

# طراحی، ساخت، مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل خطی مرتبه دوم یک پهپاد آزمایشگاهی با رانشگرهای گاز سرد براساس الگوریتم ژنتیک

سید علی سعادت‌نادر آرانی<sup>۱</sup>، مهران نصرت‌الهی<sup>۲\*</sup>، علیرضا آهنگرانی فراهانی<sup>۳</sup>، میثم دلالت<sup>۴</sup>

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: پذیرش مقاله:	در این مقاله فرآیند طراحی و ساخت یک سیستم پهپاد (پلتفرم) آزمایشگاهی نوین سه محوره با رانشگرهای گاز سرد و همچنین مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل آن ارائه شده است. این پهپاد (پلتفرم) آزمایشگاهی برای پیاده‌سازی 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 مدل‌سازی 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 شبیه‌سازی مبتنی بر مدل استخراج شده و مقایسه با نتایج تست‌های عملی بیانگر آن است که مدل‌سازی و تخمین مناسبی از سیستم ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که برای مدل‌سازی 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.
<b>واژگان کلیدی:</b> مدلسازی، طراحی پهپاد، تخمین پارامترها، الگوریتم حداقل مربعات خطا، الگوریتم بهینه‌سازی ترکیبی.	

## فهرست علائم

۱- مقدمه  
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

$J$	ماتریس ممان اینرسی
$l$	طول بازوهای پهپاد
$M$	گشتاور کنترلی
$\Phi, \theta, \psi$	زوایای وضعیت
$\omega$	سرعت زاویه‌ای

\* 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

هوا دیگر از این تکنیک برای کنترل نمی‌توان استفاده نمود [۲]. در آنجا یکی از رایج‌ترین روش‌های کنترل استفاده از رانشگرهای گاز سرد است. بطوریکه این رانشگرهای گاز سرد با بیرون راندن گاز پرفشار قابلیت 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 کنترل‌کننده مطلوب را انجام داده و برای پیاده‌سازی در سیستم‌های فضایی اطمینان حاصل نماید [۶].

در این مقاله، یک ایده‌ی جدید در طراحی یک سیستم پهن‌پای آزمایشگاهی سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد ارائه شده‌است. 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 شده‌است. که در نهایت منجر به طراحی، ساخت، مدل‌سازی و تخمین پارامترهای مدل گردید. 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 شیبوره 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.

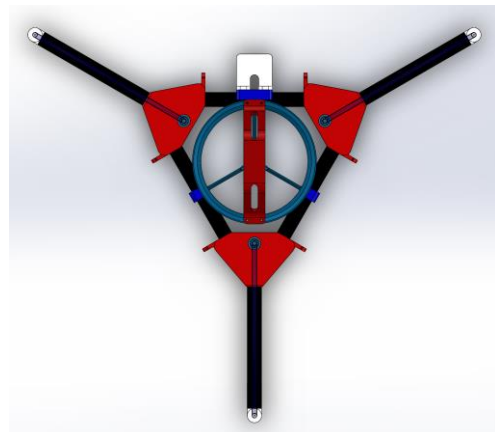
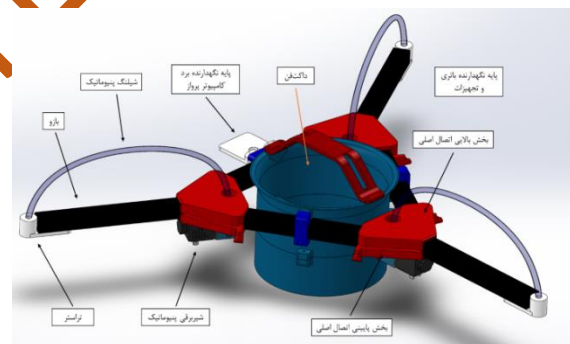
با توجه به ساختار این سیستم، پلتفرم دارای سه رانشگر گاز سرد به عنوان ورودی و دو زاویه غلت و فراز به عنوان خروجی است. بنابراین، یک سیستم سه ورودی-دو خروجی با کوپلینگ بالا بین ورودی‌ها و خروجی‌هاست.

از طرفی برای تحلیل رفتار سیستم نسبت به ورودی‌ها و طراحی کنترل‌کننده مطلوب نیاز به استخراج مدل مناسبی از آن است [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 شده‌است. سپس با استفاده از تست‌های آزمایشگاهی و جمع‌آوری بانک داده‌ها، براساس روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک، پارامترهای مدل تخمین رده شده‌است. نتایج حاصل از شبیه‌سازی حاصل از تخمین مقادیر آزمون عملی نشان می‌دهد که مدل‌سازی و تخمین صورت گرفته مناسب بوده و خطای مدل‌سازی و تخمین حول محور  $\gamma$  از محور  $x$  بهتر بوده‌است.

ساختار مقاله به این صورت است که در بخش دوم پلتفرم طراحی و ساخته شده و همچنین سیستم‌های استفاده شده در آن معرفی می‌شود. در بخش سوم مدل مورد نظر برای آن ارائه 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 می‌شود. در نهایت در بخش آخر نتیجه‌گیری، جمع‌بندی و اقدامات آینده برای توسعه کار ارائه خواهد شد.

## ۲- معرفی سیستم پهپاد آزمایشگاهی سه محرکه با رانشگرهای گاز سرد

پیکره‌بندی‌های مختلفی برای سیستم‌های پهپاد 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 شد 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 اجزا و تحلیل‌ها، از نرم‌افزار solid works استفاده شده است. بخش‌های مختلف این پلتفرم در شکل ۱ نشان داده شده است.



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

سرد

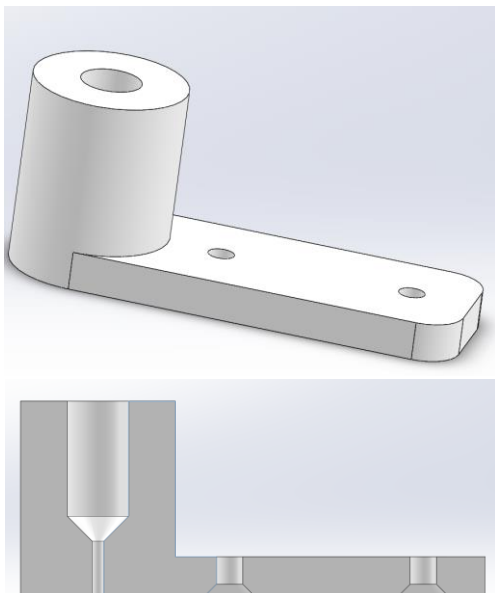
همچنین شکل ۲ تصویر مدل نهایی ساخته شده از این پلتفرم را نشان می‌دهد.



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

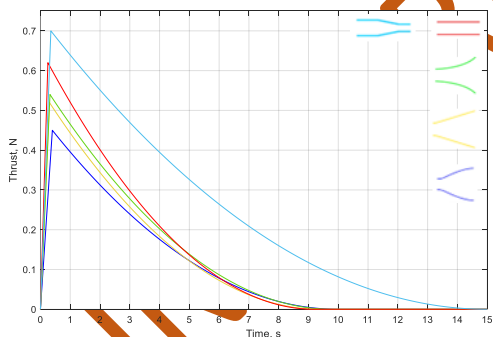
بخش سازه شامل یک بخش مرکزی استوانه‌ای شکل است که موتورهای پیشران در آن بصورت هم مرکز و موازی با هم نصب شده است که مجموعاً یک داکتدفن را تشکیل می‌دهند. داکتدفن‌ها معمولاً از یک یا دو فن محصور شده در یک داکت بیرونی تشکیل شده‌اند و سطوح کنترلی آن‌ها به صورت متقارن در زیر فن قرار گرفته‌اند. در شکل ۳ داکتدفن طراحی شده آورده شده است. داکتدفن‌ها از ترکیب روتور و پروفیل جال 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].

آن طراحی صورت پذیرفت. شکل ۴ طراحی شیپوره نهایی را نشان می‌دهد.



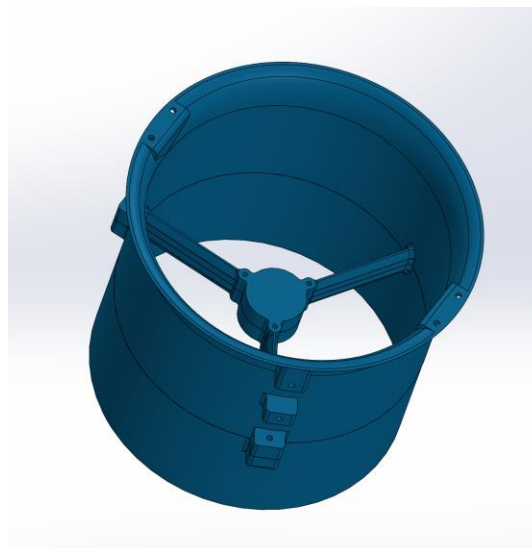
شکل ۴- شیپوره (تراستر)

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 بر حسب زمان برای مقاطع مختلف شیپوره نشان می‌دهد.



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



شکل ۳- داکتدفن

برای طراحی اولیه هندسه و مشخصات داکت بایستی از فرضیات ساده کننده استفاده کرد و پارامترهایی که به طور معناداری بر روی روند طراحی تأثیر بسزایی دارند انتخاب گردند. 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 عبارتند 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.

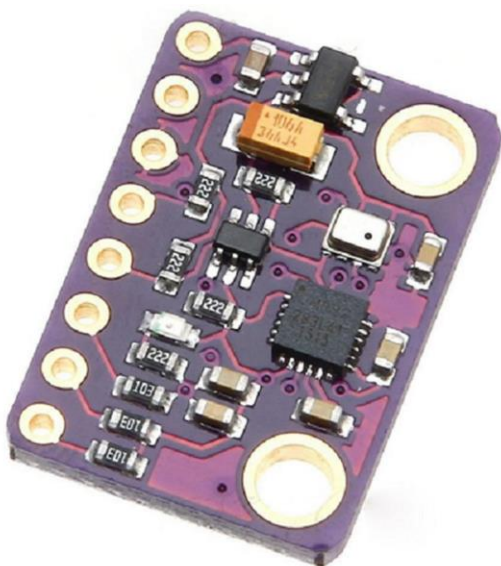
طراحی شیپوره (یا تراستر) نیز نقش مهمی در ارائه‌ی نیروی لازم برای حفظ وضعیت پرنده حین پرواز را دارد از این رو مدل استاندارد شیپوره یعنی یک شیپوره همگرا انتخاب و براساس

استفاده شده است. شکل ظاهری آن در شکل ۸ مشاهده می‌شود.



شکل ۸ - باتری مورد استفاده برای تغذیه پلتفرم.

بخش اتوپایلوت 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

مشخصات فنی و جرمی این پلتفرم آزمایشگاهی براساس داده‌های نرم‌افزار طراحی و اندازه‌گیری در جدول ۱ آورده شده است.

جدول ۱ - پارامترهای فنی و جرمی پلتفرم آزمایشگاهی

است که از یک شیربرقی 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 - شیربرقی 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 این مخازن را نشان می‌دهد.



شکل ۷ - مخزن پرفشار پنوماتیک

برای تأمین توان سیستم پهپاد از یک بسته باتری شامل ۴ سلول با ظرفیت ۱۵۰۰ میلی آمپر ساعت و با نام تجاری tattu

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

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

$$M = J\dot{\omega} + \omega \times J\omega \quad (1)$$

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 صرفنظر کردن از ممان‌های ضربی می‌توان به صورت زیر نوشت [۱۳]:

$$\begin{aligned} \dot{\phi} &= \frac{m_x}{I_{xx}} + \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) \theta \dot{\psi} \\ \dot{\theta} &= \frac{m_y}{I_{yy}} + \left( \frac{I_{xx} - I_{zz}}{I_{yy}} \right) \phi \dot{\psi} \\ \dot{\psi} &= \frac{m_z}{I_{zz}} + \left( \frac{I_{yy} - I_{xx}}{I_{zz}} \right) \phi \dot{\theta} \end{aligned} \quad (2)$$

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

$$M = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_3 l \cos 30^\circ - f_2 l \cos 30^\circ \\ f_1 l - f_3 l \sin 30^\circ - f_2 l \sin 30^\circ \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

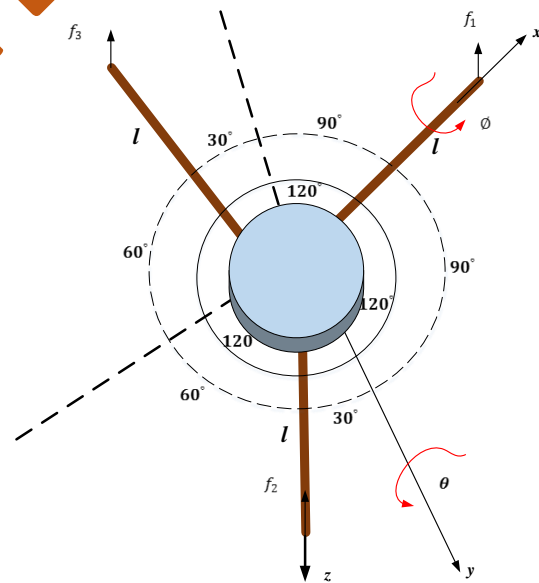
در این سیستم پهبادی مقادیر ممان‌ها حول  $x$  و  $y$  کوچک بوده و حول محور  $z$  نسبت به دو محور دیگر بسیار بزرگتر است، از طرفی با توجه به صفر بودن  $m_z$  می‌توان بیان نمود که تقریباً محور سمت بر روی دو محور دیگر اثر چندانی ندارد و برعکس و همچنین رانشگرهای گاز سرد اثری بر روی محور

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 پيشران 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 زمان‌بندی 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 پهباد با سه نیروی رانشگر گاز سرد.

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

z ندارد. بنابراین، با ترکیب معادله (۳) در معادله (۲) می توان نوشت:

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{f_3 l \cos 30^\circ - f_2 l \cos 30^\circ}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{f_1 l - f_3 l \sin 30^\circ - f_2 l \sin 30^\circ}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= 0 \end{aligned} \quad (۴)$$

با توجه به معادلات ساده شده در معادلات (۴)، در سیستم مذکور سه رانشگر گاز سرد به عنوان ورودی و دو زاویه غلت و فراز به عنوان 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 مدل سازی پلتفرم آزمایشگاهی توصیف شده از یک ماتریس با  $2 \times 3$  استفاده شده که تمامی درایه های آن مدل خطی درجه دوم است.

$$\begin{bmatrix} \Phi(z) \\ \theta(z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1(z) \\ u_2(z) \\ u_3(z) \end{bmatrix} \quad (۵)$$

که در اینجا:

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

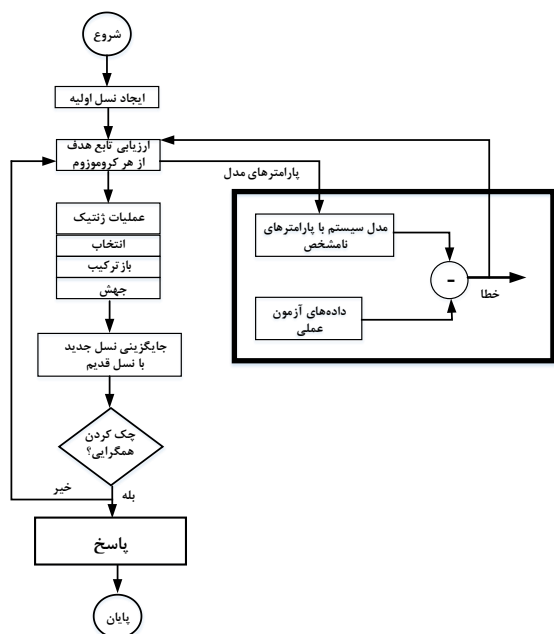
برای دستیابی به مدل مناسب و ارزیابی مدل باید هر یک از پارامترهای بالا را تخمین زد. روش های مختلفی برای تخمین پارامترها وجود دارد که هر یک از آنها الزاماتی دارد. در این مقاله با توجه به اینکه سیستم مورد نظر یک سیستم چند ورودی-چند خروجی است و همچنین نحوه ی دسترسی به داده ها بصورت استفاده از بانک داده های جمع آوری شده در تست آزمایشگاهی می باشد لذا از بهینه سازی الگوریتم ژنتیک به عنوان روشی برای تخمین پارامترهای مدل پلتفرم و مدل سازی استفاده شده است.

#### ۴- تخمین پارامترهای مدل پلتفرم با روش بهینه سازی الگوریتم ژنتیک

از روش هایی که امروزه برای مباحث مربوط به تخمین استفاده می شود می توان به روش الگوریتم ژنتیک اشاره نمود. الگوریتم ژنتیک جزء الگوریتم هایی است که می تواند یافتن جواب های 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 الگوریتم های تکاملی اند که از علم زیست شناسی مثل وراثت، جهش، انتخاب ناگهانی، انتخاب طبیعی و ترکیب الهام گرفته شده است. تکامل از یک جمعیت اولیه آغاز شده و در نسل های بعدی تکرار می شود. نکته مهم در عملکرد الگوریتم ژنتیک انتخاب مناسب ترین ها در هر نسل است و نه بهترین ها [۱۶]. ساختار کلی الگوریتم ژنتیک را می توان به صورت زیر تصور کرد:

- ایجاد جمعیت اولیه و ارزیابی آن ها
- انتخاب والدین و ترکیب آن ها برای ایجاد جمعیت فرزندان
- انتخاب اعضای جمعیت برای اعمال جهش و ایجاد جمعیت جهش یافتگان



شکل ۱۱- فلوجارت 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	ژنتیکی	برگزیده
			دو نقطه‌ای	Roulette

با توجه به تنظیمات جدول ۱ و تابع معیار رابطه (۶)، روند همگرایی الگوریتم ژنتیک در شکل ۱۲ آورده شده است.

- 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:

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

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 فلوجارت مشاهده نمود.

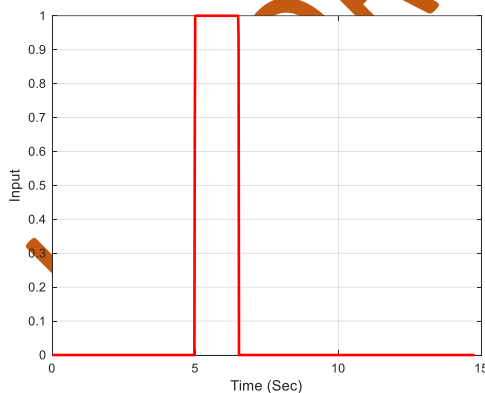


در ادامه با استفاده از داده‌های حاصل از بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک می‌توان شبیه‌سازی سیستم را انجام داد و با مقادیر آزمون آزمایشگاهی مقایسه نمود.

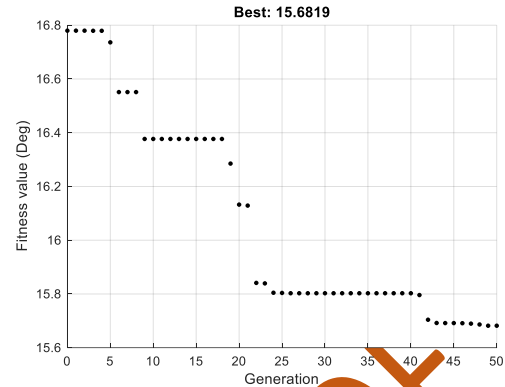
### ۵- شبیه‌سازی و نتایج تست آزمایشگاهی

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 ثبت 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، نشان دهنده مدل‌سازی بهتر است. در این مقاله برای بررسی و مقایسه دقیق‌تر، سه دسته ورودی در نظر گرفته شده‌است. که دسته اول به ازای ورودی رانشگر گاز سرد شماره ۱ و دسته دوم به ازای ورودی رانشگر گاز سرد ۱ و ۲ به صورت همزمان فرمان داده می‌شود و در آزمایش سوم رانشگر گاز سرد ۱ و ۳ به صورت 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 شده‌است.

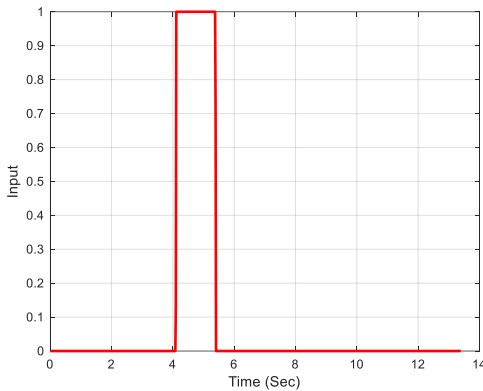


شکل ۱۲- روند همگرایی تابع هدف با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک

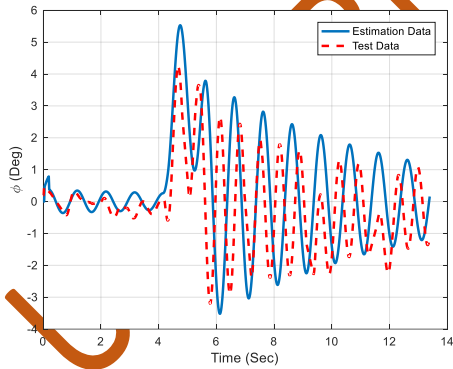
شکل ۱۲ نشان می‌دهد که با گذشت نسل‌ها، همگرایی تابع معیار به خوبی صورت گرفته و بهینه‌سازی انجام شده است. با انجام بهینه‌سازی و کمینه نمودن تابع معیار، پارامترهای سیستم به صورت جدول ۳ تخمین زده شده است. جدول ۳- تخمین پارامترهای مدل سیستم با روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک.

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

در این بخش نتایج به ازای اعمال ورودی رانشگرهای ۱ و ۲ مورد بررسی قرار گرفته است. در این آزمایش به طور 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 ۴م به شیرها ارسال می‌شود و در ثانیه ۵/۵ قطع می‌شود.

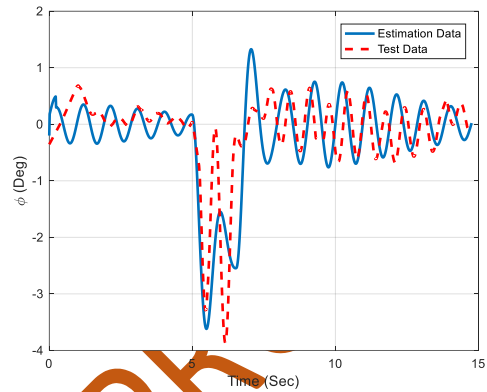


شکل ۱۶- نمودار فرمان زمان اجرای رانشگرهای گاز سرد ۱ و ۲. براساس این ورودی، نمودارهای شبیه‌سازی و واقعی حول محورهای  $x$  و  $y$  به ترتیب در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ آورده شده است.

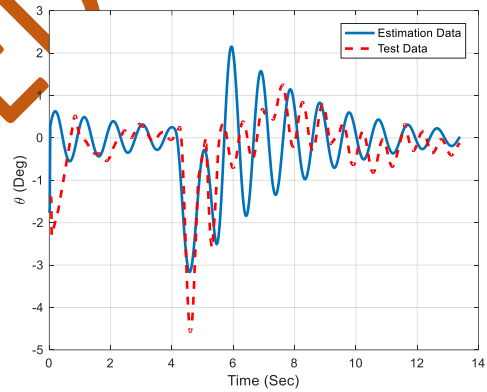


شکل ۱۷- زاویه غلت حاصل از شبیه‌سازی و تست واقعی در آزمایش دوم.

همانطور که در شکل گویاست، رانشگر شماره ۱ از ثانیه ۱۵ام تا ۷ام باز بوده و سپس خاموش شده است. در 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.



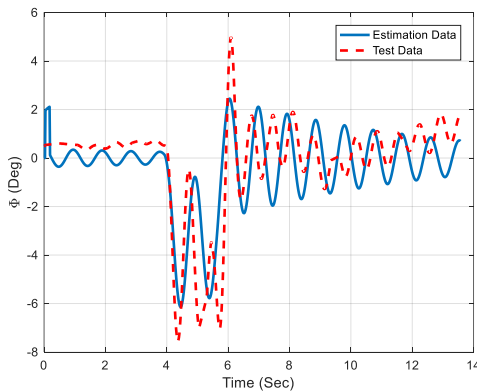
شکل ۱۵- زاویه فراز حاصل از شبیه‌سازی و تست واقعی در آزمایش اول.

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.

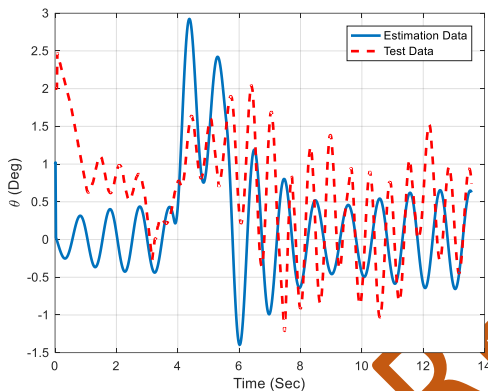
۲-۵- نتایج شبیه‌سازی با ورودی رانشگرهای گاز

سرد ۱ و ۲

زوایای غلت و فراز در این آزمایش به ترتیب در شکل‌های ۲۰ و ۲۱ آورده شده‌اند.



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

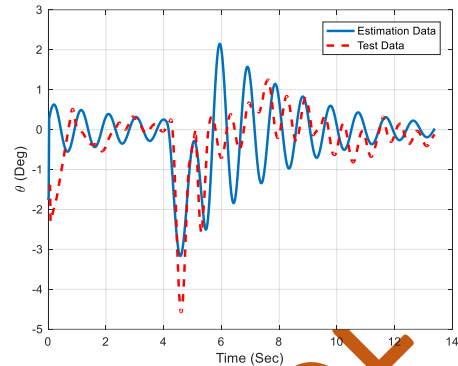


شکل ۲۱- زاویه فراز حاصل از شبیه‌سازی و تست واقعی در آزمایش سوم.

نتایج این نمودارها نیز نشان می‌دهد که دقت مدل‌سازی حول محور  $x$  از مدل‌سازی حول محور  $y$  بهتر بوده‌است. 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 شده‌است.

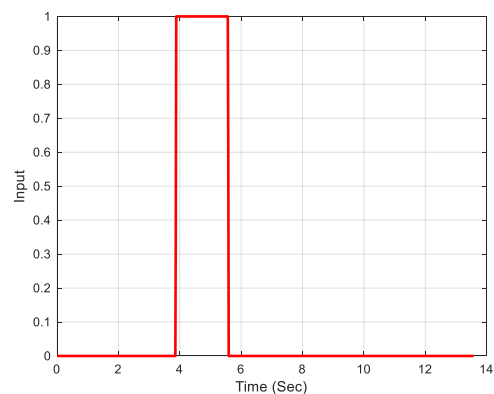


شکل ۱۸- زاویه فراز حاصل از شبیه‌سازی و تست واقعی در آزمایش دوم.

نتایج حاصل از شکل‌هایی ۱۷ و ۱۸ نشان می‌دهد که ضرایب استخراج شده از الگوریتم ژنتیک در آزمایش دوم نتایج بهتری داشته ولی در اینجا نیز زاویه غلت دقت مناسب‌تری دارد.

### ۳-۵- نتایج شبیه‌سازی با ورودی رانشگرهای گاز سرد ۳ و ۱

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



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

همانطور شکل نشان می‌دهد رانشگرها در ثانیه ۳/۹ روشن شده و در ثانیه ۵/۸ خاموش شده‌اند. نمودارهای مربوط به

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 بادقت بسیار بالاتری انجام گردند.

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.

مقاسبه خطا در زاویه غلت	مقاسبه 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 سه‌محوره با رانشگرهای گاز سرد ارائه شد. از این پهپاد آزمایشگاهی برای انجام آزمون‌های کنترل وضعیت طبقه فوقانی ماهواره بر مبتنی بر رانشگرهای گاز سرد استفاده می‌شود. این پهپاد یک سیستم سه خروجی-دو ورودی بوده که ورودی‌های آن رانشگرهای گاز سرد و خروجی‌های آن زوایای غلت و فراز

#### مراجع

- [1]. Z. Zuo, C. Liu, Q. -L. Han and J. Song, "Unmanned Aerial Vehicles: Control Methods and Future Challenges," in *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, vol. 9, no. 4, pp. 601-614, April 2022, doi: 10.1109/JAS.2022.105410.
- [2]. M. Wilde, C. Clark and M. Romano, "Historical survey of kinematic and dynamic spacecraft simulators for laboratory experimentation of on-orbit proximity maneuvers", *Progress Aerospace Sci.*, vol. 110, pp. 100552, 2019.
- [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]. وحید بهلوری، سمانه کویری، مرضیه تقی‌نژاد، محمد ندافی‌پور میبدی، سید سهیل سیدزمانی "مدل‌سازی و شناسایی سیستم چرخ عکس‌العملی با استفاده از داده‌های تجربی" *مهندسی مکانیک مدرس*; ۱۷ (۱۱): ۴۴۶-۴۳۷، ۱۳۹۶.
- [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]. A. Barari, R. Dion, I. Jeffrey and P. Ferguson, "Testing satellite control systems with drones," in *IEEE Potentials*, vol. 41, no. 1, pp. 6-13, Jan.-Feb. 2022, doi: 10.1109/MPOT.2021.3115728.

- [7]. N. Naajihah Ab Rahman and N. Mat Yahya, "System Identification for a Mathematical Model of DC Motor System," *2022 IEEE International Conference on Automatic Control and Intelligent Systems (I2CACIS)*, 2022, pp. 30-35, doi: 10.1109/I2CACIS54679.2022.9815461.
- [8]. G. Akgün, H. u. Hasan Khan, M. Hebaish and D. Gohringer, "System Identification using LMS, RLS, EKF and Neural Network," *2019 IEEE International Conference on Vehicular Electronics and Safety (ICVES)*, 2019, pp. 1-6, doi: 10.1109/ICVES.2019.8906339.
- [9]. A. R. Marakhimov and K. K. Khudaybergenov, "A Fuzzy MLP Approach for Nonlinear System Identification," *Journal of Mathematical Sciences*, Vol. 265, No. 1, July, 2022.
- [10]. M. Ryu, L. Cho, J. Cho, "Aerodynamic Analysis of the Ducted Fan for a VTOL UAV in Crosswinds," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 59, No. 2, pp. 47-55, 2016.
- [11]. Z. Zhang, T. Ma, S. Hao, Z. Wang and Y. Liu, "Design of A Distributed Propulsion VTOL UAV," *2019 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*, 2019, pp. 84-89, doi: 10.1109/ICUS48101.2019.8996070.
- [12]. H. Arefkhani, S.h. Sadati, M. Shahravi, "Nonlinear Dynamic Inversion Controller Design for A Satellite, Considering the Dynamics of Magnetorquers," *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 19, No. 8, pp. 1875-1887, 2019.
- [13]. M. Idrissi, F. Annaz and M. Salami, "Mathematical & Physical Modelling of a Quadrotor UAV," *2021 7th International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR)*, 2021, pp. 206-212, doi: 10.1109/ICCAR52225.2021.9463447.
- [14]. D. -W. Yoo, H. -D. Oh, D. -Y. Won and M. -J. Tahk, "Dynamic modeling and control system design for Tri-Rotor UAV," *2010 3rd International Symposium on Systems and Control in Aeronautics and Astronautics*, 2010, pp. 762-767, doi: 10.1109/ISSCAA.2010.5632868.
- [15]. Z. Zibo, F. Naghdy, "Application of genetic algorithms to system identification," *Proceedings of 1995 IEEE International Conference on Evolutionary Computation*, 1995, pp. 777-782 vol.2, doi: 10.1109/ICEC.1995.487484.
- [16]. M. Ben Haj Ahmed, N. Majdoub, T. Ladhari and F. M'Sahli, "Three Tank System Identification Based on Genetic Algorithm," *2020 17th International Multi-Conference on Systems, Signals & Devices (SSD)*, 2020, pp. 979-984, doi: 10.1109/SSD49366.2020.9364117.
- [17]. A. Ahangarani Farahani, A. 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-COAM*, Vol. 3, No. 1, July 2018, pp. 45-64, doi: 10.30473/coam.2019.41925.1090.
- [18]. S. Sathya *et al.*, "Design and Implementation of Advanced Controller for Aircraft Control," *2022 International Conference on Inventive Computation Technologies (ICICT)*, 2022, pp. 805-811, doi: 10.1109/ICICT54344.2022.9850945

# 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<sup>1</sup>, Mehran Nosratollahi\*<sup>2</sup>, Alireza Ahangarani Farahani<sup>3</sup>, meysam delalat<sup>4</sup>

1. PhD Candidate, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology
  2. Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology
  3. Assistant Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology
  4. PhD, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology
- \*Corresponding Author

---

ARTICLE INFO	ABSTRACT
<p><b>Received:</b></p> <p><b>Accepted:</b></p> <p>Keywords: Modelling, Drone design, parameters Estimation, Linear least squares error algorithm, optimization Algorithm</p>	<p>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.</p>

---