

# بررسی تجربی اثر تغییر مکان عمودی مرکز جرم چهارپره بر عملکرد پروازی از طریق شناسایی حوزه‌ی فرکانس

محمدرضا عبدالهی (دانشجوی کارشناسی ارشد)

افشین بنازاده\* (دانشیار)

سیدحسین پورتاکدوست (استاد)

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۸)  
دوره‌ی ۳-۳، شماره‌ی ۲، ص. ۱۲۹-۱۳۸، (پادداست شریف)

در تحقیق تجربی حاضر، مکان‌یابی بارها و اثر جابه‌جایی آن‌ها بر عملکرد پروازی و خواص پایداری چهارپره‌های مرسوم بررسی شده است. برای دست‌یابی به بالاترین مکان مرکز جرم، داده‌های بیش از هشتاد آزمایش پرواز به‌وسیله‌ی شناسایی حوزه‌ی فرکانس مورد ارزیابی قرار گرفته است. داده‌ها توسط ژيروسکوپ، شتاب‌سنج و مغناطیس‌سنج اندازه‌گیری و جمع‌آوری شده و با استفاده از فیلتر کالمن تعمیم یافته احیاء شده‌اند. با استفاده از این داده‌ها، مودهای طولی و عرضی چهارپره شناسایی شده و رفتارشان با هدف پیدا کردن مکانی که در آن مودهای دینامیکی دچار ناپایداری شده‌اند تحقق بخشیده شده و تغییرات ضریب میرایی در مقابل تغییر مرکز جرم نشان داده شده است. برای صحه‌گذاری و اطمینان از نتایج حاصله، از چهارپره‌ی دیگر برای مقایسه‌ی نتایج استفاده شده است. علاوه بر این، به منظور بررسی عدم قطعیت و نویزهای موجود روی داده‌های سیستم اندازه‌گیری، هر آزمایش چهار بار تکرار شده و رفتار میانگین نتایج گزارش شده است.

واژگان کلیدی: چهارپره، شناسایی تجربی، حوزه‌ی فرکانس، مودهای دینامیکی، تغییر مرکز جرم.

## ۱. مقدمه

بسته به مأموریت‌هایی که توسط پرنده‌های بدون سرنشین انجام می‌گیرد، ابعاد و تجهیزات متفاوتی روی آن‌ها نصب می‌شود.<sup>[۱]</sup> مزایای قابل توجه پرنده‌های بدون سرنشین موجب شده است که مطالعات دقیقی بر بهینه‌سازی و افزایش عملکرد آن‌ها صورت گیرد.<sup>[۲]</sup> با توجه به ویژگی‌های پرنده‌های بدون سرنشین، توان بالقوه‌ی برای اجرای کار بردهای متفاوت - از جمله، شناسایی، گشت‌زنی، حراست، حمل‌ونقل بارها و هواشناسی - می‌توان در نظر گرفت.<sup>[۳-۷]</sup>

کار بردهایی که توسط پرنده‌های بدون سرنشین انجام می‌گیرد، درگستره‌ی وسیع از موارد نظامی و غیر نظامی قرار دارد. این پرنده‌ها توانایی اجرای مأموریت‌ها در مکان‌های بسته یا در محیط‌های آزاد را دارند که نشان از قابلیت بالای آن‌ها در محیط‌های متفاوت است.<sup>[۸]</sup> این وسایل پرنده توانایی اجرای بیش از ۲۰۰ مأموریت متفاوت را دارند.<sup>[۹]</sup> به‌تازگی تحویل بسته‌های پستی به وسیله‌ی پرنده‌های بدون سرنشین به‌عنوان موضوعی جذاب برای شرکت‌های بزرگی از قبیل آمازون و گوگل<sup>[۱۰]</sup> و حتی شرکت پستی دی‌اچ‌ال مورد توجه قرار گرفته است.<sup>[۱۱]</sup>

\* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۳۹۷/۱۱/۲۹، اصلاحیه ۱۳۹۸/۳/۸، پذیرش ۱۳۹۸/۳/۲۵.

DOI:10.24200/J40.2019.52801.1503

برای اجرای این مأموریت‌ها، تعیین مکان مرکز جرم، به خصوص در راستای محور عمودی، باعث تغییراتی در دینامیک چهارپره می‌شود. از طرفی شناخت دقیق دینامیک، در طراحی و گسترش سامانه‌های کنترلی این چندپره‌ها ضروری است.<sup>[۱۲]</sup> از این رو، شناسایی اثر تغییرات مرکز جرم در راستای محور عمودی بر دینامیک این پرنده‌ها بسیار پراهمیت است.

تیشلر و همکاران،<sup>[۱۵]</sup> به بررسی دینامیک چهارپره‌ی در حوزه‌ی فرکانس پرداختند. آن‌ها چهارپره‌ی مذکور را به‌صورت حلقه بسته توسط برنامه‌ی سایفر شناسایی کردند و توابع تبدیل و مکان قطب‌های چهارپره‌ی مذکور را در تحریک‌های طولی، عرضی، سمتی و عمودی به دست آوردند. تیشلر و همکاران،<sup>[۱۲]</sup> در ادامه‌ی مطالعاتشان دینامیک فضای حالت چهارپره را استخراج کردند و برای چهارپره‌ی مذکور یک کنترل‌کننده‌ی تناسبی، مشتقی، انتگرالی طراحی کرده و در نهایت با استفاده از کنترل‌کننده‌ی طراحی شده به بهینه‌سازی سیستم کنترلی چهارپره پرداختند.

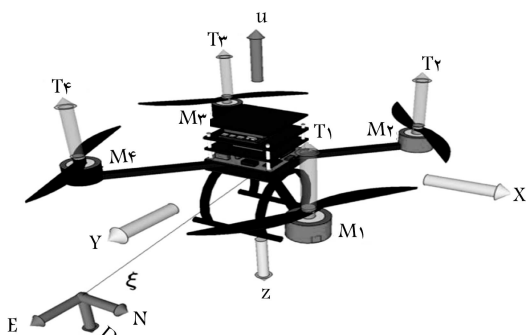
پانیرا و همکاران،<sup>[۱۶]</sup> در سال ۲۰۱۵ به بررسی وضعیت دینامیکی چهارپره در حالت پیچ متغیر پرداختند. آن‌ها برای بررسی دینامیک چهارپره مذکور از روش جعبه‌سیاه<sup>۱</sup> و جعبه‌خاکستری<sup>۲</sup> استفاده کردند. وی و همکاران<sup>[۱۷]</sup> در سال ۲۰۱۷ دینامیک سامانه‌ی حلقه‌باز چهارپره را به‌وسیله‌ی خلبان خودکار تجاری پیکس‌هاوک<sup>۳</sup>



شکل ۱. چهارپره توسعه داده شده برای آزمایش.



شکل ۲. خلبان خودکار نصب شده روی چهارپره.



شکل ۳. نمودار آزاد چهارپره مورد آزمایش [۲۳].

دارد. همچنین از ملخ‌هایی با قطر ۱۰ اینچ و گام ۴/۵ در این چهارپره استفاده شده است. باتری مورد استفاده در این پرنده دارای ۴ سلول با ظرفیت ۵/۵ آمپر ساعت است. این پرنده در شکل ۱ نشان داده شده است.

خلبان خودکار مورد استفاده برای پایدارسازی چهارپره، همان خلبان خودکار تجاری پیکس‌هاوک ۱ محصول کمپانی آردوپابلوت (شکل ۲) است. از خلبان خودکار فوق برای داده‌برداری نیز استفاده می‌شود. به دلیل انجام آزمایش‌ها در محیط آزمایشگاهی، مسقف و ضعیف بودن امواج ماهواره‌ای، از جی‌پی‌اس (GPS) استفاده نشده است. داده‌های مورد نیاز برای شناسایی، توسط واحد اندازه‌گیری اینرسی جمع‌آوری می‌شود. با استفاده از این خلبان خودکار، دستورهای ارسالی توسط سیستم کنترلی از سامانه استخراج و از آن در شناسایی سامانه استفاده می‌شود. نرخ داده‌برداری ژیراسکوپ‌ها ۸۸ هرتز است که با توجه به استفاده از میراگرهای نصب شده، لرزش‌های ایجاد شده روی خلبان خودکار به مقدار قابل قبولی کاهش یافته است. [۱۵] نمودار آزاد چهارپره‌ی توسعه داده شده در شکل ۳ نشان داده شده است.

محصول کمپانی آردوپابلوت [۱۸] شناسایی کردند. همچنین طی تحقیقات خود در جهت درک بیشتر چهارپره، سامانه‌ی کنترل سرعت موتور چهارپره را نیز شناسایی کردند. لیو و همکاران، [۱۹] در سال ۲۰۱۷ به بررسی اثر اغتشاشات جوی بر دینامیک چهارپره‌ها پرداختند و با استخراج دینامیک این سیستم در هنگام برخورد با تندبادها، سیستم کنترلی چهارپره را برای مقابله با این اغتشاشات گسترش دادند. موریس و همکاران، [۲۰] در سال ۲۰۱۸ با استفاده از انتگرال پایه به شناسایی مدل دینامیکی یک چهارپره پرداختند؛ اصلی‌ترین مزیت این روش نسبت به دیگر روش‌ها، امکان شناسایی آنلاین چهارپره بود.

بنابراین و همکاران، [۲۱] در تحقیق خود دینامیک یک پهپاد بال ثابت دارای کانارد را به کمک شبکه‌ی عصبی خطی و با استفاده از داده‌های آزمایش پرواز، شناسایی کردند. آن‌ها در این روش پرنده را در دو حالت مختلف که در یکی از آن‌ها دینامیک‌های طولی و عرضی تفکیک شده بود و در روش دیگر اثرات دینامیک‌های طولی و عرضی نسبت به یکدیگر نیز مد نظر قرار می‌گرفت شناسایی کردند؛ بررسی نتایج به دست آمده حاکی از اعتبار این روش بوده و نشان داد که با توجه به حجم محاسباتی اندک این روش، می‌توان از آن برای شناسایی آنلاین دینامیک پرنده یا تشخیص عیب در آن استفاده کرد. در مورد دینامیک چهارپره‌ها تحقیقات متنوعی صورت گرفته، اما تاکنون پژوهشی نظری یا تجربی در مورد تأثیر تغییر مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی بر دینامیک چهارپره صورت نپذیرفته است. مکان‌یابی بارها و هرگونه تغییر در آن، به‌خصوص در راستای محور عمودی، می‌تواند مرکز جرم چهارپره را تغییر داده و بر عملکرد پرواز آن به شدت تأثیرگذار باشد.

در تحقیق حاضر، فرایند شناسایی رفتار دینامیکی سامانه در شرایط مختلف قرارگیری مرکز جرم در فرایند آزمایش‌های تجربی اجرا شده، و توابع تبدیل دقیقی بر رفتار غیرخطی سامانه برازش شده است. در توابع تبدیل به دست آمده تمامی همبستگی‌های دینامیکی موجود در دینامیک سامانه به همراه سامانه‌ی کنترلی چهارپره در نظر گرفته شده است. در حین آزمایش، مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی حرکت داده شده و توابع تبدیل سامانه به وسیله‌ی روش‌های شناسایی حوزه‌ی فرکانس تعیین شده است؛ سپس مکان قطب‌های مربوط به هر تحریک رسم شده و در نهایت با بررسی مکان قطب‌ها و ضریب میرایی چهارپره، و نیز آزمایش‌های تکرارپذیری، نقطه‌ی که در آن چهارپره به مرز ناپایداری می‌رسد، شناسایی شده است.

## ۲. چیدمان آزمون

به‌منظور اجرای این پژوهش به چهارپره‌ی نیاز بود که توانایی حمل حدود ۵۰۰ گرم بار را داشته باشد. با توجه به این‌که در هر مرحله از اجرای آزمایش، جابه‌جایی مرکز جرم مورد نیاز است، بدنه‌ی پرنده باید به‌صورت ابتکاری طراحی و ساخته می‌شد تا بتوان به وسیله‌ی آن مرکز جرم را در راستای محور عمودی جابه‌جا کرد. در این راستا با ایجاد حفره‌ی در صفحه‌ی مرکزی و قرار دادن لوله‌ی با قطر مشابه درون حفره و اتصال وزنه‌ی ۵۰۰ گرمی به لوله‌ی مذکور - طوری که قابلیت جابه‌جایی این وزنه در طول لوله وجود داشته باشد - این سازوکار ایجاد شده است.

از میان انواع مختلف چندپره‌ها، چهارپره‌ی که آرایش موتورهای آن به‌صورت ضربدری است، برگزیده و ساخته شده است. دلیل استفاده از چهارپره در دسترس بودن قطعات پرنده و هزینه‌ی کم‌تر به‌کارگیری، نگهداری و تعمیر آن است. قطر کلی چهارپره ۵۰ سانتی‌متر و ارتفاع آن ۳۰ سانتی‌متری است. این چهارپره از جنس فیبر کربن بوده و چهار موتور الکتریکی با توان ۱۶۵ وات و حداکثر دور ۹۳۰۰

### ۳. شناسایی سیستم

شناسایی سیستم در حوزه فرکانس روشی سریع و مؤثر برای به دست آوردن مدل دینامیکی دقیق چهارپره هاست. این مدل دینامیکی از طریق اندازه‌گیری پاسخ سامانه نسبت به ورودی‌های معین و بهینه‌ی کنترلی حاصل می‌شود.<sup>[۲۰]</sup> علاوه بر دقت بالا، شناسایی سیستم فرایندی کم هزینه برای گسترش مدل دینامیکی چهارپره هاست.<sup>[۲۲]</sup> شناسایی به‌طور کلی به دو روش حوزه‌ی زمان و حوزه‌ی فرکانس صورت می‌پذیرد که به دلیل زمان‌بر بودن، خطای زیاد و هزینه‌ی محاسباتی بالا در شناسایی سیستم حوزه‌ی زمان، در کاربردهای عملی معمولاً از شناسایی سیستم حوزه‌ی فرکانس (شکل ۴) استفاده می‌شود. در این روش یک تابع توصیف‌کننده‌ی خطی از یک فرایند ورودی - خروجی به دست می‌آید که در واقع بهترین مدل خطی توصیف‌کننده‌ی رفتار غیرخطی سیستم است. در این روش تاریخچه‌ی زمانی پاسخ‌های دینامیکی پرنده پس از تحریک توسط ورودی‌های مناسب در فرایند آزمایش‌های پروازی یا آزمایش‌های سخت‌افزار در حلقه مورد مطالعه و بررسی قرار می‌گیرد.

معیار ارزیابی صحت شناسایی، تابع همبستگی است. تابع همبستگی از دیدگاه فیزیکی، قسمتی از طیف ورودی است ( $G_{xx}$ ) که به‌صورت خطی، متناسب با طیف خروجی است ( $G_{yy}$ ). این تابع با نماد  $(\gamma_{xy})$  در هر فرکانس نشان داده می‌شود و مقدار آن بین صفر و ۱ است. برای آن‌که شناسایی از اعتبار لازم برخوردار باشد، مقدار تابع همبستگی باید بیشتر از ۰٫۶ باشد که این به‌معنای ارتباط مؤثر خطی در رفتار ورودی - خروجی سیستم است.

$$\gamma_{xy}^2(f) = \frac{|\hat{G}_{xy}(f)|}{|\hat{G}_{xx}(f)||\hat{G}_{yy}(f)|} \quad (۱)$$

در معادله ۱،  $(G_{xx})$ ،  $(G_{yy})$  و  $(G_{xy})$  نشان‌گر توان منتقل شده در هر فرکانس است و به آن چگالی توان طیفی گفته می‌شود.

$$\hat{G}_{xx} = \frac{2}{T_{rec}} |x(f)|^2 \quad (۲)$$

$$\hat{G}_{xy} = \frac{2}{T_{rec}} |x^*(f) y(f)| \quad (۳)$$

$$\hat{G}_{yy} = \frac{2}{T_{rec}} |y(f)|^2 \quad (۴)$$

در معادله ۲،  $x(f)$  ورودی در حوزه فرکانس است؛ در معادله ۳ نیز  $y(f)$  خروجی در حوزه فرکانس است. منظور از «تابع تبدیل» تابعی است که بهترین برازش را بر پاسخ‌های فرکانسی داشته باشد. به همین دلیل، معیاری که بیان‌گر همخوانی

تابع تبدیل حاصله با مقادیر پاسخ فرکانسی است «تابع هزینه» نام دارد و مقدار آن از معادله ۵ محاسبه می‌شود؛ مقدار تابع هزینه هر اندازه کوچک‌تر باشد، حکایت از نزدیک‌تر بودن تابع تخمین زده شده به مقادیر پاسخ فرکانسی دارد:

$$J = \frac{2}{n_\omega} \sum_{\omega_1}^{\omega_{n_\omega}} W_\gamma \left[ W_g \left( \left| \hat{T}_c \right| - |T| \right)^2 + W_p \left( \angle \hat{T}_c - \angle T \right)^2 \right] \quad (۵)$$

که در آن  $w_p$ ،  $w_g$  وزن‌های نسبی دامنه و فاز و  $n_\omega$  تعداد نقاط فرکانس در بازه فرکانسی قابل قبول است.

$$n_\omega = 20 \quad (۶)$$

$$W_g = 1 \quad (۷)$$

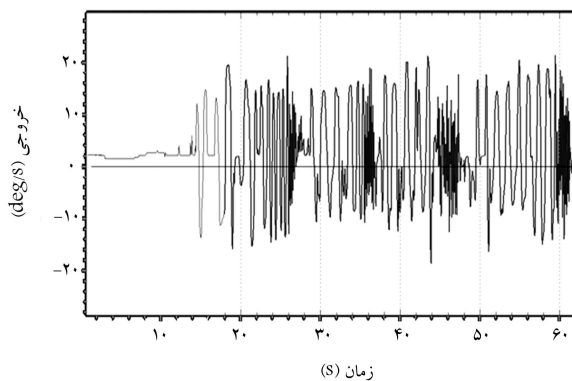
$$W_p = 0.1745 \quad (۸)$$

$$W_\gamma = \left[ 1.58 \left( 1 - e^{\gamma_{xy}} \right) \right]^2 \quad (۹)$$

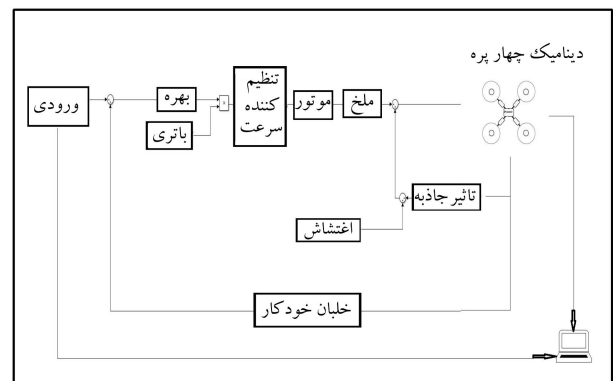
با توجه به ضرایب بالا چنانچه مقدار تابع هزینه کوچک‌تر از ۵۰ باشد، تابع تبدیل متناسبی به رفتار دینامیکی سامانه برازش شده است.

### ۴. استخراج توابع تبدیل

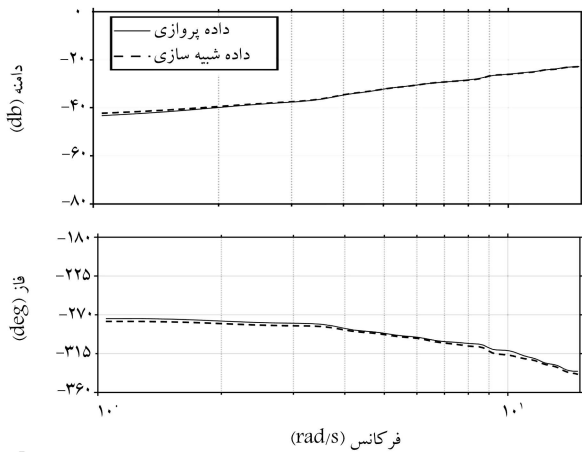
در فرایند آزمایش‌های پروازی باید ابتدا پرنده را توسط ورودی‌های مناسب کنترلی تحریک کرد. در طراحی سامانه‌های کنترلی محدوده‌ی فرکانسی تحریک بین ۱ تا ۲۰ رادیان بر ثانیه است<sup>[۱۵]</sup> و لذا چهارپره در بازه مذکور تحریک شده است. نمونه‌یی از تحریک سیستم در بازه مورد نظر در شکل ۵ نمایش داده شده است. در عمل برای اعمال ورودی به پرنده از یک رادیو کنترل فوتابا ۱۴ اس‌جی با فرکانس ۲٫۴ گیگاهرتز استفاده شده و ورودی‌های لازم توسط خلبان بر سامانه اعمال شده است. پس از تحریک مناسب سامانه توسط ورودی‌های مناسب، مقادیر پاسخ‌های زمانی سامانه در یک حافظه‌ی خارجی در درون خلبان خودکار ذخیره می‌شود. پس از اتصال خلبان خودکار به رایانه توسط برنامه‌ی میسن پلنر<sup>۵</sup> نسخه‌ی ۱.۳.۵۶ که توسط میشل اُبورن<sup>۶</sup> به سفارش کمیانی آردوپالوت طراحی شده،<sup>[۱۸]</sup> تمامی داده‌های ذخیره شده در حافظه‌ی خارجی به رایانه منتقل می‌شود. سپس تمامی داده‌ها با نام‌گذاری صحیح در متلب ذخیره و توسط یکی از زیر برنامه‌های تجاری سایفر نسخه‌ی ۶.۳ که توسط اداره‌ی توسعه‌ی هوایی ارتش ایالات متحده، دانشگاه کالیفرنیا در سانتا کروز و مرکز تحقیقات ایمز<sup>۷</sup> توسعه داده شده و



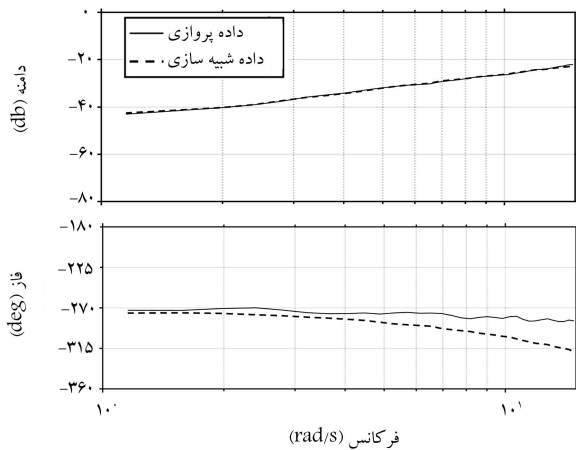
شکل ۵. نمونه‌یی از داده برداری توسط سیستم پیکس‌هاوک.



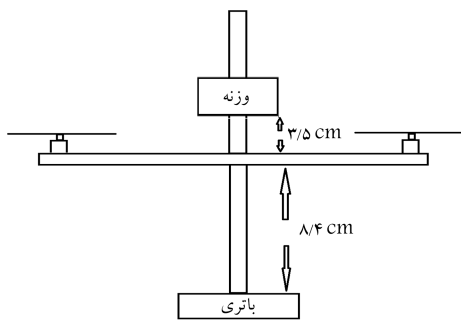
شکل ۴. فرایند کلی پروژه.



شکل ۶. اعتبارسنجی با ورودی دابلت در مرحله‌ی اول، مود طولی.



شکل ۷. اعتبارسنجی با ورودی دابلت در مرحله‌ی اول، مود عرضی.



شکل ۸. نمای از محل قرارگیری وزنه‌های موجود در چهارپره.

مرحله‌ی دوم: در این مرحله وزنه‌ی ۵۰ گرمی در ارتفاع ۳/۵ سانتی‌متری بالای صفحه‌ی مرکزی قرار داده شده است، و لذا مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی در معادله‌ی ۱۷ نشان داده شده است.

$$Z_m = \frac{(^{\circ}0,8 \times -8,4) + (^{\circ}0,5 \times 3,5)}{1,3} = -3,82 \text{ cm} \quad (17)$$

نمای قرارگیری وزنه‌ها در سیستم در شکل ۸ ارائه شده است. اعمال این وزنه به پرنده و محل نصب آن روی چهارپره، باعث بالا آمدن مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی شده و سامانه نسبت به حالت اول ناپایدارتر می‌شود. توابع تبدیل طولی و عرضی چهارپره با استفاده از برنامه‌ی سایفر به دست آمده است. برای بررسی توابع

تاکنون بیش از ۳۰ پروزه‌ی پروازی توسط این برنامه انجام شده، مورد استفاده قرار گرفته است. نهایتاً توابع تبدیل مناسب با پاسخ فرکانسی حاصله محاسبه شده است. [۲۲]

## ۵. آزمایش‌های پروازی

برای اجرای تحقیق تعداد ۸۳ آزمایش پروازی انجام شده است. شماره آزمایش‌های مورد استفاده برای هر مرحله به همراه مدت‌زمان اجرای این آزمایش‌ها در جدول ۱ ثبت شده است. این آزمایش‌ها در چهار مرحله‌ی کلی صورت گرفته که جزئیات هر یک در ادامه تشریح می‌شود.

مرحله‌ی اول: در این مرحله، چهارپره بدون اتصال وزنه‌ی اضافی شناسایی شده است. هدف از این شناسایی به دست آوردن تمام قطب‌های دینامیکی سامانه در محورهای طولی و عرضی چهارپره است. در این مرحله وزنه‌ی به سامانه متصل نیست و باتری در زیر پرنده نصب شده است. با توجه به این‌که محل باتری در پایین‌ترین حد خود قرار گرفته، مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی بسیار پایین قرار می‌گیرد و پرنده بسیار پایدار می‌شود. با توجه به محل قرارگیری باتری و وزنه، محل مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی مشخص می‌شود. جرم باتری ۰/۸ کیلوگرم، و جرم وزنه ۰/۵ کیلوگرم است و فاصله‌ی هرکدام از صفحه‌ی مرکزی برحسب سانتی‌متر بیان می‌شود. در این قسمت باتری در ارتفاع ۸/۴- سانتی‌متر قرار داده شده است.

$$Z_m = \frac{^{\circ}0,8 \times -8,4}{^{\circ}0,8} = -8,4 \text{ cm} \quad (10)$$

تابع تبدیل برازش شده در تحریک طولی و استخراج شده از برنامه‌ی سایفر در معادلات ۱۱ تا ۱۳ نشان داده شده است.

$$\frac{q}{\delta_{lon}} = \frac{134s}{s^2 + 70,1s + 1918,2s + 26924} e^{-^{\circ}0,8s} \quad (11)$$

$$CF = 1,86 \quad (12)$$

$$pole = \begin{cases} -11 + 25,4z \\ -11 - 25,4z \\ -21 \end{cases} \quad (13)$$

مقدار تابع هزینه‌ی برازش شده به سیستم در معادله‌ی ۱۲ نشان داده شده و مقادیر قطب‌های طولی حلقه بسته‌ی سامانه نیز در معادله‌ی ۱۳ ارائه شده است.

تابع برازش شده در تحریک عرضی به همراه مقادیر تابع هزینه و مکان قطب‌های حلقه بسته‌ی سیستم در معادلات ۱۴ تا ۱۶ نشان داده شده است.

$$\frac{p}{\delta_{lat}} = \frac{245,3s}{s^2 + 61,3s + 2485s + 49123} e^{-^{\circ}0,8s} \quad (14)$$

$$CF = 1,45 \quad (15)$$

$$pole = \begin{cases} -14,77 + 36,44z \\ -14,77 - 36,44z \\ -31,76 \end{cases} \quad (16)$$

نمودار اعتبارسنجی حالت اول که در آن چهارپره توسط ورودی دابلت<sup>۸</sup> تحریک شده، در شکل‌های ۶ و ۷ نشان داده شده است. در این شکل‌ها نمودار دامنه و فاز حاصل از تحریک ورودی سیستم به وسیله‌ی ورودی سینوسی و دابلت تقریباً بر یکدیگر منطبق است.

جدول ۱. آزمایش‌های پروازی و مدت زمان هر آزمایش.

آزمایش	تحریک	مرحله اول		مرحله دوم		مرحله سوم		مرحله چهارم		مرحله اعتبار سنجی
		زمان داده	رویداد	زمان داده	رویداد	زمان داده	رویداد	زمان داده	رویداد	
۱	طولی	۶۸٫۲۶	۳۰	۹۱٫۳۶	۳۶	-	-	-	-	۳۸
	عرضی	۳۹٫۸۸	۲۷	۷۹٫۲۴	۳۴	۷۳٫۸۸	۳۵	-	-	۳۹
۲	طولی	۷۷٫۱۰	۴۳	۴۸٫۹۷	۵۳	۵۰٫۷۴	۵۵	۶۳٫۲۶	۶۳	۴۵
	عرضی	۱۰۹٫۰۶	۴۱	۴۵٫۹۴	۵۴	۵۷٫۰۸	۵۶	۵۴٫۶۳	۶۵	۴۴
۳	طولی	۷۷٫۴۴	۴۶	۵۱٫۱۱	۶۷	۵۵٫۷۷	۷۰	۶۰٫۴۹	۷۱	-
	عرضی	۷۵٫۶۱	۴۸	۸۱٫۲۵	۷۵	۷۰٫۷۸	۷۶	۸۶٫۷۴	۷۷	-
۴	طولی	۵۸٫۷۵	۴۹	۶۲٫۹۸	۷۸	۵۳٫۶۱	۷۹	۷۱٫۶۵	۸۰	-
	عرضی	۵۱٫۹۰	۵۰	۷۴٫۳۵	۸۱	۸۵٫۹۵	۸۲	۱۰۶٫۶۷	۸۳	-

جدول ۲. آزمایش‌های طولی مرحله دوم.

شماره آزمایش	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	تابع هزینه
۱	$-۷/۳۵ + ۳۲i$	$-۷/۳۵ - ۳۲i$	-۳۲	۴٫۹۵
۲	$-۷/۳۴ + ۳۲/۹i$	$-۷/۳۴ - ۳۲/۹i$	-۳۲٫۳	۳٫۷۲
۳	$-۷/۳۴ + ۳۲/۹i$	$-۷/۳۴ - ۳۲/۹i$	-۳۲٫۳	۲٫۳۶
۴	$-۷/۳۴ + ۳۲/۹i$	$-۷/۳۴ - ۳۲۹i$	-۳۲٫۳	۵٫۴۲

جدول ۳. مکان قطب‌های طولی در آزمایش‌های مرحله دوم.

قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
$-۷/۳۴ + ۳۲/۹i$	$-۷/۳۴ - ۳۲/۹i$	-۳۲٫۳	۰٫۲۱۷	۳۳٫۷۱

جدول ۴. آزمایش‌های عرضی مرحله دوم.

شماره آزمایش	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	تابع هزینه
۱	$-۵/۷ + ۱۷/۷i$	$-۵/۷ - ۱۷/۷i$	-۱۰٫۷	۳٫۹۱
۲	$-۵/۷ + ۱۷/۸i$	$-۵/۷ - ۱۷/۸i$	-۱۰٫۶	۴٫۹۴
۳	$-۵/۶ + ۱۷/۸i$	$-۵/۶ - ۱۷/۸i$	-۱۰٫۶۶	۸٫۵۴
۴	$-۵/۶ + ۱۸/۲i$	$-۵/۶ - ۱۸/۲i$	-۱۰٫۶۸	۳٫۷۵

تبدیل طولی پرنده در این حالت، چهار آزمایش متوالی صورت گرفته که شرح آن در جدول ۲ بیان شده است. با میانگین‌گیری از چهار پرواز انجام شده، مکان قطب‌های سیستم، ضریب میرایی و فرکانس در جدول ۳ ثبت و ارائه شده است. نمودار اعتبارسنجی مود طولی با ورودی دابلت در شکل ۹ نشان داده شده است. نتایج آزمایش‌های مربوط به قسمت عرضی نیز در جدول ۴ ارائه شده است. میانگین چهار آزمایش بالا در جدول ۵ ثبت شده است. نمودار اعتبارسنجی مربوط به حالت عرضی که توسط ورودی دابلت تحریک شده، در شکل ۱۰ نشان داده شده است.

$$Z_m = \frac{(0,18 \times -1,4) + (0,5 \times 1,5)}{1,3} = -1,9 \text{ cm} \quad (18)$$

با توجه به بالا آمدن مرکز جرم نسبت به دو مرحله قبلی، پایداری سامانه کاهش یافته است. نتایج آزمایش‌های انجام شده در مود طولی در جدول ۶ مشاهده می‌شود.

جدول ۵. مکان قطب‌های عرضی در آزمایش‌های مرحله‌ی دوم.

قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
$-5/6 + 17/9i$	$-5/6 - 17/9i$	$-10/66$	$0,295$	$18,75$

جدول ۶. آزمایش‌های طولی مرحله‌ی سوم.

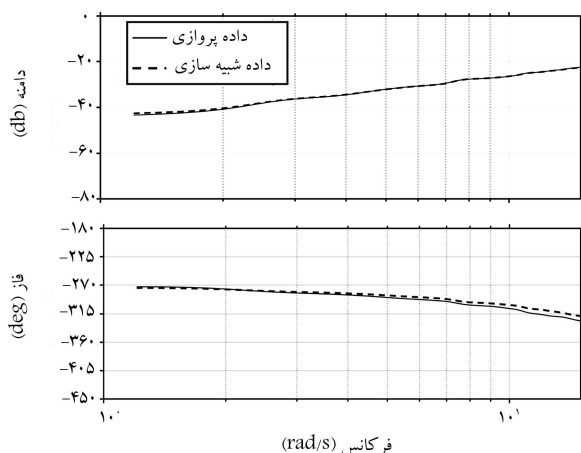
شماره آزمایش	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	تابع هزینه
۱	$-5 + 28/8i$	$-5 - 28/8i$	$-5$	$7,87$
۲	$-4/9 + 29/9i$	$-4/9 - 29/9i$	$-4/9$	$9,19$
۳	$-4/8 + 29i$	$-4/8 - 29i$	$-4/8$	$9,11$
۴	$-4/7 + 29/2i$	$-4/7 - 29/2i$	$-4/7$	$4,65$

جدول ۷. مکان قطب‌های طولی در آزمایش‌های مرحله‌ی سوم.

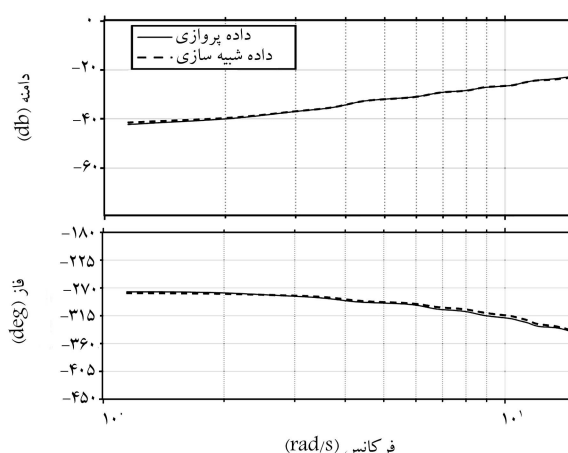
قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
$-4/85 + 29/1i$	$-4/85 - 29/1i$	$-21,4$	$0,163$	$29,45$

جدول ۸. آزمایش‌های عرضی مرحله‌ی سوم.

شماره آزمایش	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	تابع هزینه
۱	$-5 + 17/4i$	$-5 - 17/4i$	$-5$	$9,66$
۲	$-3/8 + 17/5i$	$-3/8 - 17/5i$	$-3/8$	$9,31$
۳	$3/9 + 18/1i$	$3/9 - 18/1i$	$-3/9$	$5,77$
۴	$3/9 + 17/7i$	$3/9 - 17/7i$	$-3/9$	$8,96$



شکل ۸. اعتبارسنجی با ورودی دابلت در مرحله‌ی دوم، مود عرضی.



شکل ۹. اعتبارسنجی با ورودی دابلت در مرحله‌ی دوم، مود طولی.

$$Z_m = \frac{(0,8 \times -8,4) + (0,5 \times 11)}{1,3} = -0,93 \text{ cm} \quad (19)$$

چهارپره در این مرحله نسبت به سه مرحله‌ی گذشته چابک‌تر است و پایداری کم‌تری دارد. نتایج آزمایش‌های مرحله‌ی سوم طولی در جدول ۱۰ ثبت شده است. میانگین آزمایش‌های طولی در جدول ۱۱ ارائه شده است. نتایج آزمایش‌های عرضی مرحله‌ی سوم در جدول ۱۲ ثبت و ارائه شده است. در نهایت، میانگین مکان قطب‌های عرضی در جدول ۱۳ ارائه شده است.

میانگین آزمایش‌های انجام شده در این حالت در جدول ۷ ثبت و ارائه شده است. نتایج آزمایش‌های عرضی مرحله‌ی سوم در جدول ۸ ارائه شده است. میانگین قطب‌های عرضی در این مرحله در جدول ۹ نمایش داده شده است. به‌عنوان نمونه داده‌های ورودی به سیستم در آزمایش سوم مربوط به بخش عرضی در شکل ۱۱ ارائه شده است. مرحله‌ی چهارم: در این مرحله وزنه‌ی ۵۰ گرمی را در ارتفاع ۱۱ سانتی‌متری بالای صفحه قرار می‌دهیم. در این حالت مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی در ارتفاع ۰/۹۳- سانتی‌متری قرار می‌گیرد.

جدول ۹. مکان قطب‌های عرضی در آزمایش سوم.

قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
$-۳/۹ + ۱۷/۷i$	$-۳/۹ - ۱۷/۷i$	$-۹/۴۵$	$۰/۲۱۳$	$۱۸/۱$

جدول ۱۰. آزمایش‌های طولی مرحله‌ی چهارم.

شماره آزمایش	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	تابع هزینه
۱	$-۰/۰۶ + ۲۹/۷i$	$-۰/۰۶ - ۲۹/۷i$	$-۰/۰۶$	$۶/۷۹$
۲	$-۰/۵۷ + ۲۹/۸i$	$-۰/۵۷ - ۲۹/۸i$	$-۰/۵۷$	$۹/۶$
۳	$-۰/۱۱ + ۲۹/۷i$	$-۰/۱۱ - ۲۹/۷i$	$-۰/۱۱$	$۲/۹۲$
۴	$-۰/۰۵ + ۲۹/۸i$	$-۰/۰۵ - ۲۹/۸i$	$-۰/۰۵$	$۸/۷۳$

جدول ۱۱. مکان قطب‌های طولی در آزمایش چهارم.

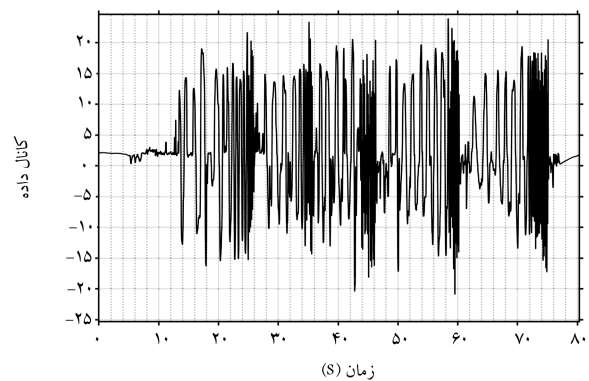
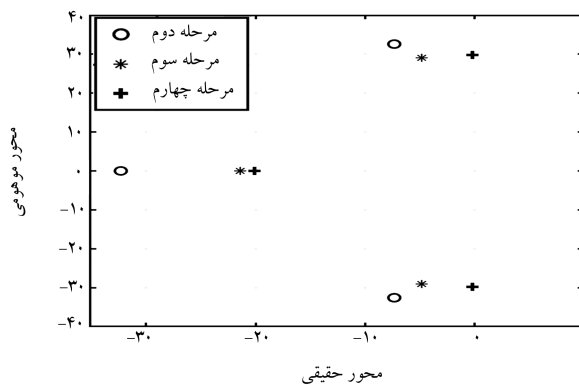
قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
$-۰/۲ + ۲۹/۷۵i$	$-۰/۲ - ۲۹/۷۵i$	$-۲۰/۱$	$۰/۰۰۱$	$۲۹/۷۵$

جدول ۱۲. آزمایش‌های عرضی مرحله‌ی چهارم.

شماره آزمایش	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	تابع هزینه
۱	$-۲/۳ + ۲۱/۴i$	$-۲/۳ - ۲۱/۴i$	$-۲/۳$	$۷/۷۷$
۲	$-۲/۵ + ۲۰/۴i$	$-۲/۵ - ۲۰/۴i$	$-۲/۵$	$۱۵/۲$
۳	$-۱ + ۲۰/۴i$	$-۱ - ۲۰/۴i$	$-۱$	$۸/۷۷$
۴	$-۲/۶ + ۲۰/۹i$	$-۲/۶ - ۲۰/۹i$	$۲/۶ - ۲۰/۹i$	$۱۰/۱۴$

جدول ۱۳. مکان قطب‌های عرضی در آزمایش چهارم.

قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
$-۲/۲ + ۲۰/۶i$	$-۲/۲ - ۲۰/۶i$	$-۹/۵$	$۰/۰۱$	$۲۰/۷۵$



شکل ۱۲. مکان جابه‌جایی قطب‌های طولی با جابه‌جایی مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی.

شکل ۱۱. ورودی اعمال شده برای تحریک سیستم.

## ۶. تحلیل نتایج

در حالت‌های مذکور دارای سه قطب منفی است که دو قطب آن مختلط مزدوج و یک قطب آن حقیقی و منفی‌تر از دو قطب مختلط دیگر است. چنان‌که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، با بالاتر رفتن مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی کلیه‌ی قطب‌های سامانه به سمت راست حرکت می‌کنند و نهایتاً در

بررسی جابه‌جایی مکان قطب‌های طولی و عرضی با جابه‌جایی مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی در حالت‌های دوم، سوم و چهارم و مقایسه‌ی آن‌ها با یکدیگر نشان می‌دهد که در جابه‌جایی مکان قطب‌های طولی با توجه به شکل ۱۲، چهارپره

چهارپره به دست آورده شود. برای بی‌بعد کردن می‌توان، مکان مرکز جرم را که برحسب سانتی‌متر از صفحه‌ی مرکزی بیان شده، بر فاصله‌ی قطری دو موتور که برحسب سانتی‌متر اندازه‌گیری شده، تقسیم کرد. با توجه به این‌که طول دسته‌های متصل‌کننده‌ی موتور به بدنه، خود تابعی از توان موتور است و موتور آن نیز نوع ملخ مورد نیاز را تعیین می‌کند، می‌توان قابل قبول بودن این پارامتر بی‌بعد را اثبات کرد.

$$w = \frac{z_m}{L} \quad (20)$$

که در آن  $z_m$  برابر فاصله‌ی مرکز جرم در راستای محور عمودی تا مرکز صفحه و  $L$  فاصله‌ی میان دو شفت موتورهای قطری است که ضریب بی‌بعد  $w$  را می‌سازند. بررسی قطب‌های طولی هواپیما (شکل ۱۲) نشان می‌دهد که با بالاتر رفتن مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی کلیه‌ی قطب‌های سامانه به سمت راست حرکت می‌کنند و در آزمایش حالت چهارم، دو قطب مختلط بسیار به محور موهومی نزدیک می‌شوند. همین فرایند در بررسی قطب‌های عرضی هواپیما نیز وجود دارد. با توجه به شکل ۱۳، با بالا رفتن مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی، بدون هرگونه تغییر در آرایش قطب‌ها، مکان کلی قطب‌های آن به سمت راست حرکت می‌کند.

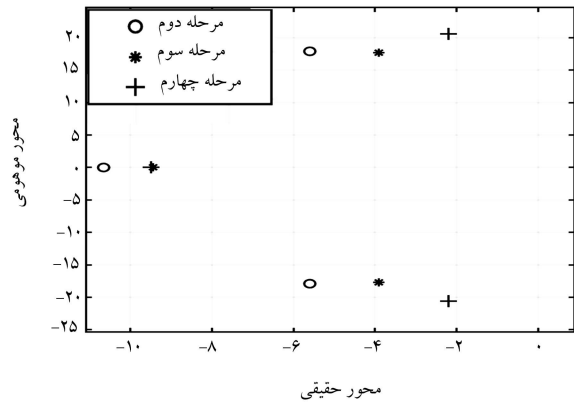
در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ مشاهده می‌شود که با بالا رفتن مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی، مقدار ضریب میرایی برای هر دو حالت طولی و عرضی به سمت منفی حرکت می‌کند و اگر مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی در ارتفاع  $-0.8$  سانتی‌متر قرار داده شود، مقدار ضریب میرایی صفر می‌شود. با صفر شدن این ضریب، چهارپره رفتار نوسانی دائمی خواهد داشت. با بالاتر آمدن این ارتفاع، ضریب میرایی چهارپره واگرا می‌شود. در نتیجه اگر وزنه در ارتفاع  $11.36$  سانتی‌متری قرار بگیرد، پرنده به مرز ناپایداری می‌رسد.

$$w_{instability} = \frac{-0.8}{49.8} = -0.016 \quad (21)$$

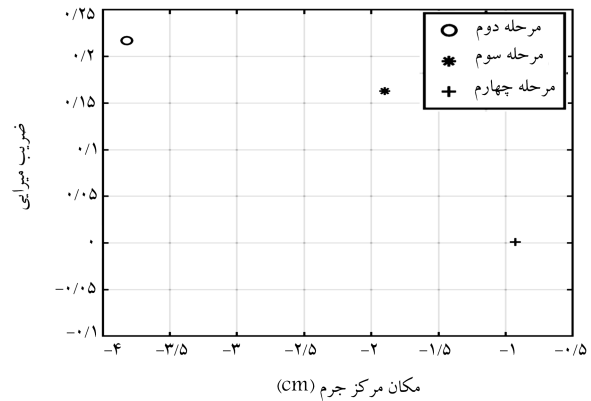
در نتیجه می‌توان گفت که در تمامی چهارپره‌ها در این مقدار بی‌بعد، دو قطب ناپایدار روی محور موهومی قرار می‌گیرند. علت منفی شدن این مقدار، وجود موتور و سامانه‌های اندازه‌گیری است که وزن آن‌ها بالاتر از سطح مرکزی قرار گرفته است. واقع در تحلیل بالا تنها وزن باتری و محموله به‌عنوان عامل تأثیرگذار در تغییرات مرکز جرم در راستای محور عمودی در نظر گرفته شده است. با قرار گرفتن این دو قطب روی محور موهومی، پرنده در هنگام بلند شدن دچار لرزش‌های فراوانی می‌شود و حتی ممکن است که چهارپره واگرا شود. دلیل واگرایی سریع‌تر مود طولی، عدم تقارن به دلیل نصب تجهیزات اندازه‌گیری است که این عدم تقارن باعث شده است که پرنده در مود طولی نسبت به مود عرضی در مقابل جابه‌جایی مرکز جرم در راستای محور عمودی حساس‌تر باشد. همچنین با توجه به شکل‌های ۱۴ و ۱۵، می‌توان ضریب میرایی دلخواه پرنده را از طریق جایابی صحیح مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی انتخاب کرد، و نیز می‌توان به درک صحیحی از رفتار میرایی مودهای طولی و عرضی چندپره‌های جرم متغیر طی پرواز دست یافت.

### ۱.۶. اعتبارسنجی و تکرارپذیری نتایج

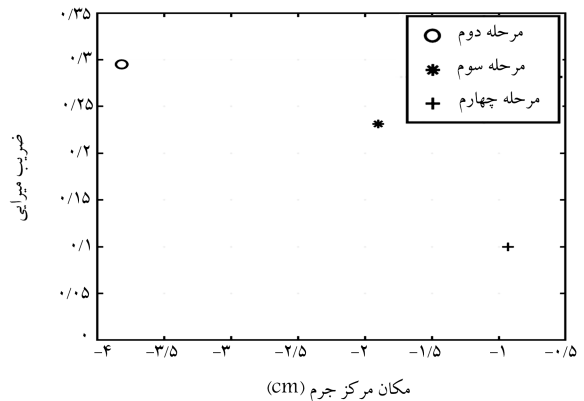
برای بررسی عدم قطعیت در آزمایش‌های انجام شده، در هر مرحله از اجرای آزمایش و در هر راستا، داده‌برداری برای چهار مرتبه تکرار و داده‌های مربوطه تحلیل شده‌اند. سپس با میانگین‌گیری از نتایج حاصل از چهار آزمایش، نتایج حاصله به‌عنوان نتایج به دست آمده از تحریک سینوسی چهارپره بیان شده است. در گام بعدی چهارپره با



شکل ۱۳. مکان جابه‌جایی قطب‌های عرضی با جابه‌جایی مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی.



شکل ۱۴. تغییرات ضریب میرایی طولی با جابه‌جایی مرکز جرم در راستای محور عمودی.



شکل ۱۵. تغییرات ضریب میرایی عرضی با جابه‌جایی مرکز جرم در راستای محور عمودی.

آزمایش حالت چهارم، دو قطب مختلط بسیار به محور موهومی نزدیک می‌شوند. آرایش مکان قطب‌های عرضی همانند قطب‌های طولی، در شکل ۱۳ نشان داده شده است. همچنین برای بررسی پایداری طولی و عرضی چهارپره، مقدار ضریب میرایی چهارپره برای هر دو راستای طولی و عرضی در شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نشان داده شده است.

برای آن که استفاده از پاسخ‌های حاصله در تمامی چهارپره‌ها ممکن شود، باید ضریب بی‌بعدی استخراج شود و سپس برحسب این ضریب، نقطه‌ی ناپایداری



جدول ۱۴. نتایج مربوط به آزمایش‌های تکرار پذیری.

نوع تحریک	قطب اول	قطب دوم	قطب سوم	ضریب میرایی	فرکانس
طولی	$29/5i + 12/1$	$29/5i - 12/1$	$20/0$	$-0/004$	۲۹/۵۴
عرضی	$21/6i + 15/1$	$21/6i - 15/1$	$-12/42$	$0/053$	۲۱/۶۲

با توجه به ضریب بی بعد  $0/16$ ، مقدار مرکز جرم باید در  $0/8$  سانتی متری زیر صفحه‌ی مرکزی قرار داشته باشد که با استفاده از جایابی باتری در مکانی مناسب، مرکز ثقل چهارپره در مکان مورد نظر قرار داده شده است. نتایج به دست آمده برای تحریک‌های طولی و عرضی در جدول ۱۴ ارائه شده است.

با توجه به جواب‌های به دست آمده از جدول ۱۴ می‌توان گفت که نتایج حاصل از آزمایش‌های تکرار پذیری کاملاً بر پاسخ‌های مربوط به چهارپره‌ی اصلی منطبق و هماهنگ است.



شکل ۱۶. چهارپره‌ی مورد استفاده در آزمون تکرار پذیری.

## ۷. نتیجه‌گیری

با حرکت مکان مرکز جرم یک چهارپره‌ی مشخص در راستای محور عمودی به سمت بالا، قطب‌های طولی و عرضی سامانه، بدون تغییر آرایش به سمت راست محور حقیقی حرکت می‌کنند و چهارپره به مرز ناپایداری نزدیک می‌شود. با قرار گرفتن وزنه‌ی  $500$  گرمی در ارتفاع  $11/3$  سانتی متری، قطب‌های مختلط روی محور موهومی قرار می‌گیرند. با بررسی روند جابه‌جایی، مقدار ضریب میرایی هنگامی به صفر می‌رسد که مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی در  $0/8$  سانتی متر قرار بگیرد. در نتیجه، با قرار گرفتن وزنه در ارتفاع  $11/36$  سانتی متری این مرز ناپایداری حاصل می‌شود. نهایتاً با بی‌بعدسازی مشخص شد چنانچه مکان مرکز جرم ناشی از بار اضافه شده به چهارپره در عدد بی بعد  $0/16$  قرار بگیرد، سامانه به مرز ناپایداری خواهد رسید. همچنین با استفاده از شکل‌های ۱۴ و ۱۵ می‌توان مکان مرکز جرم در راستای محور عمودی را به نحوی قرار داد که رفتار سیستم از لحاظ میرایی به صورت دلخواه در هر راستا تعیین شود.

استفاده از ورودی دابلت به صورت مجدد تحریک شده و با نتایج حاصل از میانگین تحریک با ورودی سینوسی مورد مقایسه قرار گرفته است. برای اطمینان از نتایج به دست آمده و تکرار پذیری آزمایش‌ها، از چهارپره‌ی دیگری (شکل ۱۶) استفاده شده است. فاصله‌ی میان دو موتور برابر  $50$  سانتی متر بوده و سیستم پیش‌ران آن از چهار موتور الکتریکی با توان  $211$  وات و با دور بیشینه  $10200$  دور در دقیقه تشکیل شده است. قطر پره‌های مورد استفاده  $9$  اینچ، و گام ملخ  $4/5$  می‌باشد. ظرفیت باتری مورد استفاده در آزمایش  $3000$  میلی آمپر ساعتی با  $4$  سلول است. بدنه‌ی چهارپره از جنس پلاستیک فشرده بوده و ساختار خرابایی شکل دارد. با توجه به این‌که شناسایی به صورت حلقه‌بسته است، از خلبان خودکاری مشابه که در نمونه‌ی اصلی به کار رفته، بهره‌گیری شده است. وزن کلی چهارپره حدود  $1192$  گرم است و لذا این پرنده کاملاً با نمونه‌ی اصلی تفاوت دارد.

## پانویس‌ها

1. black box
2. gray box
3. Pixhawk
4. Ardupilot
5. Mission Planer
6. Michel Osborne
7. ames
8. doublet

## منابع (References)

1. Hassanalian, M., Khaki, H. and Khosrawi, M. "A new method for design of fixed wing micro air vehicle", *Proc.*

*Inst. Mech. Eng. J. Aerosp. Eng.* **229** pp. 837-850 (2014).

2. Hassanalian, M. and Abdelkefi, A. "Classifications, applications, and design challenges of drones: a review", *Progress in Aerospace Sciences*, **91**, pp. 99-131 (2017).
3. Radmanesh, M., Hassanalian, M., Fegghi, S.A. and et al. "Numerical investigation of azarakhsh MAV", *Proceeding of International Micro Air Vehicle Conference (IMAV2012)*, Braunschweig, Germany, pp. 3-6 July (2012).
4. McMichael, J.M. and Francis, M.S. "Micro air vehicles - toward a new generation of flight", USAF, DARPA TTO document, July (1996).
5. Sibilski, K. "Dynamics of micro-air vehicle with flapping wings", *Acta Polytechnica*, **44**, pp.15-21 (2004).

6. Binenko, V.I., Andreev, V.L. and Ivanov, R.V. "Remote sensing of environment on the base of the microavition", in: *Proceedings of the 31st International Symposium on Remote Sensing of Environment, Saint Petersburg, Russia*, pp. 20-24 (May 2005).
7. Sitnikov, N., Borisov, Y., Akmulin, D. and et al. "Unmanned aerial vehicles (UAV) in atmospheric research and satellite validation", In: *Proceedings of the 40th COSPAR Scientific Assembly*, Moscow, Russia, pp. 2-10 (August 2014).
8. Rodriguez, R.M., Alarcón, F., Rubio, D.S. and et al. "Autonomous management of an UAV airfield", in: *Proceedings of the 3rd International Conference on Application and Theory of Automation in Command and Control Systems*, Naples, Italy, pp. 28-30 (May 2013).
9. <http://air-vid.com/wp/20-great-uav-applications-areas-drones>.
10. <https://www.microdrones.com/en/applications/>.
11. <http://appleinsider.com/articles/15/11/30/amazon-teases-new-details-ofplanned-prime-air-drone-delivery-service>.
12. <http://www.techspot.com/news/62412-two-delivery-drones-built-google-soontested-us.html>.
13. Heutger, M. "Unmanned aerial vehicle in logistics: a DHL perspective on implications and use cases for the logistics industry", DHL Customer Solutions & Innovation, Troisdorf, Germany (2014).
14. Wei, W., Tischler, M.B., Cohen, K. "System identification and controller optimization of a quadrotor UAV", *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference* (January 2015)
15. Wei, W., Tischler, M.B., Schwartz, N. and et al. "Frequency-domain system identification of a quadrotor controller, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, January (2014).
16. Panizza, P., Riccardi, F. and Lovera, M. "Black-box and grey-box identification of the attitude dynamics for variable-pitch quadrotor", ELSEVIER (2015).
17. Wei, W., Chohen, K. "Development of an effective system identification and control capability for quad-copter UAVs", PHD thesis University of Cincinnati (January 2015).
18. [https://docs.px4.io/en/flight\\_controller/pixhawk.html](https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk.html).
19. Liu, Y. "Development of a controller and indoor flight test experiment for research on quadrotor gust response", Master Thesis, the Pennsylvania state University (August 2017).
20. Morris, D., Chen, X., Kind, A. "Real-time system identification of quadrotor dynamics", *13<sup>th</sup> IEEE Conference on Industrial Electronics and Application (ICIEA)* (2018).
21. Banazadeh, A., Nobahari, H. and Seifouripour, Y. "Identification of state space dynamics of a fixed-wing aerial vehicle with neural networks using flight test data", *Mechanical Engineering*, doi: 10.24200/j40.2019.20840 (2019) (in Persian).
22. Tischler, M.B. and Remple, R.K., *Aircraft and Rotorcraft System Identification*. 2nd edition, AIAA Education Series. American Institute of Aeronautics and Astronautics, NY, pp.12-17 (2012).
23. Garcia Carrillo, L.R., Dzul López, A.E., Lozano R. and et al. "Modeling the quad-rotor mini-rotorcraft. in: quad rotorcraft control", *Advances in Industrial Control*. Springer, London (2013).