



Semnan University

Journal of Modeling in Engineering

Journal homepage: <https://modelling.semnan.ac.ir/>

ISSN: 2783-2538



Research Article

Design, Construction, Modeling and Estimation of the Second Stage Linear Model of Laboratory Drone with Cold Gas Thrusters Based on Genetic Algorithm

Seyyed Ali Saadatdar Arani ^a, Mehran Nosratollahi ^{b,*}, Alireza Ahangarani Farahani^c, Meysam Delalat^d

^a PhD Candidate, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology

^b Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology

^c Assistant Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology

^d PhD, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology

PAPER INFO

Paper history:

Received: 17 February 2023

Revised: 02 September 2023

Accepted: 29 October 2023

Keywords:

Modelling,
Drone design,
Parameters estimation,
Linear least squares
error algorithm,
Optimization algorithm.

ABSTRACT

In this paper, the process of designing and construction of three-drive laboratory Drone system with cold gas thrusters as well as modeling and estimation of its model parameters are presented. These three thrusters are designed with an angle difference of 120 degrees and to control the pitch and roll angles. According to the structure of the designed platform, a three-input-two-output linear model is considered for modeling the mentioned system, and all connections between inputs and outputs are second-order linear models. The parameters of the model have been extracted based on the collection of laboratory data and the use of genetic algorithm. The results obtained from the simulation based on the extracted model and the comparison with the results of the practical tests indicate that a suitable modeling and estimation of the system has been provided. The results show that there is 16% error for modeling and estimation around the roll axis and 19% around the vertical axis, so the estimation around the roll axis is better.

DOI: <https://doi.org/10.22075/jme.2023.29799.2403>

© 2024 Published by Semnan University Press.

This is an open access article under the CC-BY 4.0 license. (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

* Corresponding author.

E-mail address: nosratollahi@mut.ac.ir

How to cite this article:

Saadatdar Arani, S. A., Nosrstollahi, M., Ahangarani Farahani, A., & Delalat, M. (2024). Design, construction, modeling and estimation of the second stage linear model of laboratory drone with cold gas thrusters based on genetic algorithm. *Journal of Modeling in Engineering*, 22(77), 1-12. doi: 10.22075/jme.2023.29799.2403

طراحی، ساخت، مدل سازی و تخمین پارامترهای مدل خطی مرتبه دوم یک پهپاد آزمایشگاهی با رانشگرهای گاز سرد بر اساس الگوریتم ژنتیک

سید علی سعادت‌دار آرانی^۱، مهران نصرت‌الهی^{۲*}، علیرضا آهنگرانی فراهانی^۳، میثم دلالت^۴

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۱۱/۲۸	در این مقاله فرآیند طراحی و ساخت یک سیستم پهپاد (پلتفرم) آزمایشگاهی نوین سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد و همچنین مدل سازی و تخمین پارامترهای مدل آن ارائه شده است. این پهپاد (پلتفرم) آزمایشگاهی برای پیاده سازی و انجام آزمون‌های کنترل وضعیت یک طبقه فوقانی ماهواره بر طراحی و ساخته شده است، به اینگونه که سه رانشگر با اختلاف زاویه ۱۲۰ درجه و برای کنترل زوایای غلت و فراز در نظر گرفته شده‌اند. با توجه به ساختار پلتفرم طراحی شده، برای مدل سازی سیستم مذکور یک مدل خطی سه ورودی-دو خروجی در نظر گرفته شده که تمامی ارتباطات بین ورودی-خروجی‌ها مدل خطی مرتبه دوم است. پارامترهای مدل، براساس جمع‌آوری داده‌های آزمایشگاهی و استفاده از الگوریتم ژنتیک، استخراج شده‌اند. نتایج حاصل از شبیه سازی مبتنی بر مدل استخراج شده و مقایسه با نتایج تست‌های عملی بیانگر آن است که مدل سازی و تخمین مناسبی از سیستم ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که برای مدل سازی و تخمین حول محور غلت ۱۶ درصد و حول محور فراز ۱۹ درصد از مقدار واقعی خطا وجود دارد، بنابراین تخمین حول محور غلت بهتر بوده است.
بازنگری مقاله: ۱۴۰۲/۰۶/۱۱	
پذیرش مقاله: ۱۴۰۲/۰۸/۰۷	
واژگان کلیدی:	
مدلسازی، طراحی پهپاد، تخمین پارامترها، الگوریتم حداقل مربعات خطا، الگوریتم بهینه سازی ترکیبی.	

DOI: <https://doi.org/10.22075/jme.2023.29799.2403>

© 2024 Published by Semnan University Press.

This is an open access article under the CC-BY 4.0 license. (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

۱- مقدمه

دوران حول محورهای سیستم برای رسیدن به یک وضعیت مطلوب را می‌دهد [۳]. از آنجا که سامانه‌های پیشرانس گازی ساده بوده و قابلیت اطمینان بالایی دارند همواره، مورد توجه بوده‌است [۴]. از طرفی تراسترها معمولاً گشتاورهای زیاد، سریع و گسسته تولید می‌کنند و برای سیستم‌ها با کنترل وضعیت دقیق مناسب نیستند [۵]. به کارگیری این مدل آزمایشگاهی می‌تواند برای تست کنترل وضعیت ابزارهای فضایی بسیار مفید و کارا باشد. طراح می‌تواند با استفاده از این ابزار ساده، طراحی کنترل کننده مطلوب را انجام داده و برای پیاده سازی در

اکثریت قریب به اتفاق پهپادها، صرف نظر از تعداد روتورهایشان، با تنظیم سرعت نسبی هر موتور، پرواز پایداری را انجام می‌دهند. در جو زمین، یک پهپاد می‌تواند با تغییر سرعت پروانه‌ها و در نتیجه خروجی رانش هر یک، جهت خود را تنظیم کند [۱]. با خارج شدن از جو زمین و رقیق شدن هوا دیگر از این تکنیک برای کنترل نمی‌توان استفاده نمود [۲]. در آنجا یکی از رایج ترین روش‌های کنترل استفاده از رانشگرهای گاز سرد است. بطوریکه این رانشگرهای گاز سرد با بیرون راندن گاز پرفشار قابلیت

* پست الکترونیک نویسنده مسئول: nosratolah@mut.ac.ir

۱. دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲. دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳. استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۴. دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

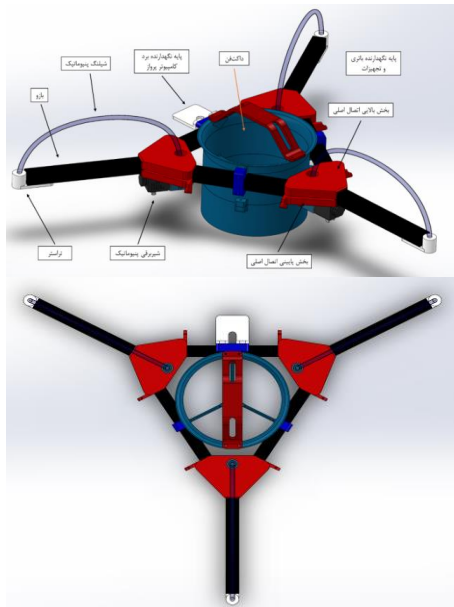
استناد به این مقاله:

سعادت‌دار آرانی، سیدعلی، نصرت‌الهی، مهران، آهنگرانی فراهانی، علیرضا، و دلالت، میثم. (۱۴۰۳). طراحی، ساخت، مدل سازی و تخمین پارامترهای مدل خطی مرتبه دوم یک پهپاد آزمایشگاهی با رانشگرهای گاز سرد بر اساس الگوریتم ژنتیک. مدل سازی در مهندسی، ۲۲(۷۷)، ۱-۱۲. doi: 10.22075/jme.2023.29799.2403

ساختار مقاله به این صورت است که در بخش دوم، پلتفرم طراحی و ساخته شده و همچنین سیستم‌های استفاده شده در آن معرفی می‌شوند. در بخش سوم، مدل مورد نظر ارائه گردیده و روش مدل‌سازی آن مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در بخش چهارم، تخمین پارامترها انجام شده و در ادامه در بخش پنجم براساس تخمین‌ها، نتایج شبیه‌سازی و نتایج تست آزمایشگاهی بررسی و تحلیل می‌شوند. در نهایت، در بخش آخر، نتیجه‌گیری، جمع‌بندی و اقدامات آینده برای توسعه کار ارائه خواهند شد.

۲- معرفی سیستم پهباد آزمایشگاهی سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد

پیکره‌بندی‌های مختلفی برای سیستم‌های پهباد آزمایشگاهی وجود دارد: مدل‌های متفاوتی اعم از پلتفرم‌های شبیه به مولتی‌روتورها به همراه چهار موتور و یا تعداد موتور بیشتر. اما برای طراحی مربوط به کار ارائه شده در این مقاله، پلتفرم‌های خلاقانه‌ای در نظر گرفته شده است؛ مثل پلتفرم داکتدفن به همراه چهار تراستر و یا پلتفرم داکتدفن به همراه سه تراستر که با توجه به بررسی‌های صورت پذیرفته و شبیه‌سازی‌های انجام شده، در نهایت برای طراحی، پلتفرم داکتدفن به همراه سه تراستر انتخاب گردید. لازم به ذکر است که برای طراحی سازه و اجزا و تحلیل‌ها، از نرم‌افزار solid works استفاده شده است. بخش‌های مختلف این پلتفرم در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱- سیستم پهباد آزمایشگاهی سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد

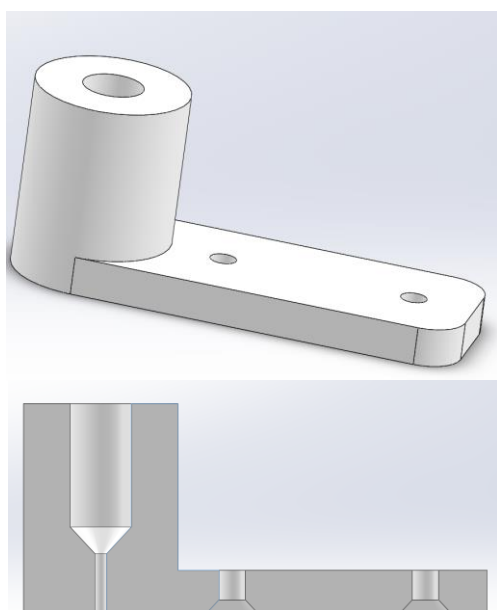
سیستم‌های فضایی اطمینان حاصل نماید [۶]. در این مقاله، یک ایده‌ی جدید در طراحی یک سیستم پهباد آزمایشگاهی سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد ارائه شده است. هدف از طراحی و ساخت این پلتفرم آزمایشگاهی، تست روش‌های مختلف کنترل وضعیت برای طبقه فوقانی ماهواره‌بر است. برای پیاده‌سازی این ایده، یک طرح خلاقانه به صورت ایجاد نیروی برا با داکتدفن و ایجاد و تولید فرامین کنترلی با استفاده از سه رانشگر گاز سرد در نظر گرفته شده است که در نهایت منجر به طراحی، ساخت، مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل گردیده است. در سیستم طراحی شده، رانشگرها برای کنترل زوایای غلت و فراز استفاده می‌شوند. ساختار این پلتفرم به اینصورت است که از سه بازوی هم اندازه که با زاویه ۱۲۰ درجه نسبت به هم نصب شده‌اند؛ در رأس هر بازو یک شیپوره قرار دارد که توسط شیرهای برقی جریان هوای آن‌ها کنترل می‌شود. با توجه به نوع شیرهای استفاده شده، قابلیت کنترل فشار خروجی شیرها وجود ندارد، بنابراین، شیرهای برقی به صورت روشن خاموش خواهد بود. با توجه به ساختار این سیستم، پلتفرم دارای سه رانشگر گاز سرد به عنوان ورودی و دو زاویه غلت و فراز به عنوان خروجی است. بنابراین، یک سیستم سه ورودی-دو خروجی با کوپلینگ بالا بین ورودی‌ها و خروجی‌هاست. از طرفی برای تحلیل رفتار سیستم نسبت به ورودی‌ها و طراحی کنترل‌کننده مطلوب، نیاز به استخراج مدل مناسبی از آن می‌باشد [۷]. بنابراین، با انتخاب مناسب یک مدل از رفتار سیستم و تعیین دقیق پارامترهای مدل، می‌توان با صرف هزینه و وقت کمتر رفتار سیستم را مورد ارزیابی قرار داد [۸]. هر چند یک مدل ممکن است دقیقاً همانند سیستم اصلی نباشد و تقریبی از آن را بیان نماید. مدل‌سازی سیستم‌های دینامیکی، مکانیکی و الکتریکی اولین گام در فرآیند طراحی کنترل‌کننده محسوب می‌شود [۹]. بنابراین، برای این سیستم یک مدل خطی سه ورودی-دو خروجی که تمام درایه‌های آن مرتبه دوم است، در نظر گرفته شده است. سپس با استفاده از تست‌های آزمایشگاهی و جمع‌آوری بانک داده‌ها، براساس روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک، پارامترهای مدل تخمین زده شده است. نتایج شبیه‌سازی حاصل از تخمین و مقادیر آزمون عملی نشان می‌دهد که مدل‌سازی و تخمین صورت گرفته مناسب بوده و خطای مدل‌سازی و تخمین حول محور γ از محور x بهتر بوده است.

معناداری بر روی روند طراحی تأثیر بسزایی دارند انتخاب کردند. اگر انتخاب‌های هوشمندانه‌ای برای این پارامترها انجام شود، روند طراحی در مسیر درستی قرار خواهد گرفت و طراحی نهایی با مدل اولیه تفاوت چندانی نخواهد کرد. بعضی پارامترها تأثیر مهمی در کارایی داکت دارند. این موارد عبارت‌اند از:

- سطح مقطع ورودی (قطر ورودی)
- انحنا و شعاع لبه‌ی حمله در ورودی
- مساحت جاروب شده توسط فن (قطر فن و هاب)
- مساحت خروجی

داکت طراحی شده مربوط به این پلتفرم یک داکت دوتکه با قابلیت اتصال دو موتور در آن می‌باشد که قطر این داکت برابر با ۱۵ سانتیمتر در نظر گرفته شده است که مناسب برای ملخ تا طول ۵.۹ اینچ می‌باشد.

طراحی شیپوره (یا تراستر) نیز نقش مهمی در ارائه‌ی نیروی لازم برای حفظ وضعیت پرنده حین پرواز را دارد؛ از این رو مدل استاندارد شیپوره یعنی یک شیپوره همگرا انتخاب و بر اساس آن طراحی صورت پذیرفت. شکل (۴) طراحی شیپوره نهایی را نشان می‌دهد.



شکل ۴- شیپوره (تراستر)

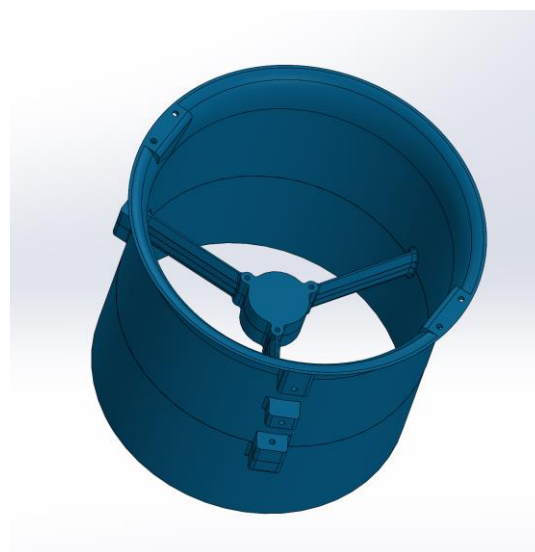
میزان تراست تولیدی شیپوره‌ها ارتباط مستقیم با سطح مقطع آن‌ها دارد، به صورتیکه با تغییرات سطح مقطع میزان خروجی تراست شیپوره متفاوت می‌باشد. شکل (۵) این تغییرات تراست را برحسب زمان برای مقاطع مختلف شیپوره نشان می‌دهد.

همچنین شکل (۲) تصویر مدل نهایی ساخته شده از این پلتفرم را نشان می‌دهد.



شکل ۲- مدل ساخته شده از سیستم پهپاد آزمایشگاهی سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد

بخش سازه شامل یک بخش مرکزی استوانه‌ای شکل است که موتورهای پیشران در آن بصورت هم مرکز و موازی با هم نصب شده است که مجموعاً یک داکتدفن را تشکیل می‌دهند. داکتدفن‌ها معمولاً از یک یا دو فن محصور شده در یک داکت بیرونی تشکیل شده‌اند و سطوح کنترلی آن‌ها به صورت متقارن در زیر فن قرار گرفته‌اند. در شکل (۳) داکتدفن طراحی شده آورده شده است. داکتدفن‌ها از ترکیب روتور و پروفیل بال به عنوان استاتور استفاده می‌کنند. این عمل باعث افزایش نیروی رانش و فراهم کردن نیروی برآ در حین پرواز می‌گردد. مطالعات و تحلیل‌ها نشان داده که داکتدفن‌ها مزایای بسیاری دارند. تست‌های پروازی و تونل باد این مزایا را ثابت می‌کند [۱۰ و ۱۱].



شکل ۳- داکتدفن

برای طراحی اولیه هندسه و مشخصات داکت بایستی از فرضیات ساده‌کننده استفاده کرد و پارامترهایی که به‌طور

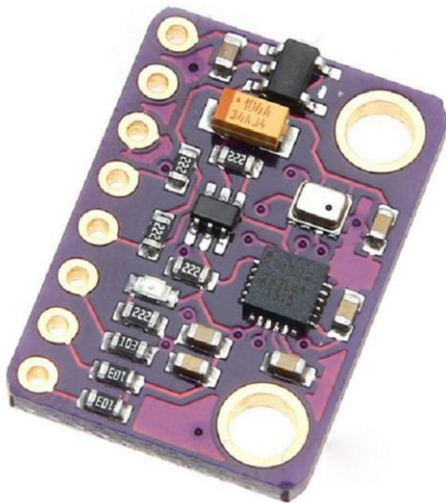


شکل ۷- مخزن پرفشار پنوماتیک

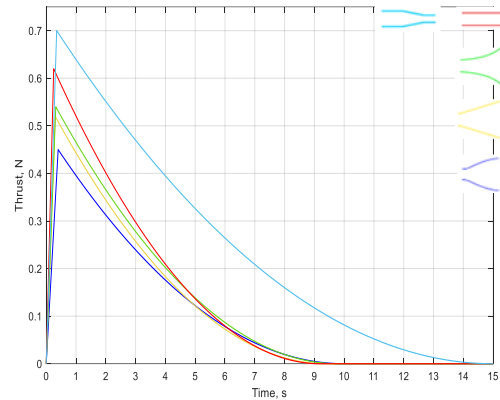


شکل ۸- باتری مورد استفاده برای تغذیه پلتفرم.

بخش اتوپیلوت تجاری شامل سیستم ناوبری با دقت ۰/۵ درجه و پردازشگر STM32 با قدرت پردازش ۷۲ مگاهرتز و ۳۲ بیتی است که به یک کارت ذخیره داده با حجم ۵۱۲ مگابایتی تجهیز شده است. سیستم ناوبری استفاده شده در این پلتفرم، ماژول با نام تجاری GY91 بوده که بر پایه تکنولوژی MEMS است. ماژول GY91 بصورت شکل (۹) نشان داده شده است.



شکل ۹- ماژول GY91



شکل ۵- نمودار تراست با توجه به مقطع‌های مختلف.

در این پلتفرم شیپوره‌ها توسط سه بازو آلومینیومی با توجه به قطر داکتدفن و همچنین فاصله شیپوره‌ها از مرکز جرم با زاویه ۱۲۰ درجه بر روی پرنده نصب شده‌اند. از دیگر بخش‌های مهم در این پلتفرم شیر برقی پنوماتیک به منظور قطع و وصل کردن جریان گازهای خروجی از شیپوره است که از یک شیر برقی پنوماتیک با نام تجاری Airtac با مشخصات حداکثر میزان فشار کارکرد ۱۰ بار و ولتاژ کاری ۱۰ تا ۱۲ ولت، استفاده شده که تصویر طراحی و شیر برقی بصورت شکل (۶) است.



شکل ۶- شیر برقی پنوماتیک

در این پلتفرم همچنین از یک مخزن پنوماتیک برای ذخیره‌ی هوا با فشار بالا (حدوداً ۸ بار) استفاده شده است که شکل (۷) تصویری از آن مخازن را نشان می‌دهد. برای تأمین توان سیستم پهپاد از یک بسته باتری شامل ۴ سلول با ظرفیت ۱۵۰۰ میلی آمپر ساعت و با نام تجاری tattu استفاده شده است. شکل ظاهری آن در شکل (۸) مشاهده می‌شود.

توجه به نوع قرارگیری و اتصال رانشگرها که به صورت کاملاً عمود بر بازوها نصب شده‌اند، این نیروها برای کنترل زاویه سمت کاربرد ندارند.

دینامیک پهپاد مشخص کننده وضعیت سیستم در هر لحظه با اعمال ورودی‌های نیرو است. برای توصیف دینامیک وضعیت پهپاد از معادلات اوپلر به صورت زیر استفاده می‌شود [۱۲]:

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

که در اینجا:

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

$$\omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}$$

طرف دوم معادله (۱) را با بسط دادن و صرف نظر کردن از ممان‌های ضربی می‌توان به صورت زیر نوشت [۱۳]:

$$\ddot{\phi} = \frac{m_x}{I_{xx}} + \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) \dot{\theta} \dot{\psi}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{m_y}{I_{yy}} + \left(\frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}} \right) \dot{\phi} \dot{\psi} \quad (۲)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{m_z}{I_{zz}} + \left(\frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}} \right) \dot{\phi} \dot{\theta}$$

که با توجه به مدل شماتیک شکل ۱۰، گشتاورهای ورودی حاصل از رانشگرهای گاز سرد عبارتند از [۱۴]:

$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} \quad (۳)$$

$$= \begin{bmatrix} f_3 l \cos 30^\circ - f_2 l \cos 30^\circ \\ f_1 l - f_3 l \sin 30^\circ - f_2 l \sin 30^\circ \\ 0 \end{bmatrix}$$

در این سیستم پهپادی مقادیر ممان‌ها حول x و y کوچک بوده و حول محور z نسبت به دو محور دیگر بسیار بزرگتر است، از طرفی با توجه به صفر بودن m_z می‌توان بیان نمود که تقریباً محور سمت بر روی دو محور دیگر اثر چندانی ندارد و برعکس و همچنین رانشگرهای گاز سرد اثری بر روی محور z ندارد. بنابراین، با ترکیب معادله (۳) در معادله (۲) می‌توان نوشت:

$$\ddot{\phi} = \frac{f_3 l \cos 30^\circ - f_2 l \cos 30^\circ}{I_{xx}}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{f_1 l - f_3 l \sin 30^\circ - f_2 l \sin 30^\circ}{I_{yy}} \quad (۴)$$

$$\ddot{\psi} = 0$$

مشخصات فنی و جرمی این پلتفرم آزمایشگاهی براساس داده‌های نرم افزار طراحی و اندازه گیری در جدول ۱ آورده شده است.

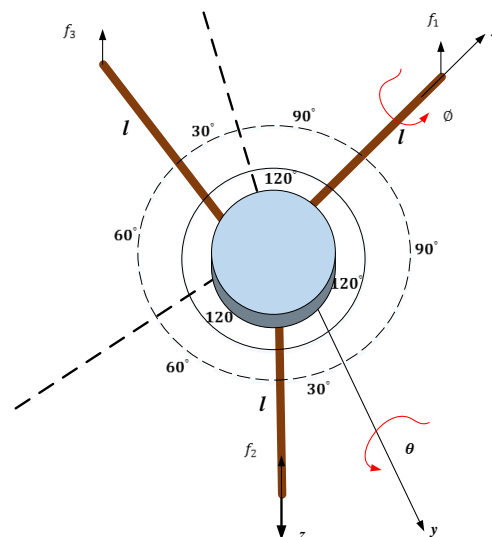
جدول ۱- پارامترهای فنی و جرمی پلتفرم آزمایشگاهی

وزن (gr)	۱۳۱۸
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 موتورهای پیشران عمودی (cm)	۱۵

همانطور که مشخص است با روشن و خاموش کردن هر یک از شیرهای برقی، پلتفرم در جهات مختلف منحرف می‌شود. حال با کنترل مناسب هر یک از شیرها و با اعمال زمان بندی مناسب می‌توان آن را کنترل نمود.

۳- مدل سازی و روش تخمین پارامترهای مدل

در شکل (۱۰) مدلی شماتیک از سیستم مشاهده می‌شود.



شکل ۱۰- شماتیک سیستم پهپاد با سه نیروی رانشگر گاز سرد.

همانطور که در شکل فوق مشخص است، نیروهای f_3 و f_2 برای ایجاد گشتاور حول محور x و نیروهای f_1 و f_2 ، f_3 و f_2 برای ایجاد گشتاور حول محور y مؤثر هستند. از طرفی با

۴- تخمین پارامترهای مدل پلتفرم با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

از روش‌هایی که امروزه برای مباحث مربوط به تخمین استفاده می‌شود می‌توان به روش الگوریتم ژنتیک اشاره نمود. الگوریتم ژنتیک جزء الگوریتم‌هایی است که می‌تواند یافتن جواب‌های خوب در فاصله مشخصی از جواب بهینه را تضمین کند و بر اساس شواهد و سوابق نتایج آن، به طور متوسط بهترین تقابل بین کیفیت و زمان حل برای مسائل مورد بررسی را به همراه داشته است [۱۵].

الگوریتم ژنتیک یکی از انواع الگوریتم‌های تکاملی‌اند که از علم زیست‌شناسی مثل وراثت، جهش، انتخاب ناگهانی، انتخاب طبیعی و ترکیب الهام گرفته شده است. تکامل از یک جمعیت اولیه آغاز شده و در نسل‌های بعدی تکرار می‌شود. نکته مهم در عملکرد الگوریتم ژنتیک انتخاب مناسب‌ترین‌ها در هر نسل است و نه بهترین‌ها [۱۶].

ساختار کلی الگوریتم ژنتیک را می‌توان به صورت زیر تصور کرد:

- ایجاد جمعیت اولیه و ارزیابی آن‌ها
- انتخاب والدین و ترکیب آن‌ها برای ایجاد جمعیت فرزندان
- انتخاب اعضای جمعیت برای اعمال جهش و ایجاد جمعیت جهش یافتگان
- ادغام جمعیت اصلی، فرزندان و جهش یافتگان و ایجاد جمعیت اصلی جدید
- اگر شرایط خاتمه محقق نشده باشد از مرحله ۲ تکرار می‌کنیم
- پایان [۱۷].

از آنجایی که منطق حاکم بر الگوریتم ژنتیک، استفاده از الگوهای تصادفی است، در هر بار اجرا نقطه بهینه بصورت حدودی محاسبه می‌گردد و امکان محاسبه نقطه دقیق بهینه وجود ندارد. همچنین استفاده از این روش به تنظیماتی از جمله 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.

در این مقاله، با در نظر گرفتن مدل درجه دوم در هر کانال وضعیت و با در اختیار داشتن خروجی‌های آزمایش می‌توان ضرایب را با استفاده از الگوریتم‌های بهینه‌سازی طوری محاسبه نمود که مقدار اختلاف حاصل از شبیه‌سازی و مقدار واقعی حداقل شود. بنابراین، تابع معیار بهینه‌سازی عبارت است از:

با توجه به معادلات ساده شده در معادلات (۴)، در سیستم مذکور سه رانشگر گاز سرد به‌عنوان ورودی و دو زاویه غلت و فراز به‌عنوان خروجی وجود دارد. بنابراین، یک سیستم سه ورودی-دو خروجی است.

از آنجا که این محورها نسبت به ورودی اعمال شده کاملاً به یکدیگر وابسته و کوپل هستند، در اینجا برای مدل‌سازی پلتفرم آزمایشگاهی توصیف شده از یک ماتریس با 2×3 استفاده شده که تمامی درایه‌های آن مدل خطی درجه دوم است.

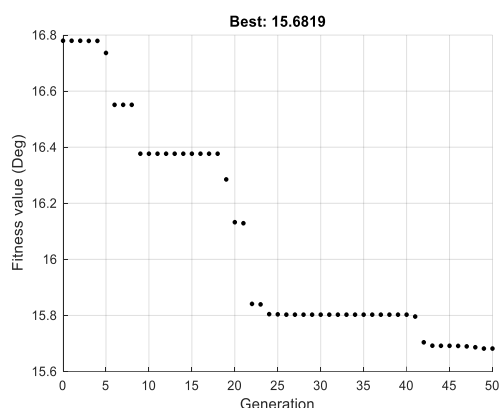
$$\begin{bmatrix} \Phi(z) \\ \theta(z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1(z) \\ u_2(z) \\ u_3(z) \end{bmatrix} \quad (5)$$

که در اینجا:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \frac{\beta_{111}z^{-1} + \beta_{112}z^{-2}}{1 + \alpha_{111}z^{-1} + \alpha_{112}z^{-2}} \\ a_{12} &= \frac{\beta_{121}z^{-1} + \beta_{122}z^{-2}}{1 + \alpha_{121}z^{-1} + \alpha_{122}z^{-2}} \\ a_{13} &= \frac{\beta_{131}z^{-1} + \beta_{132}z^{-2}}{1 + \alpha_{131}z^{-1} + \alpha_{132}z^{-2}} \\ a_{21} &= \frac{\beta_{211}z^{-1} + \beta_{212}z^{-2}}{1 + \alpha_{211}z^{-1} + \alpha_{212}z^{-2}} \\ a_{22} &= \frac{\beta_{221}z^{-1} + \beta_{222}z^{-2}}{1 + \alpha_{221}z^{-1} + \alpha_{222}z^{-2}} \\ a_{23} &= \frac{\beta_{231}z^{-1} + \beta_{232}z^{-2}}{1 + \alpha_{231}z^{-1} + \alpha_{232}z^{-2}} \\ a_{31} &= \frac{\beta_{311}z^{-1} + \beta_{312}z^{-2}}{1 + \alpha_{311}z^{-1} + \alpha_{312}z^{-2}} \\ a_{32} &= \frac{\beta_{321}z^{-1} + \beta_{322}z^{-2}}{1 + \alpha_{321}z^{-1} + \alpha_{322}z^{-2}} \\ a_{33} &= \frac{\beta_{331}z^{-1} + \beta_{332}z^{-2}}{1 + \alpha_{331}z^{-1} + \alpha_{332}z^{-2}} \end{aligned}$$

برای دستیابی به مدل مناسب و ارزیابی مدل باید هر یک از پارامترهای بالا را تخمین زد. روش‌های مختلفی برای تخمین پارامترها وجود دارد که هر یک از آن‌ها الزاماتی دارد. در این مقاله با توجه به اینکه سیستم مورد نظر یک سیستم چند ورودی-چند خروجی است و همچنین نحوه دسترسی به داده‌ها بصورت استفاده از بانک داده‌های جمع آوری شده در تست آزمایشگاهی می‌باشد لذا از بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک به‌عنوان روشی برای تخمین پارامترهای مدل پلتفرم و مدل‌سازی استفاده شده است.

همگرایی الگوریتم ژنتیک در شکل (۱۲) آورده شده است.



شکل ۱۲- روند همگرایی تابع هدف با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

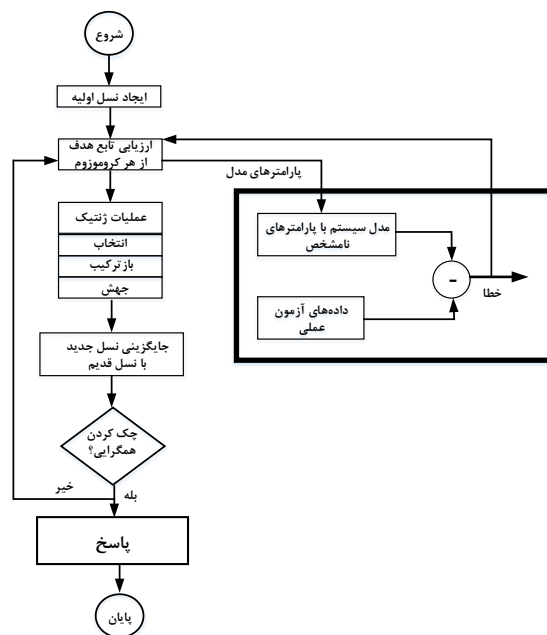
شکل (۱۲) نشان می‌دهد که با گذشت نسل‌ها، همگرایی تابع معیار به خوبی صورت گرفته و بهینه‌سازی انجام شده است. با انجام بهینه‌سازی و کمینه نمودن تابع معیار، پارامترهای سیستم به صورت جدول ۳ تخمین زده شده است.

جدول ۳- تخمین پارامترهای مدل سیستم با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک.

پارامتر	مقدار
a_{11}	$\frac{7.9983 \times 10^{-3} z^{-1} - 7.9983 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.9858z^{-1} + 0.996z^{-2}}$
a_{12}	$\frac{7.9983 \times 10^{-3} z^{-1} - 7.9983 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.986z^{-1} + 0.9932z^{-2}}$
a_{13}	$\frac{7.2 \times 10^{-3} z^{-1} + 3.8 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.6187z^{-1} + 0.784z^{-2}}$
a_{21}	$\frac{7.2 \times 10^{-3} z^{-1} + 7.2 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.40426z^{-1} + 0.492z^{-2}}$
a_{22}	$\frac{7.2 \times 10^{-3} z^{-1} + 7.2 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.5841z^{-1} + 0.5873z^{-2}}$
a_{23}	$\frac{6.989 \times 10^{-3} z^{-1} + 5.79 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.7894z^{-1} + 0.687z^{-2}}$
a_{13}	$\frac{7.2 \times 10^{-3} z^{-1} + 7.2 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.879z^{-1} + 0.9645z^{-2}}$
a_{32}	$\frac{5.79 \times 10^{-3} z^{-1} + 5.79 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 - 1.879z^{-1} + 0.8769z^{-2}}$
a_{33}	$\frac{6.79 \times 10^{-3} z^{-1} + 3.79 \times 10^{-3} z^{-2}}{1 + 1.982z^{-1} + 0.879z^{-2}}$

$$F_{obj} = \int (|\Phi_{actual} - \Phi_{simulation}| + |\theta_{actual} - \theta_{simulation}|) dt \quad (6)$$

مقادیر ضرایب توابع تبدیل در هر کانال توسط الگوریتم بهینه‌سازی ژنتیک با هدف حداقل کردن تابع معیار رابطه (۶) محاسبه می‌گردد. در شکل (۱۱) می‌توان روند مسئله بهینه‌سازی را به صورت فلوچارت مشاهده نمود.



شکل ۱۱- فلوچارت نحوه بکارگیری الگوریتم ژنتیک در مدل سازی و شناسایی.

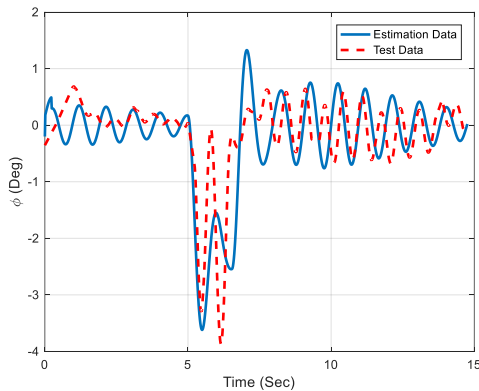
همانطور که در شکل (۱۱) مشخص است، مدل سیستم با استفاده از پارامترهای خروجی از الگوریتم ژنتیک در هر لحظه با مقادیر واقعی مقایسه شده و مجموع قدر مطلق خطا محاسبه می‌شود. اگر این مقدار کمتر از مقدار از پیش تعیین شده برای شرط همگرایی باشد، الگوریتم متوقف و ضرایب استخراج می‌شود. تنظیمات در نظر گرفته شده برای پیاده‌سازی الگوریتم ژنتیک در جدول ۲ ارائه گردیده است.

جدول ۲- تنظیمات الگوریتم ژنتیک.

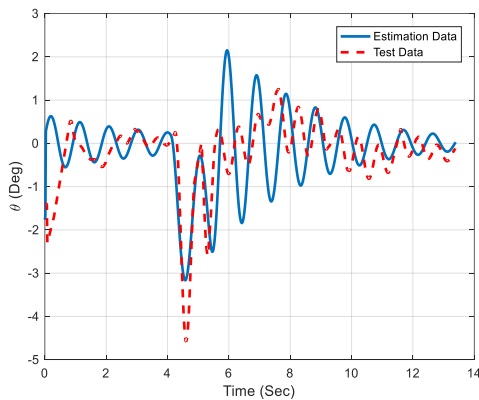
تعداد جمعیت	تعداد نسل	احتمال جهش	نوع ترکیب ژنتیکی	روش انتخاب
۱۰۰	۵۰	٪۴۰	دو نقطه‌ای	Roulette

با توجه به تنظیمات جدول ۱ و تابع معیار رابطه (۶)، روند

شکل (۱۴) و شکل (۱۵) نمودار حاصل از شبیه‌سازی و مقادیر تست واقعی برای زاویه غلت و فراز مشاهده می‌شود.



شکل ۱۴- زاویه غلت حاصل از شبیه‌سازی و تست واقعی در آزمایش اول.



شکل ۱۵- زاویه فراز حاصل از شبیه‌سازی و تست واقعی در آزمایش اول.

باتوجه به شرایط آزمایشگاهی حاکم بر آزمایشها و محیط تست، برخی از نامعینی‌ها در اندازه‌گیری‌ها وجود داشته است که با این حال نتایج حاصل از نمودارها نشان می‌دهد که مدل و تخمین ضرایب مدل در زاویه غلت به نسبت زاویه فراز بهتر بوده و تخمین‌ها از دقت بالاتری برخوردار هستند.

۵-۲- نتایج شبیه‌سازی با ورودی رانشگرهای گاز

سرد ۱ و ۲

در این بخش نتایج به ازای اعمال ورودی رانشگرهای ۱ و ۲ مورد بررسی قرار گرفته است. در این آزمایش به‌طور همزمان به رانشگرهای ۱ و ۲ فرمان داده می‌شود و شیرهای برقی باز شده و با گذشت زمانی فرمان قطع آن‌ها اعمال می‌شود. در شکل (۱۶) نمودار مربوط به این ورودی نشان داده شده است. در این آزمایش فرمان‌ها در ثانیه ۱۴م به شیرها ارسال می‌شود و در ثانیه ۵/۵ قطع می‌شود.

در ادامه با استفاده از داده‌های حاصل از بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک می‌توان شبیه‌سازی سیستم را انجام داده و با مقادیر آزمون آزمایشگاهی مقایسه نمود.

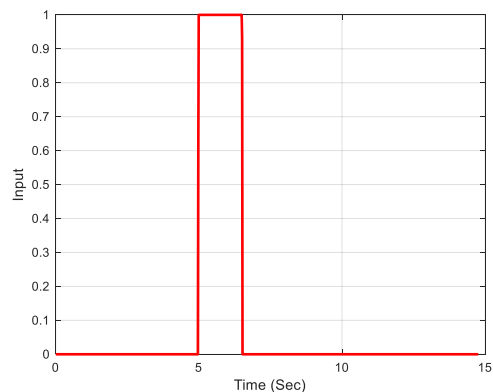
۵- شبیه‌سازی و نتایج تست آزمایشگاهی

برای بررسی و ارزیابی، مدل‌سازی و شناسایی انجام شده، ضرایب بدست آمده در روش الگوریتم ژنتیک را در شبیه‌سازی استفاده کرده و سپس مقادیر ورودی‌های ثابت شده از آزمون را به مدل استخراج شده داده و در نهایت مقادیر خروجی شبیه‌سازی با مقادیر تست عملی مقایسه می‌شود. هر چه میزان خطا کوچکتر باشد، نشان‌دهنده مدل‌سازی بهتر است. در این مقاله برای بررسی و مقایسه دقیق‌تر، سه دسته ورودی در نظر گرفته شده است که دسته اول به ازای ورودی رانشگر گاز سرد شماره ۱ و دسته دوم به ازای ورودی رانشگر گاز سرد ۱ و ۲ به‌صورت همزمان فرمان داده می‌شود و در آزمایش سوم رانشگر گاز سرد ۱ و ۳ به‌صورت همزمان روشن شده و رانشگر گاز سرد ۲ خاموش است.

۵-۱- نتایج شبیه‌سازی با ورودی رانشگر گاز

سرد ۱

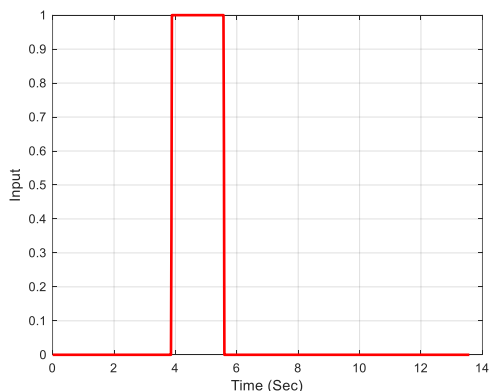
در این شبیه‌سازی و مقایسه فقط به شیر برقی کنترلی رانشگر گاز سرد ۱ فرمان داده شده و دو رانشگر دیگر نیرویی اعمال نمی‌کنند. در شکل (۱۳) نمودار ورودی مشاهده می‌شود.



شکل ۱۳- نمودار فرمان زمان اجرای رانشگر گاز سرد ۱.

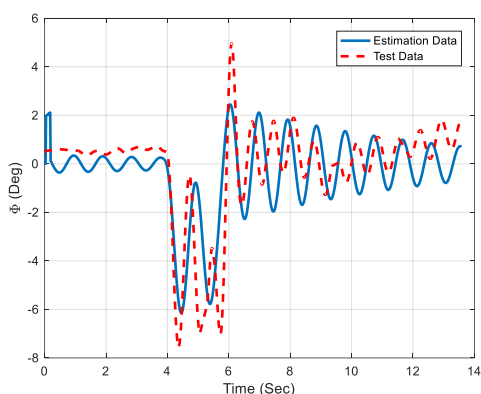
در اینجا با توجه به نوع روشن-خاموش بودن رانشگر گاز سرد، برای نشان دادن وضعیت رانشگر گاز سرد از حالت یک برای روشن بودن و صفر برای خاموش بودن استفاده شده است. همانطور که در شکل گویاست، رانشگر شماره ۱ از ثانیه ۱۵م تا ۱۷م باز بوده و سپس خاموش شده است. در

سرد ۱ و ۳ به صورت همزمان داده شده و در این زمان رانشگر دوم خاموش است. در شکل ۱۹ فرمان ورودی رانشگرهای گاز سرد ۱ و ۳ مشاهده می شود.

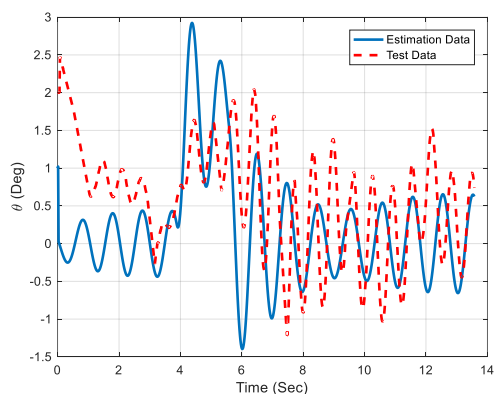


شکل ۱۹- نمودار فرمان زمان اجرای رانشگرهای ۱ و ۳.

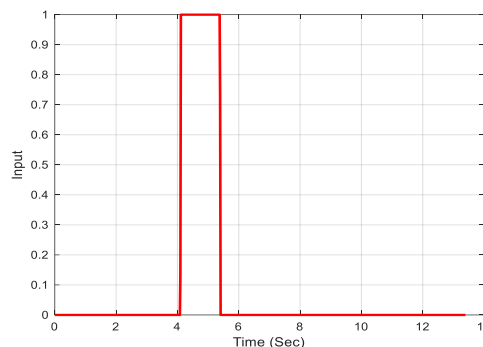
همانطور شکل نشان می دهد رانشگرها در ثانیه ۳/۹ روشن شده و در ثانیه ۵/۸ خاموش شده اند. نمودارهای مربوط به زوایای غلت و فراز در این آزمایش به ترتیب در شکل های ۲۰ و ۲۱ آورده شده اند.



شکل ۲۰- زاویه غلت حاصل از شبیه سازی و تست واقعی در آزمایش سوم.

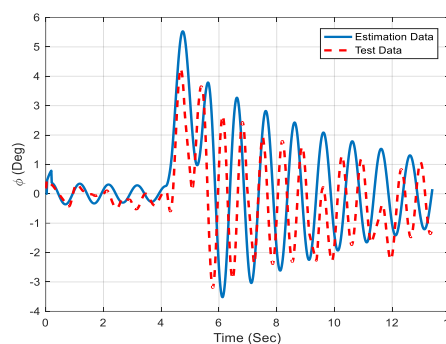


شکل ۲۱- زاویه فراز حاصل از شبیه سازی و تست واقعی در آزمایش سوم.

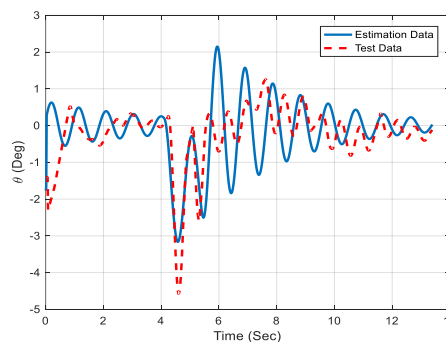


شکل ۱۶- نمودار فرمان زمان اجرای رانشگرهای گاز سرد ۱ و ۲.

بر اساس این ورودی، نمودارهای شبیه سازی و واقعی حول محورهای x و y به ترتیب در شکل های (۱۷) و (۱۸) آورده شده است.



شکل ۱۷- زاویه غلت حاصل از شبیه سازی و تست واقعی در آزمایش دوم.



شکل ۱۸- زاویه فراز حاصل از شبیه سازی و تست واقعی در آزمایش دوم.

نتایج حاصل از شکل های (۱۷) و (۱۸) نشان می دهد که ضرایب استخراج شده از الگوریتم ژنتیک در آزمایش دوم نتایج بهتری داشته ولی در اینجا نیز زاویه غلت دقت مناسب تری دارد.

۵-۳ نتایج شبیه سازی با ورودی رانشگرهای گاز سرد او ۳

در آزمایش سوم، فرمان باز شدن ورودی به دو رانشگر گاز

می‌شود. این پهپاد یک سیستم سه خروجی-دو ورودی بوده که وروی‌های آن رانشگرهای گاز سرد و خروجی‌های آن زوایای غلت و فراز است. بعلاوه، در این مقاله با استفاده از تست‌های آزمایشگاهی انجام شده بر روی پهپاد و با بکارگیری روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک، مدل درجه دومی برای رفتار وضعیت غلت و فراز ارائه گردید.

نتایج شبیه‌سازی و مقایسه با نتایج آزمون آزمایشگاهی نشان می‌دهد که دقت مدل‌سازی و شناسایی صورت گرفته برای وضعیت پهپاد مناسب بوده؛ به‌طوری‌که داده‌ها نشان می‌دهد حول محور غلت ۱۶ درصد و حول محور فراز ۱۹ درصد با مقدار واقعی خطا وجود دارد.

همچنین لازم به ذکر می‌باشد که برای کارهای آتی پیشنهاد می‌شود با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی، مقادیر و پارامترهای آیرودینامیکی و فنی پلتفرم تخمین زده شود. علاوه بر این، همچنین برای حداقل کردن خطاهای آزمایش‌های صورت پذیرفته و یکسان سازی شرایط آزمایش در نظر است سامانه بر روی پلتفرم میز شبیه‌سازی سه درجه (دارای یاتاقان هوایی) نصب شده و تست‌ها با دقت بسیار بالاتری انجام گردند.

فهرست علائم

J	ماتریس ممان اینرسی
l	طول بازوهای پهپاد
M	گشتاور کنترلی
Φ, θ, ψ	زوایای وضعیت
ω	سرعت زوایه‌ای

نتایج این نمودارها نیز نشان می‌دهد که دقت مدل‌سازی حول محور x از مدل‌سازی حول محور y بهتر بوده است. یکی از روش‌های ارزیابی عددی و دقیق در شناسایی سیستم‌ها، استفاده از معیار مجموع قدر مطلق خطاست [۱۵].

$$ISE = \sum |e(i)| \quad (7)$$

در مقاله نیز برای ارزیابی دقیق از مدل‌سازی و شناسایی صورت گرفته خطای هر یک از آزمایش‌ها به تفکیک با روش استاندارد معرفی شده در جدول ۴ آورده شده است. مقادیر این جدول و محاسبه خطاها نشان می‌دهد مدل‌سازی و تخمین پارامترها حول محور غلت دارای دقت بهتری نسبت به محور فراز است.

جدول ۴- نتایج خطای مدل‌سازی و شناسایی به تفکیک آزمایش‌ها و محورها.

محاسبه خطا در زاویه غلت	محاسبه خطا در زاویه فراز	
7.125	8.282	تست سری اول
8.99	9.1942	تست سری دوم
9.46	10.88	تست سری سوم

۶- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی، ساخت، مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل برای یک پهپاد آزمایشگاهی نوین سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد ارائه شد. از این پهپاد آزمایشگاهی برای انجام آزمون‌های کنترل وضعیت طبقه فوقانی ماهواره بر مبنای بر رانشگرهای گاز سرد استفاده

مراجع

- [1] Zuo, Zongyu, Cunjia Liu, Qing-Long Han, and Jiawei Song. "Unmanned aerial vehicles: Control methods and future challenges." *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica* 9, no. 4 (2022): 601-614.
- [2] Wilde, Markus, Casey Clark, and Marcello Romano. "Historical survey of kinematic and dynamic spacecraft simulators for laboratory experimentation of on-orbit proximity maneuvers." *Progress in Aerospace Sciences* 110 (2019): 100552.
- [3] Fatehi, Mohammad, Mehran Nosratollahi, Amirhossein Adami, and M. reza Arghand. "Multidisciplinary Design of Space Blowdown Cold Gas Propulsion System without Pressure Regulator by Genetic Algorithms." *Cumhuriyet Üniversitesi Fen Edebiyat Fakültesi Fen Bilimleri Dergisi* 36, no. 3 (2015): 2363-2370.
- [4] Taghinezhad, Marziye, and Soheil Seyedzamani. "Modeling and System Identification of a reaction wheel with experimental data." *Modares Mechanical Engineering* 17, no. 11 (2018): 437-446. (In persian)
- [5] Fatehi, Mohammad, Mehran Nosratollahi, Amirhossein Adami, and SM Hadi Taherzadeh. "Designing space cold gas propulsion system using three methods: genetic algorithms, simulated annealing and particle swarm." *International Journal of Computer Applications* 118, no. 22 (2015).

- [6] Barari, Ali, Ryan Dion, Ian Jeffrey, and Philip Ferguson. "Testing satellite control systems with drones." *IEEE Potentials* 41, no. 1 (2021): 6-13.
- [7] Ab Rahman, Nur Naajihah, and Nafriuzan Mat Yahya. "System identification for a mathematical model of DC motor system." In *2022 IEEE International Conference on Automatic Control and Intelligent Systems (I2CACIS)*, pp. 30-35. IEEE, 2022.
- [8] Akgün, Gökhan, Marawan Hebaish, and Diana Gohringer. "System identification using LMS, RLS, EKF and neural network." In *2019 IEEE International Conference on Vehicular Electronics and Safety (ICVES)*, pp. 1-6. IEEE, 2019.
- [9] Marakhimov, A. R., and K. K. Khudaybergenov. "A fuzzy MLP approach for nonlinear system identification." *Journal of Mathematical Sciences* 265, no. 1 (2022): 43-51.
- [10] Ryu, Minhyoung, Leesang Cho, and Jinsoo Cho. "Aerodynamic Analysis of the Ducted Fan for a VTOL UAV in Crosswinds." *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences* 59, no. 2 (2016): 47-55.
- [11] Zhang, Zilun, Tielin Ma, Shuai Hao, Zhuoqi Wang, and Yi Liu. "Design of a distributed propulsion vtol uav." In *2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*, pp. 84-89. IEEE, 2019.
- [12] Arefkhani, H., S. H. Sadati, and M. Shahravi. "Nonlinear Dynamic Inversion Controller Design for a Satellite, Considering the Dynamics of Magnetorquers." *Modares Mechanical Engineering* 19, no. 8 (2019): 1875-1887.
- [13] Idrissi, Moad, Fawaz Annaz, and Mohammad Salami. "Mathematical & physical modelling of a quadrotor UAV." In *2021 7th International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR)*, pp. 206-212. IEEE, 2021.
- [14] Yoo, Dong-Wan, Hyon-Dong Oh, Dae-Yeon Won, and Min-Jea Tahk. "Dynamic modeling and control system design for Tri-Rotor UAV." In *2010 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*, pp. 762-767. IEEE, 2010.
- [15] Zibo, Zhang, and Fazel Naghdy. "Application of genetic algorithms to system identification." In *Proceedings of 1995 IEEE International Conference on Evolutionary Computation*, vol. 2, pp. 777-782. IEEE, 1995.
- [16] Ahmed, Marwa Ben Haj, Nesrine Majdoub, Taoufik Ladhari, and Faouzi M'Sahli. "Three Tank System Identification Based on Genetic Algorithm." In *2020 17th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD)*, pp. 979-984. IEEE, 2020.
- [17] Ahangarani Farahani, Alireza, and Abbas Dideban. "Hybrid time delay Petri Nets as a mathematical novel tool to model dynamic system with current sample time." *Control and Optimization in Applied Mathematics* 3, no. 1 (2018): 45-64.
- [18] Sathya, S., K. N. Karthick, Hemachandra Gudimindla, Akshada Kulkarni, M. Deivakani, Arshad Mohammed, and M. Siva Ramkumar. "Design and implementation of advanced controller for aircraft control." In *2022 International Conference on Inventive Computation Technologies (ICICT)*, pp. 805-811. IEEE, 2022.