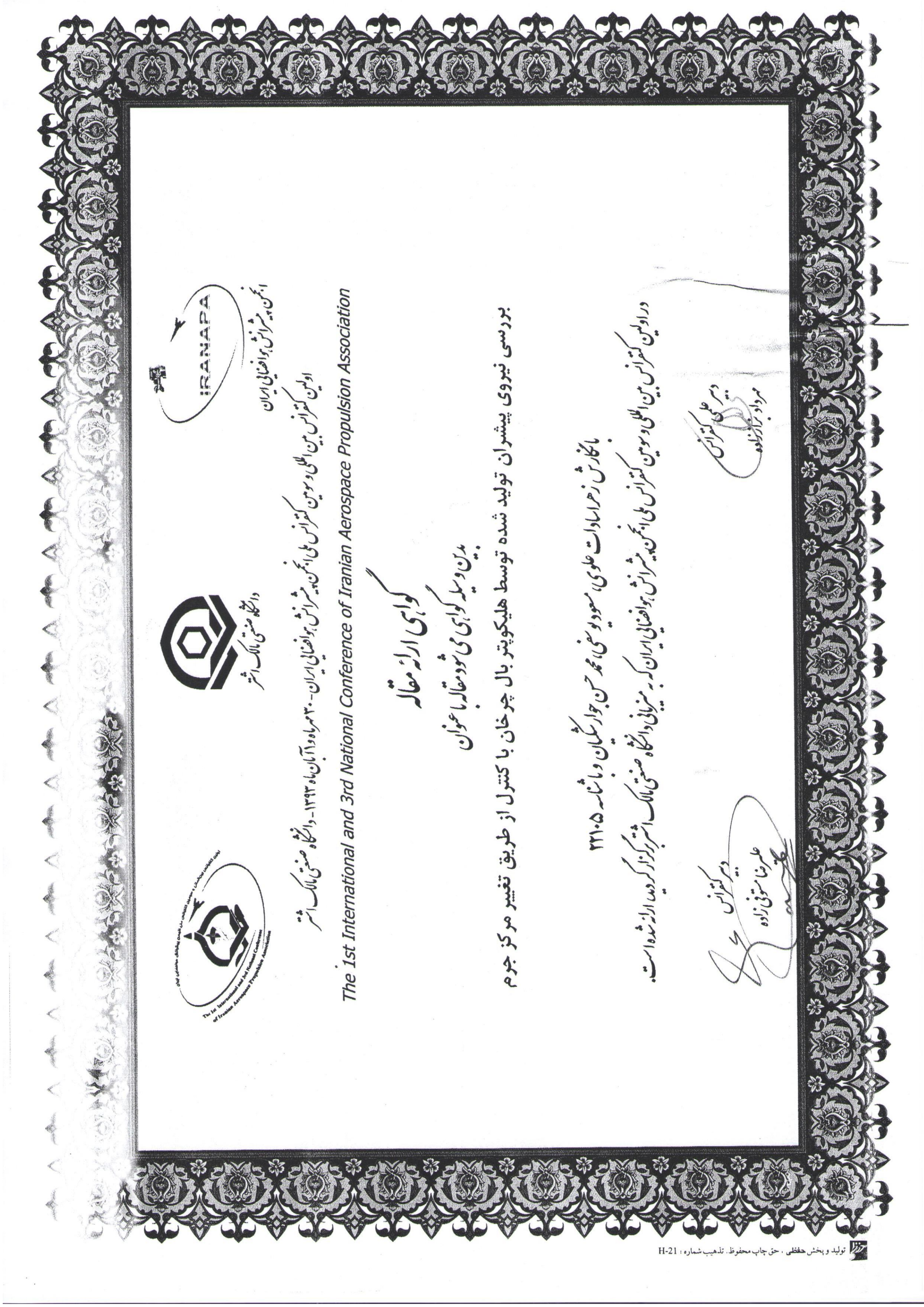


1- کارشناس ارشد مهندسی هوافضا، 09159110593،
(نویسنده مخاطب)z.alavi86@yahoo.com
2- دانشجوی کارشناسی مکانیک
3- دانشیار و عضو هیئت علمی مهندسی مکانیک

زهراسادات علوی[1]، مسعود یوسفی[2]، محمدحسن جوارشکیان[3]
دانشگاه فردوسی مشهد

چکیده- در این پژوهش، ایده‌ی جدیدی در هدایت و کنترل هلیکوپترها یعنی تغییر ثقل یا تغییر مکان مرکز جرم به کار گرفته شده است. در هلیکوپترها محل نقطه اثر نیروی برآ بر مرکز جرم منطبق است و این باعث تعادل و پایداری پرواز پرنده می‌شود. حال اگر این انطباق از بین برود، تعادل و ثبات پرنده به هم خورده و باعث حرکت پرنده با توجه به محل قرارگیری نیروی برآ و نیروی گرانش نسبت به هم می‌شود. عمده ترین مزیت این طرح بالا رفتن سرعت عمل در مانورپذیری هلیکوپترهای کوچک می‌باشد زیرا در حالت معمولی، بعد از اعمال تغییرات در زاویه پره‌ها و اعمال جهت، در نهایت، نیروها به مرکز ثقل هواپیما وارد می‌شود؛ در حالیکه در این طرح، در همان ابتدا، مرکز ثقل تغییر می‌کند! در این مقاله، عملکرد نیروی پیشران این هلیکوپتر که دارای دو ملخ ساعتگرد و پادساعتگرد است با تغییر پارامترهای فیزیکی مؤثر شامل تغییر فاصله عمودی و افقی ملخ‌ها تا مرکز جرم و تعداد دور چرخش ملخ‌ها بررسی شده است.

کلید واژه- هلیکوپتر، مرکز جرم، ملخ، نیروی پیشران.

1- مقدمه

هلیکوپتر یک نوع وسیله هوایی بال‌چرخان است که به وسیله ملخ‌های خود که انواع متفاوتی نیز دارند، همزمان نیروی برآ و پیشران مورد نیاز خود را تولید می‌کند. هلی کوپتر تاریخچه ای خیلی طولانی ندارد. مدل کوچکی از یک هلیکوپتر که چاینیز تاپ نام داشت، در سال 1783 وارد عرصه شد. 13 سال بعد "سر جورج کیلی" انواع آزمایشی این چاینیز تاپها را ساخت و هلیکوپتر بخاری را طراحی کرد، در عرض صد سال بعد طرحهایی که ساخته می‌شد همگی مشکل موتور داشتند. واژه هلیکوپتر به انگلیسی (Helicopter) اولین بار در سال 1861 توسط یک دانشمند فرانسوی که اولین مدل کوچک با موتور بخار را ساخت، مورد استفاده قرار گرفت همچنین اولین مدل موتور الکتریکی را توماس ادیسون اختراع کرد. اولین پرواز موفقیت آمیز نیز در سال 1907 در فرانسه البته توسط یک ماکت کوچک انجام شد که در این پرواز، هلیکوپتر مدل به مدت 20 ثانیه در ارتفاع 30 سانتیمتری سطح زمین معلق ماند. هلیکوپترهای ساخته شده انتظارات را بر آورده نمی‌کرد، تا اینکه در سال 1936 شرکت آلمانی "فوک ولف "هلیکوپتری ساخت که سرعت آن 70 مایل در ساعت تا ارتفاع 11 هزار پایی بود.

در سال 1940 و همزمان با پیشرفت در ساخت موتورهای هم‌محور (موتورهایی که در آن نیروی پیشران و پسران هر دو ملخ توسط یک موتور تولید می‌شود) اولین هلیکوپتر برای استفاده‌های نظامی توسط سیکورسکی ساخته شد و اولین پرواز آن در سال 1940 در آمریکا با موفقیت صورت گرفت که آنرا دو خلبان تا ارتفاع 1کیلومتری زمین در مدت 1 دقیقه بالا بردند و از آن زمان تا کنون هلی کوپتر ها در انواع مختلف پیشرفت‌های قابل توجهی نموده اند و به واسطه ی تجهیزات پیشرفته به قابلیت های فوق العاده ای مجهز شده اند.

در این پژوهش، ایده‌ی جدیدی در هدایت این نوع هلیکوپترها یعنی تغییر ثقل یا تغییر مکان مرکز جرم به کار گرفته شده است. در واقع در هلیکوپترها محل نقطه اثر نیروی برآ بر مرکز جرم منطبق است و این باعث تعادل و پایداری پرواز آن می‌شود. حال اگر این انطباق از بین برود، تعادل و ثبات پرنده به هم خورده و باعث حرکت پرنده با توجه به محل قرارگیری نیروی برآ و نیروی گرانش نسبت به هم می‌شود.

2- مکانیزم حرکت

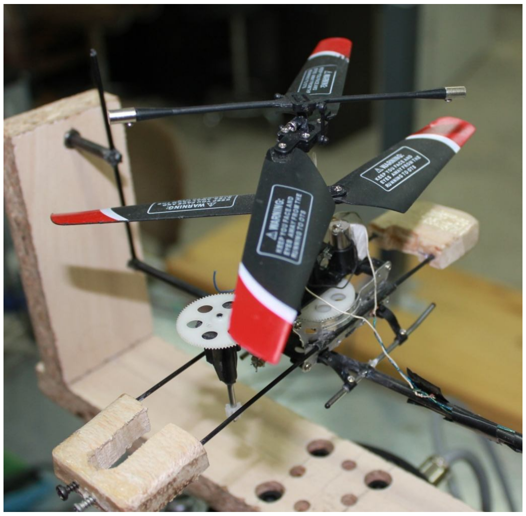
ملخ اصلی هلیکوپتر، مهم‌ترین قسمت یک هلیکوپتر را تشکیل می‌دهد. هلیکوپتر، به وسیله‌ی همین قسمت به بالا و پایین و دوطرف پرواز می‌کند. برای انجام این امور در ابتدا ملخ‌ها باید از استحکام کافی برخوردار باشند و همچنین قادر به تنظیم زاویه آنها بود تا عمل مورد نظر انجام شود. در هلیکوپتر این تنظیم زاویه بوسیله‌ی صفحات لغزنده (swash plate assembly) انجام می‌شود.

صفحات لغزنده‌ی هلیکوپتر دو کار مهم انجام می‌دهد:

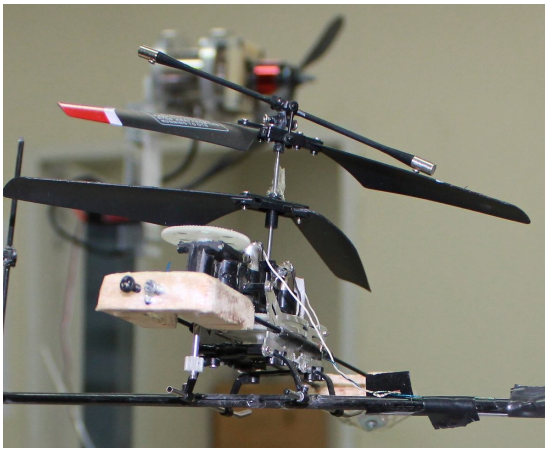
- تغییر زاویه‌ی هر دو ملخ اصلی هلیکوپتر به طور همزمان، که باعث افزایش و کاهش ارتفاع هلیکوپتر می‌شود. (یعنی در اصل هلیکوپتر با تغییر زاویه‌ی ملخ‌ها به بالا و پایین می‌رود)
- تغییر زاویه‌ی هر ملخ اصلی هلیکوپتر به طور جداگانه، که سبب حرکت هلیکوپتر به هر جهتی شامل جلو، عقب، چپ و راست می‌شود.

صفحات لغزنده از دو صفحه ثابت و چرخان تشکیل شده‌است. صفحه چرخان بوسیله شفت می‌چرخد و در اثر این چرخش ملخ‌ها به سبب اتصالشان به این صفحه می‌چرخند. میله‌های کنترل درجه سبب ایجاد تغییر زاویه در صفحه چرخان و در نتیجه ملخ‌ها می‌شود. زاویه صفحه ثابت توسط میله‌های کنترل تغییر می‌کند. که این میله‌ها مستقیماً توسط خلبان اداره می‌شود. داخل کابین یک اهرم کنترل جهت حرکت هلی‌کوپتر تعبیه شده که توسط آن می‌توان محور پروانه‌ها را حرکت داد. به‌طوری‌که با خم کردن محور پره‌ها به-طرف جلو علاوه بر نیروی برآ، نیروی پیشران هم تولید خواهد شد و هلی-کوپتر به طرف جلو پرواز خواهد کرد. برعکس با خم کردن محور به طرف عقب، نیروی برآ و پیشران رو به عقب تولید می‌شود و هلی‌کوپتر به اصطلاح دنده عقب حرکت خواهد کرد! همچنین با خم کردن اهرم کنترل به طرفین، هلی‌کوپتر هم (حول محور افقی) به طرف چپ یا راست می‌چرخد. اما در این

پژوهش، ایده‌ی جدیدی در هدایت این نوع پرنده‌ها یعنی تغییر ثقل یا تغییر مکان مرکز جرم به کار گرفته شده است. در واقع در هلیکوپترها محل نقطه اثر نیروی برآ بر مرکز جرم منطبق است و این باعث تعادل و پایداری پرواز پرنده می‌شود. حال اگر این انطباق از بین برود، تعادل و ثبات پرنده به هم خورده و باعث حرکت پرنده با توجه به محل قرارگیری نیروی برآ و نیروی گرانش نسبت به هم می‌شود. برای آزمایش این ایده که کنترل هلیکوپتر با تغییر مرکز جرم آن صورت پذیرد و بررسی نیروی پیشران در آن، یک هلی-کوپتر با قابلیت تغییر مرکز جرم ساخته شده (شکل 1 و شکل 2) به این گونه که موتور، گیربکس و پروانه‌ها مجموعه‌ای ثابت‌اند اما بدنه‌ی هلی‌کوپتر که خود جرم قابل توجهی دارد نسبت به این مجموعه متحرک است. این بدنه‌ی متحرک، به وسیله‌ی یک مکانیزم ساده که همراه مجموعه‌ی ثابت (موتور، گیربکس، پروانه) می‌باشد، با فرمان کنترل، قابیت جابجایی دارد. این مکانیزم شامل یک موتور الکتریکی، گیربکس و تسمه‌ی رابط با بدنه می‌باشد که چرخش این موتور باعث تغییر در طول تسمه می‌شود و این تغییر طول تسمه، بدنه را نسبت به مجموعه‌ی ثابت تغییر مکان می‌دهد. در حالت اولیه و پرواز عمودی (hovering flight) بدنه به گونه‌ای واقع شده که مرکز جرم کل پرنده با محل اثر نیروی برآی پروانه منطبق است. حال اگر به وسیله‌ی کنترل، مکانیزم حرکت دهنده‌ی بدنه را فعال کنیم و مثلا تسمه را جمع کنیم، بدنه از جای خود حرکت کرده و به جلو متمایل می‌شود. در نتیجه مرکز جرم نیز به جلو متمایل شده و از حالت انطباق با محل اثر نیروی برآ خارج شده و این دو نیرو حول یک نقطه‌ی مشخص کوپل ایجاد می‌کنند و باعث ایجاد زاویه‌ی هلی‌کوپتر نسبت به افق می‌شود و در نهایت نیروی حاصل از پروانه‌ی هلی-کوپتر به دو نیروی برآ و پیشران تقسیم می‌گردد.



شکل 1: نمای بالای هلیکوپتر ساخته شده با کنترل از طریق تغییر مرکز جرم

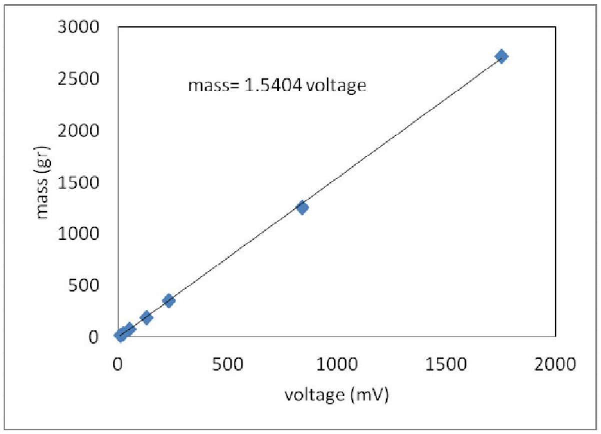


شکل 2: نمای روبه‌روی هلیکوپتر ساخته شده با کنترل از طریق تغییر مرکز جرم

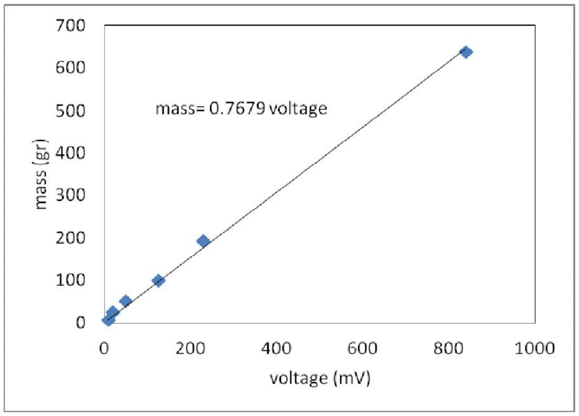
عمده ترین مزیت این طرح نسبت به تنظیم زاویه ملخ‌ها به وسیله صفحات لغزنده [1] (کنترل معمول هلیکوپترها) بالا رفتن سرعت عمل در مانورپذیری هلیکوپترهای کوچک می‌باشد زیرا در حالت معمولی، بعد از اعمال تغییرات در زاویه پره‌ها و اعمال جهت، در نهایت، نیروها به مرکز ثقل هواپیما وارد شده و هواپیما مانور مورد نظر را انجام می‌دهد؛ در حالیکه در این طرح، در همان ابتدا، مرکز ثقل تغییر می‌کند! از طرفی ایده این مقاله نسبت به مقالاتی که بیشتر بر روی کنترل صفحات لغزنده و بهینه‌سازی تجهیزات هلیکوپترها [2] و [3] کار می‌کنند، نوآوری خاص خود را دارد.

3- چیدمان آزمایش

برای اندازه‌گیری نیروی پیشران تولیدشده توسط این هلیکوپتر در حرکت‌های مختلف، از یک لودسل سه محوره (Dacell-MC15-3A-20) استفاده می-شود. دقت این لودسل 0/5 درصد بیشترین میزان قابل اندازه‌گیری توسط آن (20 نیوتون) است. لودسل به صورت استاتیکی در هر جهات محور مختصات، با استفاده از اوزان مشخصی کالیبره می‌شود و فاکتورهای کالیبراسیون اندازه-گیری شده برای تبدیل سیگنال‌های ولتاژ نسبی به نیرو استفاده می‌شود.
نتایج آزمایش کالیبراسیون لودسل سه محوره در دو جهت x و z که مورد نیاز است و معادلات تبدیل به دست آمده، در شکل 3 و شکل 4 ارائه شده است.



شکل 3- نمودار کالیبراسیون لودسل سه محوره و معادله به دست آمده برای محور Z



شکل 4- نمودار کالیبراسیون لودسل سه محوره و معادله به دست آمده برای محور x

با استفاده از این معادلات کالیبراسیون در نمودارهای فوق، می‌توان بر اساس ولتاژ به دست آمده، جرم معادل (یا نیرو با ضرب جرم در ضریب گرانش) را به دست آورد.

داده‌های خروجی از لودسل (نیروی پیشران اندازه‌گیری شده) بعد از عبور از تقویت‌کننده یا آمپلی‌فایر (به مدل DN-AM100 از شرکت داسل) توسط کارت اخذ دیتا (PCI-1710HG از شرکت Advantech) به کامپیوتر منتقل و توسط شبیه‌ساز طراحی شده در سیمولینک نرم افزار متلب ثبت می‌شود. از آن‌جایی که نتایج نیروی پیشران تولیدی نوسان‌هایی دارند، باید داده‌های ثبت‌شده در نرم‌افزار، میانگین‌گیری شوند که برای این کار، بعد از هر داده-برداری با حدود بیش از 500 نمونه در ثانیه و حذف اغتشاشات اضافی ناشی از دوران موتور و حرکت چرخش پره‌ها به کمک فیلتر پایین‌گذر مرتبه سوم، برای میانگین‌گیری از تابع تبدیل فوریه موجود در نرم‌افزار متلب استفاده می-شود. نحوه نصب هلیکوپتر و چیدمان آن بر روی لودسل در شکل 5 نشان داده شده است.

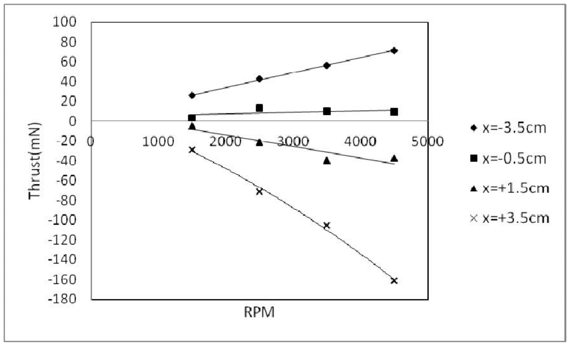
شکل 5- نحوه نصب چیدمان هلیکوپتر بر روی لودسل سه محوره

4- نتایج

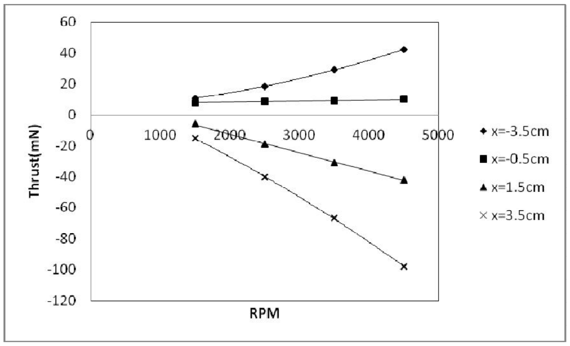
برای بررسی عملکرد هلیکوپتر در شرایط مختلف زاویه گرفتن نسبت به افق توسط تغییر محل مرکز جرم آن، نیروی پیشران تولیدی هلیکوپتر در گستره-ای از پارامترهای مختلف اندازه‌گیری شد که این پارامترها عبارتند از: 1- تعداد دور چرخش پره‌ها از 1500 دور بر دقیقه تا 4500 دور بر دقیقه، 2- فاصله عمودی مرکز جرم از ملخ‌ها (یا مرکز فشار) در گستره 2 تا 6 سانتیمتر، 3- فاصله افقی مرکز جرم از ملخ‌ها (یا مرکز فشار) در گستره 3/5- تا 3/5+ سانتیمتر در دو طرف مرکز فشار.

نمودار به دست آمده از نیروی پیشران اندازه‌گیری شده برای فاصله عمودی 2 سانتی‌متر بین مرکز جرم و مرکز فشار در شکل 6 نشان داده شده است. همانطور که انتظار می‌رود با افزایش فاصله افقی مرکز جرم از مرکز فشار، چه در جلو و چه در عقب مرکز جرم، میزان نیروی پیشران تولیدی افزایش می-یابد. دلیل آن را می‌توان در ایستا بودن این آزمایش دانست. در آزمایش‌های ایستا، به علت عدم وجود سرعت باد، نیروی برآ و پیشران فقط ناشی از چرخش ملخ‌هاست و لذا در فواصلی که مرکز جرم از مرکز فشار دارد، زاویه هلیکوپتر نسبت به افق تغییر می‌کند که باعث کم شدن نیروی برآ و افزایش نیروی پیشران می‌گردد.

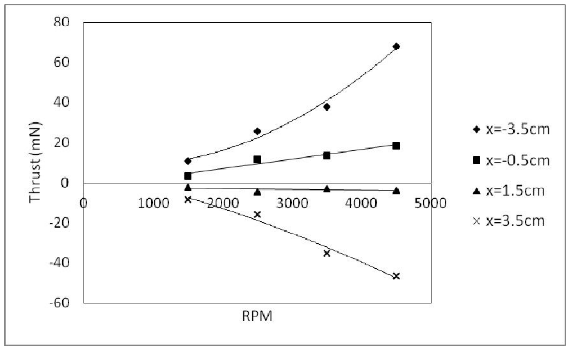
در شکل 7 و شکل 8 نیز، نمودار نیروی پیشران تولیدی برای فاصله عمودی 4 و 6 سانتیمتری مرکز جرم از مرکز فشار رسم گردیده است. با مقایسه سه شکل به دست آمده، می‌توان دریافت که با افزایش فاصله عمودی مرکز جرم از مرکز فشار که محل قرارگیری ملخ‌ها نیز می‌باشد، میزان نیروی پیشران تولیدی کاهش می‌یابد. این امر نشان می‌دهد که برای افزایش میزان نیروی پیشران تولید شده، ملخ‌ها باید حتی الامکان در نزدیکترین فاصله عمودی نسبت به مرکز جرم نصب شوند.



شکل 6- نمودار نیروی پیشران تولید شده بر حسب تعداد دور ملخ در فاصله عمودی 2 سانتیمتری مرکز جرم از مرکز فشار



شکل 7- نمودار نیروی پیشران تولید شده بر حسب تعداد دور ملخ در فاصله عمودی 2 سانتیمتری مرکز جرم از مرکز فشار



شکل 8- نمودار نیروی پیشران تولید شده بر حسب تعداد دور ملخ در فاصله عمودی 6 سانتیمتری مرکز جرم از مرکز فشارد

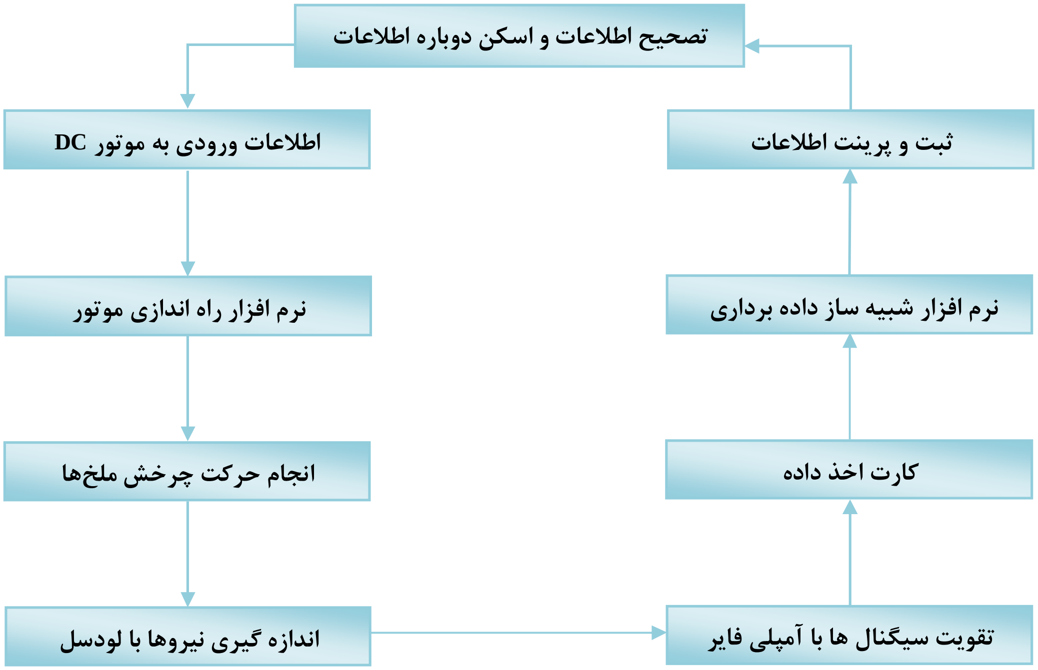
فلوچارت اجرای آزمایش و داده برداری از نیروی پیشران تولید شده توسط هلیکوپتر نیز به صورت شکل 9 طراحی شده بود.

5- نتیجه‌گیری

هلیکوپتر یک نوع وسیله هوایی بال‌چرخان است که به وسیله ملخ‌های خود که انواع متفاوتی نیز دارند، همزمان نیروی برآ و پیشران مورد نیاز خود را تولید می‌کند. در این پژوهش، ایده‌ی جدیدی در هدایت هلیکوپترها یعنی تغییر ثقل یا تغییر مکان مرکز جرم به جای استفاده از صفحات لغزنده در ملخ‌ها به کار گرفته شده است. با استفاده از چیدمان طراحی شده، آزمایش-هایی بر روی هلیکوپتر ساخته شده با این روش انجام شد که نتایج عملکرد نیروی پیشران آن در آزمایش ایستا ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد در آزمایش‌های ایستا با افزایش دور ملخ و نیز افزایش فاصله افقی مرکز جرم از مرکز فشار، نیروی پیشران افزایش می‌یابد. از طرف دیگر با افزایش فاصله عودی مرکز جرم از مرکز فشار با کاهش نیروی پیشران تولید شده رو به رو خواهیم بود.

مراجع

[1] P. E.I. Pounds, D. R. Bersak · A. M. Dollar, “Stability of small-scale UAV helicopters and quadrotors with added payload mass under PID control”, Auton Robot, 33:129–142, 2012.
[2] J. M. Roberts , P. I. Corke and G. Buske ,” Low-Cost Flight Control System for a Small Autonomous Helicopter”, Australasian Conference on Robotics and Automation, Auckland, 27-29 November 2002.
[3]S. P. Soundararaj, A. K. Sujeeth and A. Saxena, “Autonomous Indoor Helicopter Flight using a Single Onboard Camera”, IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2009.



شکل 9- فلوچارت طراحی شده برای داده برداری از نیروی پیشران تولیدی هلیکوپتر