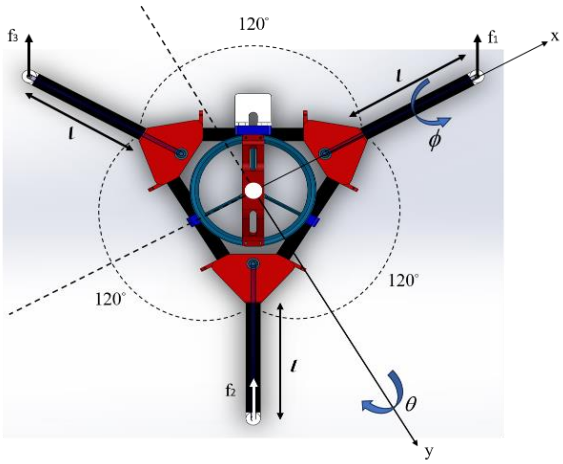
پارامتر	واحد	مقدار
وزن کل	(g)	۱۳۱۸
وزن سازه	(g)	۶۸۸
وزن باتری و سیستم الکتریکی	(g)	۲۵۰
وزن سیستم پیشران	(g)	۳۸۰
ممان اینرسی	(kgm^2)	$I = \begin{bmatrix} 0.0211 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0283 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0207 \end{bmatrix}$
طول بازوها	(cm)	۲۰
شعاع بازوها	(cm)	۲
قطر بخش مرکزی	(cm)	۱۵



شکل (۳): مشخصات دستگاه بدنی سیستم با چهار پیشران.

۳-۱- معادلات دینامیکی پرنده با سه پیشران

در شکل **۴** چگونگی پیکربندی و نوع قرارگیری نازل‌ها و همچنین دستگاه بدنی برای سیستم با سه پیشران، به‌صورت شماتیک مشاهده می‌شود.



شکل (۴): شماتیک دستگاه بدنی متصل به سیستم.

همان‌طور که در شکل فوق مشخص است، نیروهای f_2 و f_3 برای ایجاد گشتاور حول محور x و نیروهای f_1، f_2 و f_3 برای ایجاد گشتاور حول محور y مؤثر هستند. از طرفی با توجه به نوع قرارگیری و اتصال رانشگرها که به‌صورت کاملاً عمود بر بازوها نصب‌شده‌اند، این نیروها برای کنترل زاویه سمت کاربرد ندارند. بنابراین، می‌توان معادلات گشتاور را برای سیستم با پیکربندی شکل **۴** به‌صورت زیر نوشت:

$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_3 l \cos 30^\circ - f_2 l \cos 30^\circ \\ f_1 l - f_3 l \sin 30^\circ - f_2 l \sin 30^\circ \\ 0 \end{bmatrix} \quad (۴)$$

با بازنویسی معادلات بالا می‌توان نوشت:

$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & l\cos 30^\circ & -l\cos 30^\circ \\ l & -l\sin 30^\circ & -l\sin 30^\circ \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} \quad (۵)$$

$$\Longrightarrow M = B_{3T} F$$

همان‌طور که معادله (۴) نشان می‌دهد، طراحی کنترل برای این سیستم بسیار دشوارتر است؛ زیرا نوع نصب بازوها و نیروها و گشتاورهای تولیدشده باعث کوپلینگ بسیار زیاد در معادلات غلت و فراز می‌شود.

از طرف دیگر در این معادلات، برای شیر برقی مدل دینامیکی درجه اول با یک تأخیر در نظر گرفته می‌شود [۱۴].

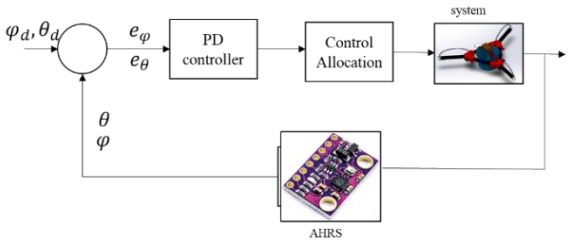
$$G(s) = \frac{e^{-s\tau_d}}{1+\tau s} \quad (۶)$$

۴- طراحی کنترل‌کننده

در این نوع از پلتفرم‌ها، طراحی کنترل‌کننده با دو چالش روبروست:

- برخلاف پرنده‌های مولتی روتور معمول که از موتور الکتریکی استفاده می‌کنند و با تنظیم دور موتورها گشتاور حول هر محور قابل تنظیم است، گشتاور تولیدی در اینجا گسسته بوده و تنها یک مقدار مشخص دارد.
- در پرنده‌های با موتور الکتریکی با تغییر جهت دور موتور می‌توان جهت گشتاور اعمالی را تغییر داد ولی در اینجا هر نازل فقط در یک راستا نیرو تولید می‌نماید.

بلوک دیاگرام سیستم کنترل در شکل **۵** مشاهده می‌شود.



شکل (۵): بلوک دیاگرام طراحی کنترل‌کننده.

با توجه به شرایط بیان‌شده در ادامه فرآیند طراحی کنترل‌کننده توضیح داده خواهد شد.

۴-۱- تخصیص کنترل

در این بخش، طراحی تخصیص کنترلی پیشنهادی برای اجرا ارائه‌شده است. وظیفه اصلی روش تخصیص رانشگرهای کنترلی، انتخاب رانشگرهای خاص و محاسبه فواصل روشن بودن آن‌ها برای دستیابی به نیرو و گشتاور کنترلی موردنظر است. مسئله تخصیص کنترلی عبارت است از حل مجموعه‌ای از معادلات که تعداد مجهولات آن‌ها بیشتر از تعداد معادلات است. ازآنجایی‌که چنین سیستمی پاسخ‌های بی‌شماری دارد، مشکل تخصیص کنترلی، یافتن حداقل یک پاسخ است که محدودیت ورودی کنترل و معیار بهینه‌سازی را برآورده کند. با توجه به اینکه سطر سوم ماتریس (۳) و (۶) صفر است، معادله را می‌توان به‌صورت زیر بازنویسی کرد:

$$M_{4T} = \begin{bmatrix} 0 & l & 0 & -l \\ l & 0 & -l & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} \Rightarrow M = B_{4T}F \quad (۷)$$

$$M_{3T} = \begin{bmatrix} 0 & l\cos 30^\circ & -l\cos 30^\circ \\ l & -l\sin 30^\circ & -l\sin 30^\circ \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} \Rightarrow M = B_{3T}F$$

بنابراین، B یک ماتریس غیر مربعی است. برای یافتن بردار عملگر ورودی موردنظر F، شبه معکوس مور-پنروز، همان‌طور که در [۱۵] بیان‌شده است، قابل‌استفاده است. بردار F را می‌توان به‌صورت زیر محاسبه کرد:

$$F = B^{\text{III}}M \quad (۸)$$

که در این معادله، B^{III} به‌صورت زیر نوشته می‌شود:

$$B^{\text{III}} = B^T(BB^T)^{-1} \quad (۹)$$

شبه معکوس ماتریس B و راه‌حل به‌دست‌آمده به‌صورت محلی عناصر F را به حداقل می‌رساند [۱۶].

۴-۲- کنترل‌کننده PD

روش‌های مختلفی برای کنترل انواع پرنده‌ها ارائه‌شده است. ولی یکی از بهینه‌ترین و مناسب‌ترین روش‌های کنترلی، کنترل‌کننده تناسبی-مشتقی است که در اینجا از آن استفاده‌شده است [۱۷].

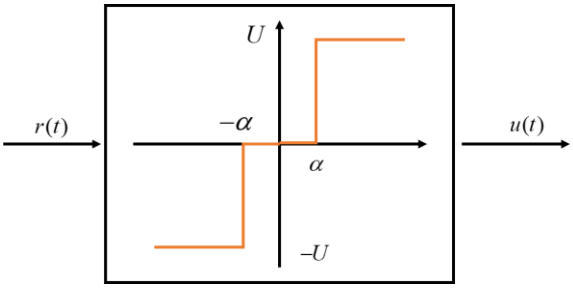
$$u_\emptyset = K_{p\emptyset}e_\emptyset + K_{d\emptyset}\dot{e}_\emptyset$$
$$u_\theta = K_{p\theta}e_\theta + K_{d\theta}\dot{e}_\theta \quad (۱۰)$$

در این مقاله، برای ایجاد شرایط یکسان برای مقایسه دو سیستم، ضرایب کنترلی با استفاده از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک استخراج می‌شود. الگوریتم ژنتیک یک روش نرم‌افزاری است که از فرآیند تکامل ژنتیکی به‌عنوان یک الگوی حل مسئله استفاده می‌کند. مسئله بهینه‌سازی شامل متغیرها، قیود و تابع معیار است که فرآیند انتخاب متغیرهای بهینه از طریق ارزیابی تابع معیار به کمک الگوهای انتخاب تصادفی پیش می‌رود.

اما ازآنجایی‌که منطق حاکم بر الگوریتم ژنتیک، استفاده از الگوهای تصادفی است، در هر بار اجرا، محاسبه نقطه بهینه به‌صورت دقیق امکان‌پذیر نیست. همچنین استفاده از این روش به تنظیماتی ازجمله تعداد جمعیت، نوع ترکیب ژنتیکی، نوع جهش و روش انتخاب وابسته است که نیازمند تجربه کاربر بوده و ممکن است حل مسئله را با مشکل مواجه سازد.

۴-۳- کنترل بنگ-بنگ

یکی از روش‌های ساده در طراحی کنترل‌کننده برای رانشگرها، کنترلر بنگ-بنگ است [۱۸]. در کنترل بنگ-بنگ، یک سیگنال پیوسته به سیگنال روشن-خاموش تبدیل می‌شود. این روش به این صورت عمل می‌کند که اگر کنترل‌کننده دارای مقدار غیر صفر باشد، کنترل‌کننده روشن و اگر مقدار آن صفر باشد، کنترل‌کننده خاموش می‌شود. سه نوع اصلی از این روش کنترلی وجود دارد: کنترل‌کننده بنگ-بنگ ساده، کنترل‌کننده بنگ-بنگ با منطقه مرده و کنترل‌کننده بنگ-بنگ با زمان بهینه‌شده. معمولاً برای جلوگیری از فعالیت غیرضروری کنترل‌کننده به دلیل وجود عواملی مانند اغتشاش و نویز و همچنین فعالیت کمتر رانشگرها، منطقه مرده به کنترل‌کننده بنگ-بنگ اضافه می‌شود [۱۹]. شماتیک این روش کنترل در شکل ۶ نشان داده‌شده است.



شکل (۶): نمودار کنترل بنگ-بنگ با ناحیه مرده.

رابطه ریاضی کنترل‌کننده بنگ-بنگ با ناحیه مرده به‌صورت زیر نوشته می‌شود [۲۰]:

$$u(t) = \begin{cases} U\text{sign}(r(t)) & |r(t)| \geq \alpha \\ 0 & |r(t)| < \alpha \end{cases} \quad (۱۱)$$

فعالیت رانشگر، دقت سیستم، ردیابی و حساسیت نویز به‌طور مستقیم به مقدار منطقه مرده بستگی دارد. به‌طوری‌که ناحیه مرده بزرگ منجر به کاهش دقت سیستم و افزایش خطای مداوم می‌شود و سیستم را به سمت ناپایداری سوق می‌دهد؛ اما از طرفی افزایش ناحیه مرده، مقاومت سیستم در برابر نویز را افزایش داده، فعالیت رانشگر را کاهش داده و درنتیجه در مصرف سوخت صرفه‌جویی می‌شود [۲۱].

در این مقاله از تکنیک مدولاسیون پالس برای زمان فعال‌سازی رانشگرها استفاده‌شده است. با این روش، میانگین کل گشتاور اعمال‌شده توسط رانشگرها نزدیک به حداکثر گشتاور کنترلی محاسبه‌شده در کنترل بنگ-بنگ است. در مدولاسیون عرض پالس، زمان فعالیت رانشگر با خطا افزایش یا کاهش می‌یابد. هر چه خطا بیشتر باشد، رانشگر هدف مدت بیشتری روشن است. در اینجا اگر زمان روشن شدن محاسبه‌شده کمتر از زمان نمونه‌برداری یا تأخیر پیشرانه‌ها باشد، زمان فعالیت رانشگر صفر در نظر گرفته می‌شود. اگر زمان محاسبه‌شده بیشتر از زمان چرخه باشد، رانشگر برای کل زمان چرخه روشن است.

۴-۴- اثبات پایداری

در این زیر بخش پایداری حلقه بسته سیستم با خطی‌سازی آن حول نقطه تعادل و همچنین با توجه به کنترل‌کننده طراحی‌شده اثبات می‌شود.

با توجه به اینکه در این سیستم ممان‌های ضربی مقادیر نزدیک به صفر دارند و با توجه به رابطه (۱)، می‌توان برای کانال‌های غلت و فراز نوشت:

$$M_{\emptyset} = I_{xx}\ddot{\emptyset} \\ M_{\theta} = I_{yy}\ddot{\theta} \quad (۱۲)$$

درنتیجه تابع تبدیل برای دو کانال غلت و فراز عبارت است از:

$$G_{\emptyset}(s) = \frac{1}{I_{xx}s^2} \\ G_{\theta}(s) = \frac{1}{I_{yy}s^2} \quad (۱۳)$$

از طرفی با فرض طراحی کنترل‌کننده PD، تابع تبدیل کنترل‌کننده عبارت است از:

$$C_{PD} = K_p + K_d s \quad (۱۴)$$

بنابراین، تابع تبدیل حلقه بسته برای دو کانال مذکور را می‌توان به‌صورت زیر نوشت:

$$T_{\emptyset}(s) = \frac{K_{p\emptyset} + K_{d\emptyset}s}{I_{xx}s^2 + K_{d\emptyset}s + K_{p\emptyset}} \\ T_{\theta}(s) = \frac{K_{p\theta} + K_{d\theta}s}{I_{yy}s^2 + K_{d\theta}s + K_{p\theta}} \quad (۱۵)$$

با توجه به تابع تبدیل خطی به‌دست‌آمده، معیار پایداری روث-هورویتز را می‌توان استفاده نمود. معیار پایداری روث-هورویتز داشتن یک شرط لازم و یک شرط کافی برای پایداری است. شرط لازم این است که ضرایب چندجمله‌ای مشخصه مثبت باشد. این بدان معناست که تمام ریشه‌های معادله مشخصه باید دارای بخش‌های واقعی منفی باشند؛ بنابراین:

$$I_{xx}, K_{d\emptyset}, K_{p\emptyset} > 0 \\ I_{yy}, K_{d\theta}, K_{p\theta} > 0 \quad (۱۶)$$

شرط کافی این است که تمام عناصر ستون اول آرایه جدول **۳** (جدول روث-هورویتز) علامت یکسانی داشته باشند. به این معنی که تمام عناصر ستون اول آرایه جدول باید مثبت یا منفی باشند.

جدول (۳): عناصر جدول روث-هورویتز.

s^2	$I_{xx}(I_{yy})$	$K_{p\emptyset}(K_{p\theta})$
s	$K_{d\emptyset}(K_{d\theta})$	0
s^0	$\frac{K_{p\emptyset}}{I_{xx}}\left(\frac{K_{p\theta}}{I_{yy}}\right)$	

درنتیجه اگر سطر سوم این جدول بزرگ‌تر از صفر باشد سیستم حتماً پایدار خواهد بود که در اینجا نیز از همان شرط اول این نتیجه حاصل می‌شد. به عبارتی اگر هر دو ضریب کنترل‌کننده بزرگ‌تر از صفر باشد، سیستم پایدار می‌شود ولی برای رسیدن به کارایی مناسب باید ضرایب تنظیم شوند.

۵- نتایج شبیه‌سازی

برای بررسی و ارزیابی سیستم‌های طراحی و پیشنهادشده، در این بخش در ابتدا با استفاده از نرم‌افزار MATLAB کنترل‌کننده‌های طراحی‌شده با سیستم شبیه‌سازی‌شده و نتایج با یکدیگر مقایسه می‌شوند. در ادامه، نتایج حاصل و همچنین سایر معیارها با یکدیگر مقایسه شده و نتیجه استخراج خواهد شد. در اینجا برای بررسی کارایی دقیق کنترل‌کننده طراحی‌شده برای پرنده، در شبیه‌سازی برای مسئله رگولاسیون (تنظیم حول صفر) و سپس مسئله ردیابی ارائه می‌شود. در ابتدا ضرایب کنترل‌کننده برای هر دو پرنده که با الگوریتم ژنتیک استخراج‌شده است. پارامترهای اولیه الگوریتم ژنتیک در جدول **۴** آورده شده است.

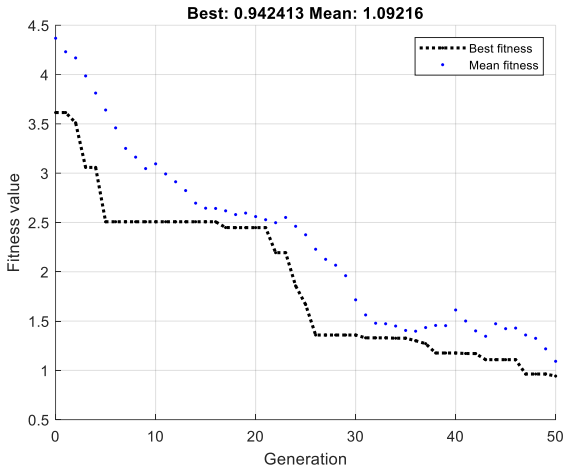
جدول (۴): پارامترهای تنظیمی الگوریتم ژنتیک.

تعداد جمعیت	تعداد نسل	احتمال جهش	نوع ترکیب ژنتیکی	روش انتخاب برگزیده
۵۰	۵۰	٪۴۰	دونقطه‌ای	Roulette

در این مقاله، تابع معیار بهینه‌سازی عبارت است از:

$$F_{obj} = \int_0^{20} T_s(|\emptyset_d - \emptyset_{sim}| + |\theta_d - \theta_{sim}|)\, dt \qquad (۱۷)$$

با استفاده از این تابع معیار، همگرایی الگوریتم ژنتیک در شکل **۷** مشاهده می‌شود.



شکل (۷): نمودار همگرایی الگوریتم ژنتیک.

نتایج حاصل از الگوریتم ژنتیک برای تنظیم ضرایب کنترلی در جدول **۵** آورده شده است.

جدول (۵): ضرایب کنترلی PD برای دو پلتفرم پرنده.

نام پرنده	$K_{p\emptyset}$	$K_{d\emptyset}$	$K_{p\theta}$	$K_{d\theta}$
چهار پیشران	۰/۰۵۷۸	۰/۰۱۹۳	۰/۰۹۱	۰/۰۳۶
سه پیشران	۰/۰۸۳	۰/۰۱۴۱	۰/۰۱۳	۰/۰۲۱

با توجه به ورودی و تابع معیار بهینه‌سازی رابطه (۱۷)، فرآیند استخراج ضرایب کنترل‌کننده به‌صورت یک شبه کد با استفاده از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک در جدول **۶** ارائه‌شده است. قابل‌ذکر است که در اینجا مراحل بیان‌شده و شبیه‌سازی الگوریتم ژنتیک با استفاده از نرم‌افزار MATLAB انجام‌شده است. همچنین فرآیند تا زمانی تکرار می‌شود که خروجی، معیارهای توقف را برآورده کند. در این مسئله بهینه‌سازی جمعیت اولیه ۵۰ نفر ایجادشده است. برای تعداد پارامترهای خروجی با تعداد کم، تعداد جمعیت کم کافی است. برای بهبود دقت، می‌توان تعداد بیشتری از جمعیت را انتخاب کرد اما زمان شبیه‌سازی را افزایش می‌یابد. در ادامه با توجه به ضرایب به‌دست‌آمده، شبیه‌سازی مسئله رگولاسیون و ردیابی برای هر دو پرنده انجام‌شده که در ادامه مشاهده می‌شود.

جدول (۶): شبه کد فرآیند استخراج ضرایب کنترل‌کننده با الگوریتم ژنتیک.

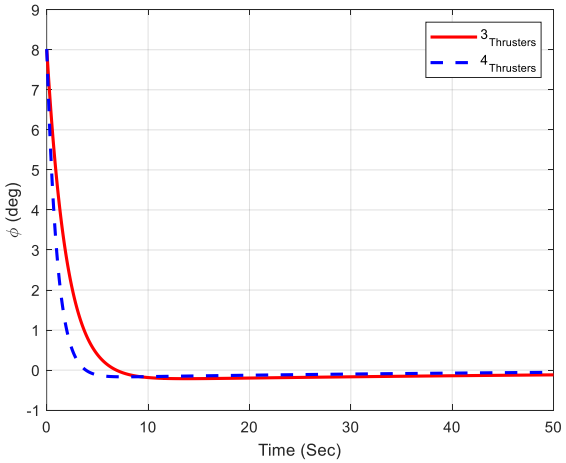
Evaluate Population	۱
For $N = 3$ to all numbers of k_p, k_d, and k_i. $k_{p\emptyset} = 0.003972$ $\quad k_{p\theta} = 0.006972$ $k_{d\emptyset} = 0.00185$ $\quad k_{d\theta} = 0.00385$	۲
evaluate $k_{p\emptyset}$ and $k_{d\emptyset}$($k_{p\theta}$ and $k_{d\theta}$) by Eq. 17 (Fitness Function).	۳
repeat GA:	۴
for each k_p, k_d, and k_i	۵
F_{obj}= evaluate k_p and k_d ($k_{p\theta}$ and $k_{d\theta}$) by Eq. 17.	۶
next i.	۷
select n parents (Crossover).	۸
create m parents and k offspring (Mutation).	۹
evaluate offsprings by Eq. 17.	۱۰
replacement	۱۱
until GA stopping criteria is fulfilled.	۱۲
end $N = 50$.	۱۳
End.	۱۴

۵-۱- شبیه‌سازی مسئله رگولاسیون

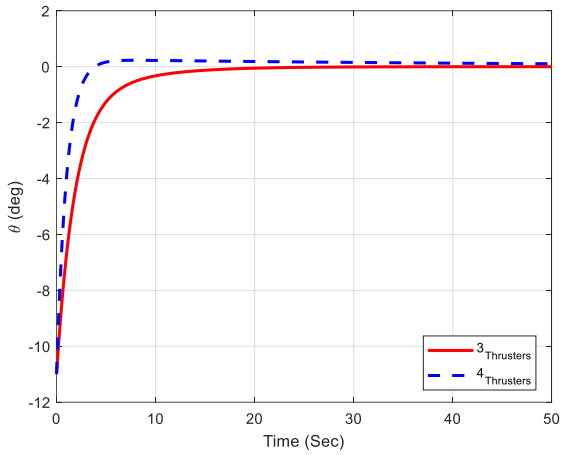
در این زیر بخش برای شبیه‌سازی دو پرنده مقادیر اولیه در نظر گرفته‌شده عبارت‌اند از:

$$\emptyset_0 = 8\ (\text{deg})$$
$$\theta_0 = -11(\text{deg}) \qquad (۱۸)$$

و هدف کنترلی رسیدن وضعیت پرنده به نقطه صفر درجه است. در شکل‌های **۸** و **۹** نمودارهای مربوط به زاویه غلت و فراز دو پرنده طراحی‌شده با کنترل‌کننده PD و ضرایب کنترلی جدول بالا آورده شده است.

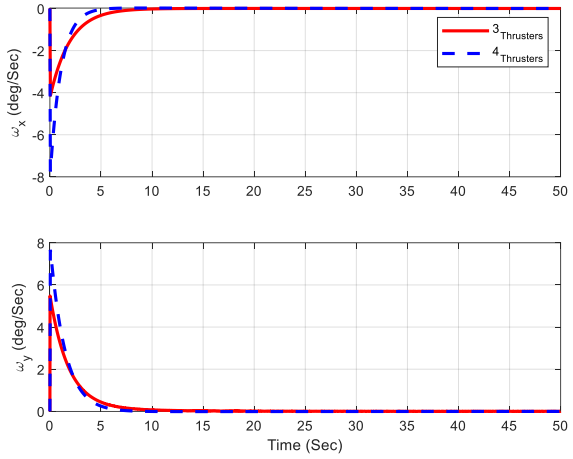


شکل (۸): نمودار زاویه غلت برای دو پرنده.



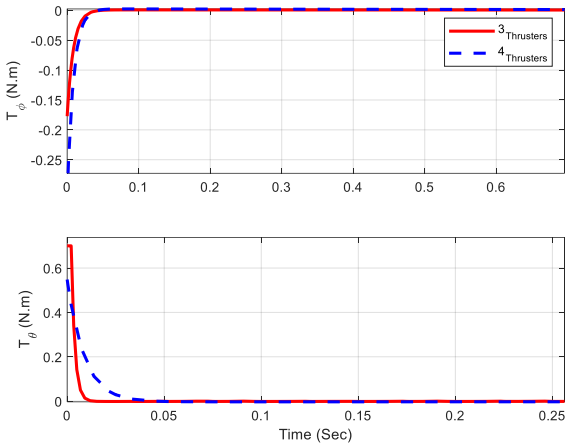
شکل (۹): نمودار زاویه فراز برای دو پرنده.

همان‌طور که نمودارهای شکل‌های فوق نشان می‌دهد، هر دو سیستم به مقادیر نهایی و مطلوب صفر رسیده‌اند ولی در پرنده با چهار پیشران سرعت کمی افزایش‌یافته است و سریع‌تر به مقدار مطلوب رسیده است. در ادامه در شکل **۱۰** نمودار سرعت هر یک از پرنده‌های پیشنهادی مشاهده می‌شود.



شکل (۱۰): نمودار سرعت زاویه‌ای حول محورهای x و y.

مطابق با شکل فوق می‌توان بیان کرد که حداکثر سرعت زاویه‌ای در سیستم چهار پیشران کمی بهتر است و علت آن به قابلیت تولید نیروی بیشتر با توجه به تعداد نازل‌های بیشتر در سیستم با چهار پیشران است. به همین دلیل با توجه به سرعت زاویه‌ای بالا در شکل‌های **۸** و **۹**، سرعت رسیدن به مقدار مطلوب در این سیستم بیشتر است. همچنین در شکل **۱۱** نمودار گشتاور کنترلی تولیدشده برای زمان‌های اولیه مشاهده می‌شود.



شکل (۱۱): گشتاورهای کنترلی حول محورهای x و y.

با توجه به اینکه گشتاورهای تولیدی از یک زمانی به بعد یکسان هستند، برای مشاهده تفاوت در گشتاورهای کنترلی، تنها نقاط اولیه آورده شده است. آنچه در شکل ۱۱ نشان می‌دهد برای کنترل زاویه غلت گشتاور تولیدی در پرنده با چهار پیشران بیشتر بوده ولی برای کنترل زاویه فراز این مقدار کمتر است.

۵-۲- شبیه‌سازی مسئله ردیابی

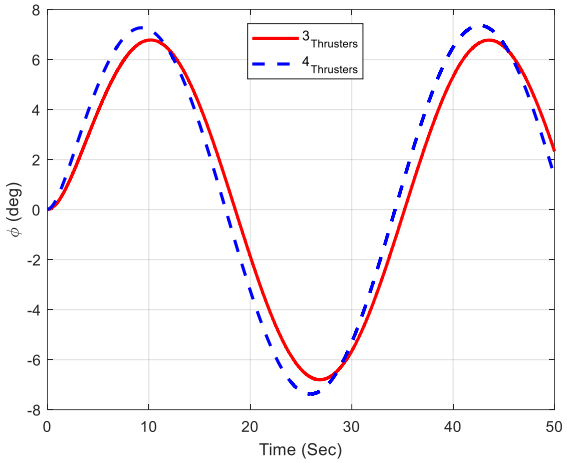
برای بررسی دقیق کارایی کنترل‌کننده طراحی‌شده، در این زیر بخش، مسئله ردیابی برای دو پرنده شبیه‌سازی‌شده و تحلیلی از نتایج ارائه می‌گردد. در اینجا شبیه‌سازی مسئله ردیابی با شرایط زیر انجام می‌گردد:

$$\phi_d(t) = 7\sin(2\pi \times 0.03t)$$
$$\theta_d(t) = 7\cos(2\pi \times 0.03t) \qquad (۱۹)$$

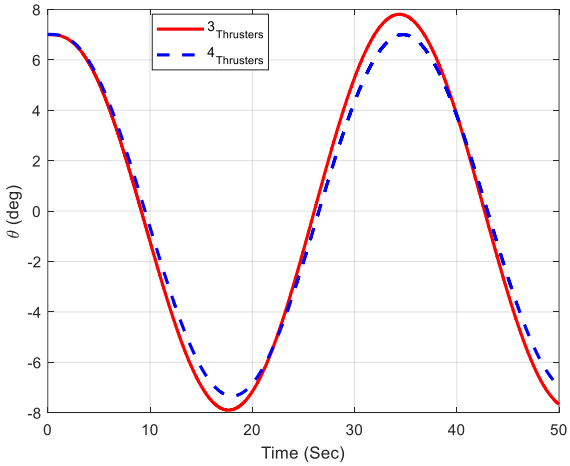
با توجه به این ورودی، در شکل‌های **۱۲** و **۱۳** نمودارهای زوایای غلت و فراز حلقه بسته با کنترل‌کننده PD برای دو پرنده مشاهده می‌شود.

همان‌طور که مشاهده می‌شود مسئله ردیابی با دقت مناسبی صورت گرفته است. ولی خطای ردیابی پرنده با سه رانشگر بیشتر از پرنده با چهار رانشگر است. همچنین در نمودار شکل **۱۴** می‌توان سرعت زاویه‌ای پرنده‌ها در حالت حلقه بسته را مشاهده نمود.

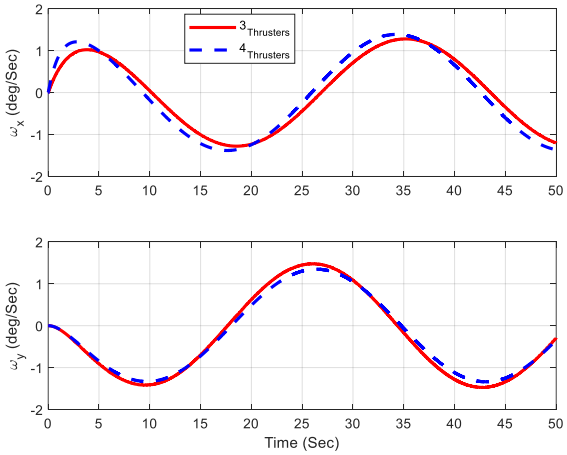
در ادامه در شکل **۱۵** نمودار گشتاور موردنیاز برای کنترل پرنده‌ها با توجه به کنترل‌کننده طراحی‌شده آورده شده است.



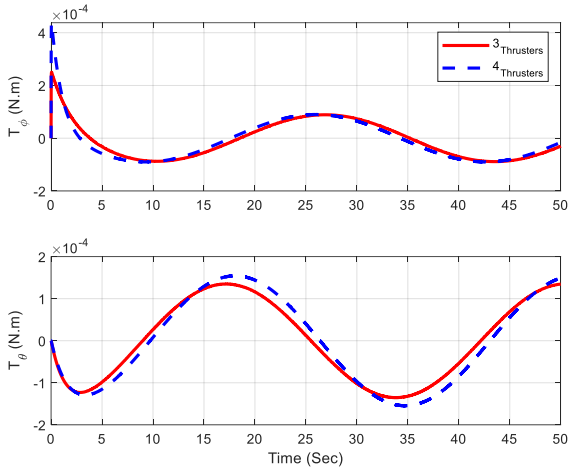
شکل (۱۲): نمودار زاویه غلت برای دو پرنده در مسئله ردیابی.



شکل (۱۳): نمودار زاویه فراز برای دو پرنده در مسئله ردیابی.



شکل (۱۴): نمودار سرعت زاویه‌ای برای دو پرنده.



شکل (۱۵): نمودار گشتاور کنترلی برای دو پرنده.

همان‌طور که در شکل بالا مشخص است، گشتاور کنترلی در پرنده با چهار پیشران با اختلاف خیلی اندکی بیشتر است.

در ادامه برای بررسی کارایی سیستم حلقه بسته دو معیار خطا و مصرف انرژی برای مسئله رگولاسیون و ردیابی در دو پرنده محاسبه و تحلیل خواهد شد.

یکی از معیارهای مهم در طراحی سیستم‌های هوافضایی، معیار خطاست، در اینجا معیار قدر مطلق زمانی خطای جمع‌شونده در نظر گرفته‌شده است [۲۲].

$$ITAE = \int T_s|e| \qquad (۲۰)$$

با استفاده از رابطه بیان‌شده، با این معیار خطای اندازه‌گیری شده برای هردو پلتفرم پرنده در زوایای غلت و فراز در جدول **۷** آورده شده است.

جدول (۷): معیار خطا برای زاویه غلت برای مسئله رگولاسیون و ردیابی

پلتفرم پرنده	$ITAE_\emptyset$		$ITAE_\theta$	
	رگولاسیون	ردیابی	رگولاسیون	ردیابی
چهار پیشران	۰/۴۷۴۱	۰/۷۸۳	۰/۲۹۱	۰/۴۹۳
سه پیشران	۰/۵۲۳۷	۰/۹۰۷	۰/۳۳۱	۰/۵۳۴

در انتها می‌توان بیان نمود که معیار خطای کنترل در زاویه غلت برای سیستم با چهار پیشران ۸ درصد بهتر از سیستم با سه پیشران است و برای زاویه فراز ۱۳ درصد است. در

سیستم‌های هوافضایی، با توجه به تأمین انرژی توسط باتری مصرف انرژی نیز از معیارهای اساسی بشمار می‌رود که طبق رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲۳].

$$W = \sum f \Delta x \qquad (۲۱)$$

محاسبه میزان مصرف انرژی در جدول **۸** آورده شده است. معیار مصرف انرژی حول محور x و y در سیستم با چهار پیشران حدود ۴ درصد بهتر است. درنتیجه می‌توان نتایج تحلیل با توجه به معیارهای بیان‌شده را در جدول **۹** مشاهده نمود. در جدول **۹** معیار بررسی سیستم با چهار پیشران بوده و نتایج با آن مقایسه شده است. این جدول نشان می‌دهد که بنا به راهبرد طراحی، اگر طراح دنبال کاهش دقت و مصرف انرژی بهتر است باید از سیستم با چهار پیشران گاز سرد استفاده کند و اگر وزن و هزینه دارای اهمیت است باید از پیشران با سه پیشران استفاده نماید. هرچند نتایج نشان می‌دهد که اختلاف آن‌ها بسیار نزدیک به یکدیگر است.

جدول (۸): معیار مصرف انرژی برای زاویه غلت و فراز.

	$w_\emptyset$		w_θ	
پلتفرم پرنده	**رگولاسیون**	**ردیابی**	**رگولاسیون**	**ردیابی**
چهار پیشران	3.19×10^{-4}	6.65×10^{-4}	7.89×10^{-4}	8.66×10^{-4}
سه پیشران	5.948×10^{-4}	7.95×10^{-4}	0.0014	15.019×10^{-4}

جدول (۹): مقایسه معیارهای ارزیابی دو پرنده پیشنهادی.

معیار	**وزن**	**هزینه**	**معیار دقت**	**مصرف انرژی**
اختلاف	٪۱۰	٪-۹	٪ ۱۰/۵	٪۴

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله دو پیکربندی برای پلتفرم پرنده شبیه‌ساز سامانه فضایی با پیشران گاز سرد برای تست‌های آزمایشگاهی ارائه و طراحی شد. پلتفرم پرنده با پیکربندی اول دارای سه پیشران گاز سرد و پرنده با پیکربندی دوم داری چهار پیشران گاز سرد است. سپس معادلات دینامیکی هر یک از آن‌ها مستقلاً استخراج شد و برای آن کنترل‌کننده طراحی گردید. نتایج حاصل از معیار دقت و مصرف انرژی هر یک استخراج گردید. درنهایت با توجه به معیارهایی همچون وزن، هزینه، دقت و مصرف انرژی مقایسه بین آن‌ها صورت گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که معیار دقت و مصرف انرژی در پرنده با چهار پیشران به ترتیب ۱۰ و ۴ درصد بهتر است ولی وزن و هزینه پرنده با چهار پیشران ۱۰ و ۹ درصد ضعیف‌تر از پرنده با سه پیشران گاز سرد است. به‌عنوان کارهای آینده، می‌توان به ارتقای سیستم کنترل وضعیت در سیستم سه پیشران که دقت را بتوان با الگوریتم‌های نرم‌افزاری بهتر نمود، اشاره کرد. همچنین پیشنهاد می‌شود بعد از ساخت، بستر تست نرم‌افزار در حلقه و سخت‌افزار در حلقه فراهم گردد.

۶- مراجع

[1] Du C, Zhu ZH, Kang J. Attitude control and stability analysis of electric sail. in IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2022: 58(6): 5560-5570. **DOI** https://doi.org/10.1109/TAES.2022.3175166.

[2] Gavrilina E, Veltishev V, Kropotov A. Attitude control system of a highly maneuverable hybrid ROV for ship-hull inspection. OCEANS 2021: San Diego – Porto, San Diego, CA, USA. 2021; 1-6. **DOI** https://doi.org/10.23919/OCEANS44145.2021.9705753.

[3] Naronglerdrit P, Parnichkun M. Attitude control of a satellite based on sliding mode control. 22nd International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS), Jeju, Korea, Republic of. 2022; 666-671. **DOI** https://doi.org/10.23919/ICCAS55662.2022.10003674.

[4] Mirshams M, Taei H, Ghobadi M, Haghi H. Spacecraft attitude dynamics simulator actuated by cold gas propulsion system. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2015; 229(8):1510-1530. **DOI** https://doi.org/10.1177/0954410014555167.

[5] Martínez JM, Lafleur T. On the selection of propellants for cold/warm gas propulsion systems. Acta Astronautica. 2023; 212: 54-69. **DOI** https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.07.031.

[6] Fatehi M, Nosratollahi M, Adami A, Arghand MR. Multidisciplinary design of space blowdown cold gas propulsion system without pressure regulator by genetic algorithms. Cumhuriyet Üniversitesi Fen Edebiyat Fakültesi Fen Bilimleri Dergisi. 2015; 36(3): 2363-2370.

[7] Wang Y, Long J, Wang T, Wang X, Liu X, Wang B. Identification modeling of micro thrust cold gas propulsion system. 41st Chinese Control Conference (CCC), Hefei, China. 2022; 1480-1485, **DOI** https://doi.org/10.23919/CCC55666.2022.9902465.

[8] Zhang X, Ling KV, Lu Z, Zhang X, Liao W, Lim WS. Piece-wise affine MPC-based attitude control for a CubeSat during orbital manoeuvre. Aerospace Science and Technology. 2021; 118. **DOI** https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106997.

[9] Lavezzi G, Stang NJ, Ciarcià M. START: A satellite Three axis rotation testbed. Micromachines (Basel). 2022; 13(2): 1-15. **DOI** https://doi.org/10.3390/mi13020165.

[10] Gillham M, Howells G. Attitude control of small probes for de-orbit, descent and surface impact on airless bodies using a single PWM thruster. 6th International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology (SMC-IT), Madrid, Spain. 2017; 50-55. **DOI** https://doi.org/10.1109/SMC-IT.2017.16.

[11] Barari A, Dion R, Jeffrey I, Ferguson P. Testing satellite control systems with drones. in IEEE Potentials. 2022; 41(1): 6-13. **DOI** https://doi.org/10.1109/MPOT.2021.3115728.

[12] Zhu C, Song Y. Backstepping Sliding mode control for quadrotor UAV based on adaptive observer. IEEE 13th International Conference on Electronics Information and Emergency Communication (ICEIEC), China. 2023; 207-212. **DOI** https://doi.org/10.1109/ICEIEC58029.2023.10200625.

[13] Adıgüzel F. A Lyapunov-based nonlinear discrete-time controller design for attitude tracking control of quadrotor unmanned aerial vehicles. 10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies (RAST), Istanbul, Turkiye. 2023; 1-5. **DOI** https://doi.org/10.1109/RAST57548.2023.10197929.

[14] Moghadaszadeh Bazaz S, Bohlouri V, Jalali Naini SH. Attitude control of rigid satellite with pulse-width pulse-frequency modulation using observer-based modified PID controller. Modares Mechanical Engineering. 2016; 16(8): 139-148. **DOR** http://dorl.net/dor/20.1001.1.10275940.1395.16.8.4.1 .

[15] Finnset R, Rao S, Antonsen J. Real time hardware-in-loop simulation of ESMO satellite attitude control system. Modeling, Identification and Control. 2006; 27(2). **DOI** https://doi.org/10.4173/mic.2006.2.4.

[16] Citraro E, Dély A, Merlini A, Andriulli FP. On a constrained pseudoinverse for the electromagnetic inverse source problem. IEEE International Symposium on Antennas and Propagation and USNC-URSI Radio Science Meeting (AP-S/URSI), Denver, CO, USA. 2022; 1942-1943. **DOI** https://doi.org/10.1109/AP-S/USNC-URSI47032.2022.9886331.

[17] Lv Z, Ning D, Liu P, Liao P. PD control with gravity compensation for 3-RPS parallel manipulator. IEEE 12th Data Driven Control and Learning Systems Conference (DDCLS), Xiangtan, China. 2023; 1744-1749. **DOI** https://doi.org/10.1109/DDCLS58216.2023.10167077.

[18] Chen X, Wang L, Liu Y, Wu Q. Bang-bang funnel control of three-phase full-bridge inverter under dual-buck scheme. in IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2023; 70(6): 5399-5409. **DOI** https://doi.org/10.1109/TIE.2022.3198247.

[19] Hayakawa S, Nakagawa T, Oya H, Hoshi Y. Synthesis of adaptive gain robust controllers for Polytopic uncertain systems with multiple unknown dead-zone inputs. IECON 2022– 48th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, Brussels, Belgium. 2022; 1-6. **DOI** https://doi.org/10.1109/IECON49645.2022.9969011.

[20] Shabara MA, Abdelkhalik O. Bang-bang control of spherical variable-shape buoy wave energy converters. 2022 American Control Conference (ACC), Atlanta, GA, USA. 2022; 3094-3099. **DOI** https://doi.org/10.23919/ACC53348.2022.9867800.

[21] Furumoto T, Fujiwara M, Makino Y, Shinoda H. Bang-bang control with constant thrust of a spherical blimp propelled by ultrasound beam. International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Philadelphia, USA. 2022; 4051-4057. **DOI** https://doi.org/10.1109/ICRA46639.2022.9812012.

[22] Mushar K, Hote YV, Pillai GN. New mixed model order reduction approach for linear system. IEEE International Conference on Signal Processing, Informatics, Communication and Energy Systems (SPICES), India. 2022; 343-348. **DOI** https://doi.org/10.1109/SPICES52834.2022.9774083.

[23] Vijayan P. Energy consumption prediction in low energy buildings using machine learning and artificial intelligence for energy efficiency. 8th International Youth Conference on Energy (IYCE), Hungary. 2022; 1-6. **DOI** https://doi.org/10.1109/IYCE54153.2022.9857548.