

الگوریتم ارزیابی و بهینه سازی پارامترهای عملکردی مولتی روتورها

عرفان نوفرستی^۱ حمیدرضا فخرایی^۱، ساجده گلسرخ^۲، علی اسماعیلی^{۳*}، مهیار رجب نیا^۱، امیرحسین کریمی^۲

^۱ دانشجو گروه مهندسی مکانیک، واحد مشهد، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران
^۲ استادیار گروه مهندسی مکانیک، واحد مشهد، دانشگاه فردوسی، مشهد، ایران
^۳ دانشجو گروه مهندسی مکانیک، واحد مشهد، دانشگاه پیام نور، مشهد، ایران

چکیده

با توجه به نقش بسیار کاربردی مولتی روتورها در حوزه GIS، انتخاب صحیح قطعات به نحوی که بهترین کارایی را در جهت پیاده سازی اهداف و ماموریت‌های خود داشته باشد همواره یکی از اصلی ترین دغدغه‌های سازندگان آنها بوده است. پژوهش حاضر در راستای بهینه سازی پارامترهای عملکردی و هماهنگی قطعات مولتی روتورها و همچنین برطرف نمودن نیاز پلان سنجی و ارتفاع سنجی در GIS جمع آوری گردیده است. در همین راستا تلاش شده است تا تمامی پارامترهای موثر بر عملکرد مولتی روتورها بررسی شده و نقاط مبهم پیش از ساخت و یا پیش از پرواز تا حد ممکن آشکار گردد. در ابتدا ویژگی های ابتدایی قطعات پرنده مورد بررسی قرار گرفته تا مشکلات بنیادی مشخص شوند و در ادامه به بررسی جزئیات پرنده در حالت های مهم پروازی پرداخته شده است. الگوریتم ایجاد شده در این مقاله، یک مسیر کارآمد و راحت در قالب کد متلب، برای تحلیل مولتی روتورها ارائه می‌دهد. صحت سنجی های انجام شده، در مقایسه ی نتایج با داده‌های تجربی شرکت های سازنده می‌باشند و در چندین شرایط خاص بررسی شده‌اند که در نتیجه می‌توان بهترین پیکره‌بندی متناسب با ماموریت هر پرنده را بر اساس شرایط کاری آن به دست آورد.

واژه‌های کلیدی: مولتی روتور، پهپاد، بهینه سازی پرواز، پهپاد سنجش از دور، انتخاب قطعات

Evaluation and optimization algorithm of multi-rotor's functional parameters

Erfan Noferesti¹, Hamidreza Fakhrai¹, Sajede Golsorkhi³, Ali Esmaili², Mahyar Rajabnia¹, Amirhosein Karimi³

¹Department of mechanical engineering student, mashhad branch, ferdowsi university, mashhad, iran

²Department of mechanical engineering Assistant professor, mashhad branch, ferdowsi university, mashhad,iran

³Department of mechanical engineering student, mashhad branch, payame noor university, mashhad, iran

Abstract

Due to the highly operational role of multi-rotors in the field of GIS, choosing the right parts in a way that has the best efficiency in implementing their goals and missions has always been one of the main concerns of their manufacturers. The present study was conducted to optimize the performance parameters and coordination of multi-rotor parts as well as to meet the needs of planimetry and altimetry in GIS. In this regard, it has been tried to investigate all the parameters affecting the performance of multi-rotors and reveal the ambiguous points before construction or before flight as much as possible. At first, the initial characteristics of the multi-rotors fragments have been investigated to determine the fundamental problems and then the details in important flight modes have been investigated. The algorithm created in this paper offers an efficient and convenient path in

the form of Matlab code for analyzing multi-rotors. The validations are compared with the experimental data of the manufacturers and have been investigated in several special conditions, so that the best configuration tailored to each multi-rotor's mission can be obtained based on its working conditions.

Keywords: multi-rotor, drone, flight optimization, GIS drone, parts selection

۱ - مقدمه

با گسترش تکنولوژی و به روز شدن نیازها، کاربرد پرنده‌های بدون سرنشین آغاز شده و با آشنایی بیشتر مهندسان و دانشمندان با پتانسیل‌های پهپادها و مولتی روتورها، استفاده از آن‌ها و نیاز مبرم به این تکنولوژی روز به روز افزایش یافته است. پرنده‌های بدون سرنشین کاربردهای متنوعی همچون تصویربرداری هوایی از مناطق بلند و ناهموار، نظارت بر خطوط فشار قوی برق، پهپاد آتش‌نشان، مباحث سنسجش از دور و ... را به صنعت هوایی معرفی کردند و به مرور زمان جایگاه خود را در دیگر صنایع جهانی بدست آوردند.

اگرچه پرنده‌های بدون سرنشین به عنوان یک ابزار بسیار کارآمد در جهان صنعتی معرفی شده‌اند ولی چالش اصلی این است که چطور می‌توان یک مولتی روتور را با توجه به هدف و کارایی مدنظر، با کمترین ضریب خطا و با بیشترین کارایی [۱] ساخت.

مهم‌ترین پارامتر برای ساخت هر پرنده‌ای، هماهنگی بین اجزا و قطعات آن می‌باشد که سبب پروازی مطمئن می‌شود. اما همواره کمبود یک پایگاه کامل و جامع در ارتباط با مولتی روتورها که بتواند تمامی روابط و قواعد ساخت مولتی روتورها را به صورت واحد بررسی و بهینه سازی کند احساس می‌شود. بنابراین در این تحقیق تلاش شده تا با بررسی روابط و قواعد حاکم بر مولتی روتورها [۲]، قدمی مناسب و جامع در راستای انتخاب صحیح قطعات و بهینه سازی آن‌ها برداشته شود و در نتیجه ویژگی‌های مختلف این فناوری نوظهور که یکی از اصلی‌ترین ابزارهای GIS نیز می‌باشد تا حد قابل قبولی آشکار شود. علاوه بر این، ارائه یک الگوریتم طراحی و ارزیابی پرنده‌ها و drone ها این ابزار را برای مهندسان GIS و صنعتگران فراهم می‌آورد تا برای drone های از قبل ساخته شده خود نیز دید عملکردی پیدا کرده و به کمک این ابزار، شرایط مختلف پروازی و امنیت پرواز پرنده خود را تضمین کنند.

۲- ارائه الگوریتم و معادلات حاکم

مهم‌ترین و اولین بخش ساخت مولتی روتورها (multi rotors) انتخاب مناسب قطعات و بررسی پارامترهای عملکردی [۳] می‌باشد تا اولاً در هزینه‌های تولید صرفه‌جویی شود و ثانیاً قطعات انتخاب شده متناسب با یکدیگر باشند و بتوانند هدف اصلی پرنده را ارضا نمایند. اطلاعات ورودی شامل مدل موتور، مشخصات ملخ [۴]، مشخصات رادیو کنترل (radio control)، مشخصات اسپید کنترل (speed control)، مشخصات باتری [۵]، ویژگی‌های فریم و شرایط محیطی پرواز پرنده می‌باشد. با برقراری الگوریتمی ساده اما کارآمد و پیاده‌سازی آن در قالب کدنویسی متلب، می‌توان سرعت انجام محاسبات و دریافت خروجی نهایی را به شکل چشم‌گیری افزایش داد. این الگوریتم در ابتدا با بررسی فریم [۶] کار خود را شروع می‌کند. با در اختیار داشتن سایز ملخ، ابعاد فریم و تعداد موتور فاصله مرکز هر موتور تا موتور مجاور خود مشخص خواهد شد و در نهایت با در نظر گرفتن فاصله‌ی ایمن بین نوک هر دو ملخ مجاور (معمولاً ۱۵٪ سایز ملخ) می‌توان همخوانی ۳ پارامتر ورودی اصلی با یکدیگر را بررسی کرد. قدم بعدی بررسی ولتاژ [۷] قطعات انتخابی می‌باشد. ولتاژ جزو اولین پارامترهای مورد بررسی است؛ زیرا اگر ولتاژ موتور، باتری و اسپید کنترل همخوانی نداشته باشد پرنده تحت هیچ شرایطی پرواز نخواهد کرد و تمامی محاسبات بعدی دچار مشکل می‌شوند.

در مرحله بعد، به مقایسه جریان حداکثر موتور (که در دیتای شیت (data sheet) موتور ذکر شده است) با اسپید کنترل پرداخته شده و مشخص می‌شود که اسپید کنترل انتخابی مناسب موتور می‌باشد یا نیازمند اصلاح در انتخاب است. اسپید کنترل‌ها را بر اساس حداکثر جریان موتورهای انتخاب می‌کنند؛ به این صورت که حداکثر جریان عبوری از اسپید کنترل باید ۳۰٪ از حداکثر جریان موتور بیشتر باشد. دلیل این امر این موضوع می‌باشد که گاهی مواقع در حین

پرواز (مخصوصا در تغییر مسیرهای ناگهانی و یا گیر کردن شاخ و برگ در بین ملخها) ممکن است جریان مصرفی در یک لحظه، بیشتر از حداکثر جریان موتور شود و برای ایجاد حاشیه ای اطمینان و جل و گوی از سوختگی اسپید کنترل، ۳۰٪ اختلاف را در نظر می گیرند.

حالت شناور قدم بعدی می باشد که می توان تمامی ویژگی های پرنده و سپس پارامترهای عملکردی مهم در حالت شناور را به دست آورد. حالت شناور وضعیتی در پرواز می باشد که نیروی تراست (thrust) برابر وزن پرنده می باشد و مولتی روتور بدون حرکت اضافی در هوا شناور باقی می ماند. حالت شناور به این دلیل حائز اهمیت است که می توان فهمید حداقل نیروی تراست لازم برای برخاستن مولتی روتور چه مقداری خواهد بود. در حالت شناور، نیروی تراست (thrust) برابر وزن است که از رابطه ذیل [۸] بدست می آید:

$$F = \frac{\rho \times c \times R_p^3 \times \omega^2 \times C_{La} \times \theta}{3} \quad (1)$$

که F نیروی تراست، ρ چگالی هوا، c و تورتور ایرودینامیکی ملخ، R_p شعاع ملخ، ω سرعت زاویه ای موتور، C_{La} شیب منحنی برا ملخ، θ زاویه گام روتور می باشد. با استفاده از این معادله و با دانستن c، R_p ، ρ و C_{La} به عنوان ورودی و محاسبه θ برای ملخ مورد نظر، میزان سرعت زاویه ای بدست می آید. با معلوم بودن ω و با استفاده از فرمول [۸] زیر مقدار گشتاور به دست می آید:

$$Torque = \rho \times c \times R_p^4 \times \omega^2 \times \left(\frac{C_{D0} + C_{Di} \times \theta^2}{4} + \frac{C_{La} \times \theta}{3 \times R_p \times \omega} \right) \quad (2)$$

که C_{D0} ضریب پسا در زاویه گام صفر و C_{Di} ضریب چند جمله ای پسا می باشد. پارامتر مهم بعدی در حالت شناور، جریان می باشد. برای محاسبه ی جریان از فرمول توان مصرفی [۹] استفاده می شود:

$$Torque \times \omega = (V - R_m \times I) \times (I - I_0) \quad (3)$$

که V ولتاژ موتور، R_m مقاومت اولیه موتور، I جریان موتور در حالت شناور و I_0 جریان بدون بار (no load current) موتور می باشد. با حل این معادله برای I، جریان در حالت هاور نیز به دست می آید. همان طور که اشاره شد افزایش دما [۱۰] باعث افزایش مقاومت درونی سیم پیچ موتور برشلس خواهد شد و به تبع آن، افزایش بیشتر دما را نتیجه خواهد داد و این دو پارامتر باعث تشدید یکدیگر می شوند و هر دو با جریان گذرا از موتور رابطه ی معکوس دارند که اثر دما بر اساس رابطه ذیل [۱۱] وارد معادلات اصلی خواهد شد:

$$\frac{(V \times I) - (Torque \times \omega)}{n} = R \times I^2 \quad (4)$$

که n کیفیت خنک کاری می باشد و مقدار آن بر اساس جدول ۱ به دست می آید.

جدول ۱- کیفیت خنک کاری

n	کیفیت خنک کاری (حداکثر ۵)
۱,۵	۱
۲	۲
۲,۵	۳
۳	۴
۳,۵	۵

سپس از حل این معادله مقدار R یا همان مقاومت ثانویه موتور [۱۲] به دست می‌آید و با به دست آوردن R و جایگذاری در معادله‌ی زیر دمای ثانویه‌ی موتور در حالت شناور به دست می‌آید:

$$R = R_m \times (1 + \alpha \times (T - T_0)) \quad (5)$$

که α ضریب دما (temperature coefficient)، T_0 دمای ثانویه محیط و T دمای ثانویه موتور می‌باشد. سپس حالت ماکسیمم مورد بررسی قرار می‌گیرد که در این مرحله تمامی پارامترهای مجهول پرنده به دست می‌آیند و می‌توان پارامترهای عملکردی پرنده در شرایط بحرانی را محاسبه کرد. در حالت ماکسیمم بر خلاف حالت شناور، نیروی تراست مجهول می‌باشد؛ بنابراین برای به دست آوردن ϵ مجهول اصلی (نیروی تراست، گشتاور، جریان، دما، مقاومت و سرعت زاویه‌ای) که اساس بررسی پارامترهای عملکردی پرنده‌ها می‌باشند باید ϵ معادله تعریف شود در حالی که با در نظر گرفتن شرایط شناوری، تنها δ معادله بدست آمده است. معادله‌ی ϵ ، فرمول گرمای تولید شده در بازه‌ی زمانی مشخص می‌باشد که در اینجا فرض می‌شود پرنده به صورت مداوم در تمام مدت پرواز خود با حداکثر توان پرواز می‌کند؛ پس بازه‌ی زمانی برابر مداومت پروازی پرنده می‌شود و معادله [۱۳] به صورت زیر خواهد بود:

$$\frac{FL \times R \times I^2}{n} = m \times c \times (T - T_0) \quad (6)$$

که FL تایم پرواز پرنده [۱۴] در حالت ماکسیمم، m جرم سیم پیچ موتور و C ظرفیت گرمایی ویژه سیم پیچ (از جنس مس) می‌باشد. با قرار دادن فرمول فلایت تایم (FL) در معادله‌ی ϵ بدست می‌آید:

$$\frac{B \times capacity \times D \times R \times I^2}{n \times N \times I} = m \times c \times (T - T_0) \Rightarrow \frac{B \times capacity \times D \times 3600 \times R \times I}{n \times N} = m \times c \times (T - T_0) \quad (7)$$

که B تعداد باتری‌ها، capacity ظرفیت باتری [۱۵]، D حداکثر میزان تخلیه باتری و N تعداد موتورها است. با حل این دستگاه ϵ معادله و ϵ مجهولی، حداکثر خروجی‌های موتور از جمله تراست و گشتاور را تحت شرایط داده شده به دست خواهد آمد.

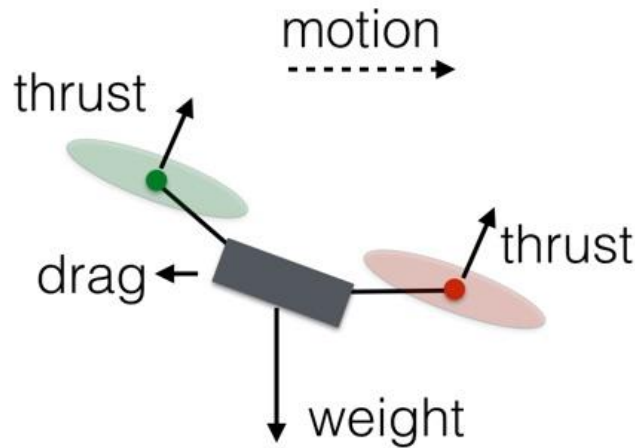
از این مرحله تا آخر به بررسی و تحلیل شرایط به وجود آمده در حالت ماکسیمم پرنده پرداخته می‌شود. طبیعتاً اولین قدم برای بررسی شرایط ماکسیمم این است که آیا پرنده توانایی ارضا کردن نسبت تراست به وزن به پرنده را دارا می‌باشد یا خیر؛ که با ضرب تراست تولیدی هر موتور در تعداد موتور و مقایسه‌ی آن با ضرب وزن کل پرنده در نسبت تراست به وزن مشخص می‌شود. البته در این مرحله نیز با توجه داشت که دمای پرنده از دمای بحرانی فراتر نرود. با به دست آوردن جریان مصرفی در حالت شناور و حالت ماکسیمم به سادگی می‌توان مدت زمان پرواز در هر حالت را براساس معادله (۷) به دست آورد. لازم به ذکر است که حداقل مداومت پروازی در حالت ماکسیمم و حداکثر آن در حالت شناور رخ می‌دهد و معمولاً برآیند این دو به عنوان مداومت پروازی برآیند برای مولتی روتور در نظر گرفته می‌شود.

در مرحله بعد، با در اختیار داشتن گشتاور، جریان در تراست ۱۰۰٪ و سرعت زاویه‌ای موتور می‌توان ورودی و خروجی و به تبع آن کارایی موتور را به دست آورد. همچنین می‌توان با در اختیار داشتن ارتفاع پرواز میزان افت توان خروجی را محاسبه کرد و بر اساس آن تراست تولیدی در ارتفاع مشخص را محاسبه نمود. چون اکثر پروازهای مولتی روتورها در لایه‌ی تروپوسفر قرار دارد پس ضریب کاهش توان خروجی [۱۶] به شرح زیر می‌باشد:

$$p_o = (1 - 6.875 \times 10^{-6} \times h)^{3.83} \quad (9)$$

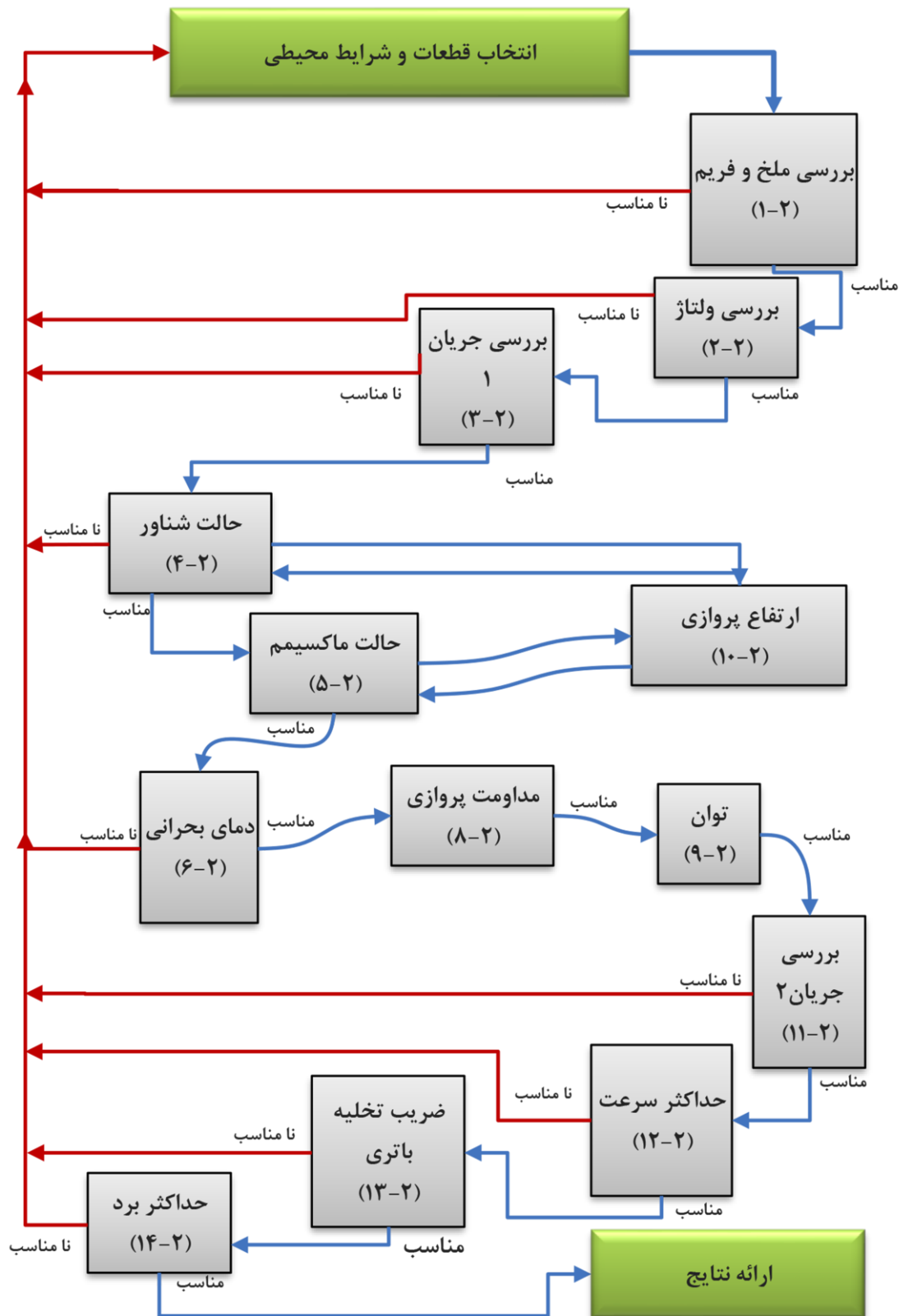
که h در اینجا ارتفاع پروازی و بر حسب فوت است. در نتیجه برای به دست آوردن توان واقعی در ارتفاع‌های مختلف باید این ضریب را در توان خروجی به دست آمده در مراحل گذشته ضرب کرد.

در مرحله بعد، حداکثر جریان مصرفی موتور با حداکثر جریان قابل تحمل آن مقایسه می شود و در صورت عدم وجود مشکل در این بخش و بخش های قبلی می توان نتیجه گیری کرد که موتور انتخابی [۱۷] مناسب می باشد. سپس با در اختیار داشتن تراست تولیدی موتور و توان خروجی در ارتفاع پروازی مشخص می توان سرعت پرنده [۱۸] در حالت های مختلف پرواز را به دست آورد. مهم ترین پارامتر اثرگذار بر سرعت پرنده، زاویه ی پرنده در هنگام حرکت رو به جلو است که در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱: نیروهای وارده به پرنده و نحوه حرکت آن

مرحله ی بعدی بررسی انتخاب درست یا غلط باتری است. دو مبحث مهم در رابطه با باتری میزان مداومت پروازی، میزان برد پروازی [۱۹] و تولید جریان کافی برای موتورها می باشد. اگر باتری انتخاب شده بتواند هر سه نیاز در ارضا کند بنابراین درست انتخاب شده است. در این حالت، بایستی جریان مصرفی موتور و ارتباط آن با ضریب تخلیه ی باتری [۲۰] بررسی شود. تمامی باتری های موجود میزان ضریب تخلیه، ضریب شارژ و ضریب دشارژ مشخصی دارند. یکی از دلایل اصلی انتخاب باتری های لیتیم پلیمر و لیتیم یون داشتن ضریب تخلیه و ضریب شارژ نسبتا بالای آنهاست. البته برای حفظ حاشیه ی اطمینان، هیچ گاه باتری را با حداکثر نرخ شارژ و یا ضریب تخلیه استفاده نمی کنند زیرا باعث افزایش دما و کاهش طول عمر باتری می شود. همچنین در تغییر جهت های ناگهانی موتورها ممکن است جریان بیشتری را مصرف کند. البته لازم به ذکر میباشد که دلیل اصلی در نظر گرفتن حاشیه ی اطمینان این است که در باتری های لیتیم پلیمر و لیتیم یون با مصرف انرژی باتری، میزان جریان دهی آن نیز کاهش می یابد. به همین علت باید ضریب تخلیه ی باتری از مجموع حداکثر جریان مصرفی ممکن توسط تمامی موتورها حداقل ۶۰٪ بیشتر باشد. این الگوریتم طراحی شده در شکل ۲ به خوبی به نمایش گذاشته شده و مراحل طراحی یک پرنده بدون سرنشین از نوع مولتی روتور را به خوبی نشان می دهد.



شکل ۲: الگوریتم ارائه شده به منظور طراحی و ارزیابی عملکردی پرنده‌های بدون سرنشین

۳ نتایج و بحث

برای صحت سنجی برخی از مراحل ذکر شده در بخش پیشین کواد کوپتر پلاس (+) زیر به جرم ۴ کیلوگرم و طول بازوی ۸۰ سانتی متر، تحت شرایط مشخص شده (در سایزهای ملخ ۱۷*۵.۸ و ۱۸*۶.۱) و در حالت شناور مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

موتور: MN5008 170KV T motor اسپید کنترل: 20A باتری: 12 cell 4000mAh 45C
بر اساس الگوریتم مذکور، ابتدا سایز ملخ و طول بازوی پرنده مورد بررسی قرار می‌گیرد و همان طور که مشخص می‌باشد طول بازو در مقایسه با ملخ ۱۸ اینچ مقدار مناسبی می‌باشد. در قدم بعد به بررسی ولتاژ پرداخته می‌شود که موتور، اسپید کنترل و باتری همگی ۱۲ سل یا ۴۸ ولت ولتاژ می‌باشند. و سپس حداکثر جریان موتور با اسپید کنترل مقایسه می‌شود که با توجه به حداکثر ۱۵ آمپر جریان قابل تحمل موتور انتخاب شده، اسپید کنترل نیز مناسب انتخاب شده است. با تایید ۳ قدم اولیه، اکنون می‌توان حالت شناور را مورد بررسی قرار داد.
پارامترهای ثابت در جدول ۲ شرح داده شده اند:

جدول ۲- پارامترهای ثابت

واحد	مقدار	پارامترها
$\frac{kg}{m^3}$	۱,۲۲۵	ρ
-	۲,۸۷	C_{La}
m	۰,۰۶	c
rad	۰,۱۴	θ
-	۰,۰۳۵	C_{D0}
-	۰,۰۱	C_{Di}
Ω	۰,۲۷	R_m
A	۰,۴	I_0
$\frac{m}{s^2}$	۹,۸	g

چون وزن پرنده بر عهده هر چهار موتور می‌باشد پس نیروی وزن برای یک موتور تقسیم بر تعداد موتور میشود و بر اساس معادله ۱ نتیجه میدهد:

$$1 \times 9.8 = \frac{1.225 \times 0.06 \times 0.2159^3 \times \omega^2 \times 2.87 \times 0.14}{3} \Rightarrow \omega = 314.52 \frac{rad}{s}$$

در ادامه بر حسب معادله ۲:

$$Torque = 1.225 \times 0.06 \times 0.2159^4 \times 314.52^2 \times \left(\frac{0.035 + 0.01 \times 0.14^2}{4} + \frac{2.7 \times 0.14}{3 \times 0.2159 \times 314.52} \right) \Rightarrow Torque = 0.168 N.m$$

و با جاگذاری در معادله ۳:

$$0.168 \times 314.52 = (48 - 0.27 \times I) \times (I - 0.4) \Rightarrow I = 1.54 A$$

و بقیه ی مسیر طبق روند گفته شده در بخش ۲ انجام میشود. از مقایسه ی اطلاعات به دست آمده با اطلاعات دیتا شیت موتور خواهیم داشت:

جدول ۳- مقایسه ی اطلاعات ملخ ۱۷*۵,۸

پارامترها	مقدار تئوری	مقدار تجربی	درصد خطا
ω	۳۱۴,۵۲	۳۳۵	۶
Torque	۰,۱۶۸	۰,۱۷	۱,۱
I	۱,۵۴	۱,۵۷	۱,۲

اگرچه این درصد خطا ناشی از عواملی همچون ضرایب آیرودینامیکی ملخ و شرایط آب و هوایی محل تست تجربی

موتور می باشد اما همان طور که مشاهده می شود درصد خطا میزان قابل قبولی می باشد .
به طرز مشابه برای سایز ملخ 6.1*18 نتیجه می دهد :

جدول ۴- مقایسه ی اطلاعات ملخ ۱*۶*۱۸

پارامترها	مقدار تئوری	مقدار تجربی	درصد خطا
ω	۲۸۸,۶۷	۳۱۶	۸,۶
Torque	۰,۲۱	۰,۲۲	۴,۵
I	۱,۷	۱,۸	۵,۵

اکنون برای بررسی چگونگی تاثیر تغییر انواع پارامترهای اساسی مانند تغییر ارتفاع، تغییر وزن و تغییر سایز ملخ حالت های مختلف پرنده ی مذکور مورد بررسی قرار می گیرد. در نتیجه با در نظر گرفتن شرایط شناور حالت اول (سایز ملخ 5.8*17) و بر اساس معادله ی ۹ تاثیر تغییر ارتفاع بر توان خروجی موتور در ارتفاع های مختلف بررسی خواهد شد :

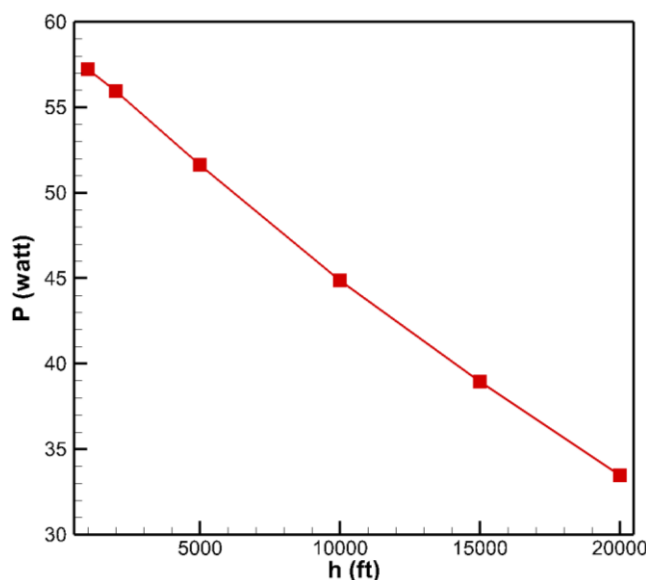
$$P_{in} = 0.172 \times 314.52 = 59.0 \text{ W}$$

$$p_o = (1 - 6.875 \times 10^{-6} \times 1000)^{3.83} = 0.97$$

جدول ۵- کاهش توان خروجی با افزایش ارتفاع

ارتفاع (فوت)	توان در ارتفاع پروازی (وات)	ضریب کاهش	میزان کاهش (وات)
۱۰۰۰	۵۷,۲۴	۰,۹۷	۱,۷۷
۲۰۰۰	۵۵,۹۴	۰,۹۴۸	۳,۰۷
۵۰۰۰	۵۱,۶۳	۰,۸۷۵	۷,۳۸
۱۰۰۰۰	۴۴,۸۵	۰,۷۶	۱۴,۱۶
۱۵۰۰۰	۳۸,۹۵	۰,۶۶	۲۰,۰۶
۲۰۰۰۰	۳۳,۴۶	۰,۵۶۷	۲۵,۵۵

همان طور که در نمودار ۱- مشخص می باشد در ارتفاع های بالا از توان موتور تا حد بسیار بالایی کاسته می شود ؛ در نتیجه برای ادامه ی پرواز در همان ارتفاع باید تراژل پرنده افزایش یابد که منجر به افزایش جریان مصرفی و نتیجتا کاهش مداومت پروازی می شود.



نمودار ۱- تغییرات توان خروجی بر اساس تغییر ارتفاع

سپس تاثیر تغییرات جرم بر جریان مصرفی و در نتیجه مداومت پروازی پرنده در حالت ۱ بررسی می شود:

جدول ۶- تغییر مداومت پروازی با تغییر وزن

مدوامت پروازی شناور (min)	جریان (A)	جرم کل پرنده (kg)
۴۲,۱	۱,۱۴	۳
۳۶,۳۶	۱,۳۲	۳,۵
۳۱,۱۷	۱,۵۴	۴
۲۸,۰۷	۱,۷۱	۴,۵
۲۵	۱,۹۲	۵

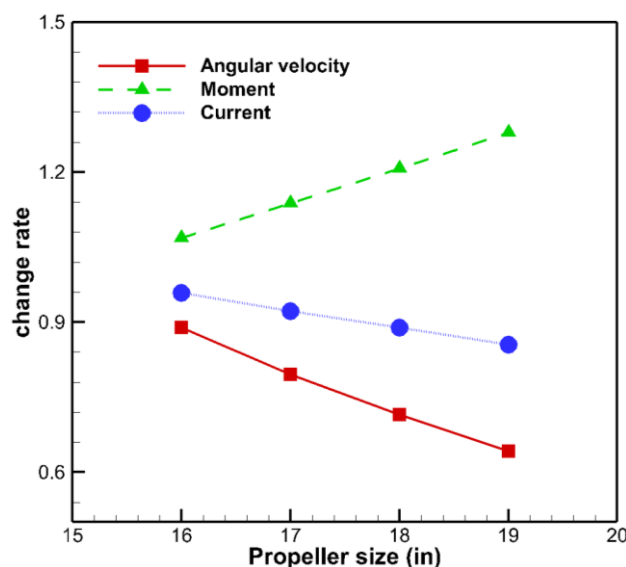
همان طور که در جدول ۶ مشخص می باشد با افزایش وزن، مصرف جریان پرنده افزایش یافته و از مداومت پروازی آن کاسته شده است.

و در نهایت تغییرات گشتاور، سرعت زاویه ای و جریان مصرفی بر اساس تغییر سایز ملخ در پرنده ای با جرم ۵ کیلوگرم و مابقی قطعات همانند حالت ۱ بررسی خواهد شد:

جدول ۷- تغییر پارامترهای اصلی موتور با تغییر سایز ملخ

جریان	گشتاور	سرعت زاویه ای	سایز ملخ
۲,۰۶	۰,۱۸	۴۳۹,۱۶	۱۵
۱,۹۸	۰,۱۹۲	۳۹۰,۳۱	۱۶
۱,۹	۰,۲۰۴	۳۴۹,۱۶	۱۷
۱,۸۳	۰,۲۱۷	۳۱۴,۱۵	۱۸
۱,۷۶	۰,۲۳	۲۸۱,۹۳	۱۹

اگر هر یک از مقادیر به دست آمده، بر مقادیر موجود در سایز ملخ ۱۵ تقسیم شود:



نمودار ۲- تغییر پارامترهای اصلی نسبت به تغییر سایز ملخ

همان طور که در نمودار ۲ مشخص می باشد، با افزایش سایز ملخ در تراست ثابت، گشتاور تولیدی زیاد و جریان و

سرعت زاویه ای کمتر می شود؛ اما اگر در تراتل ثابت سایز ملخ افزایش یابد، هر ۳ پارامتر فوق افزایش می یابند.

۴ نتیجه گیری و جمع بندی

در این مقاله مشخص شده است که می توان پارامترهای اساسی و عملکردی مولتی روتورها را بر اساس تعداد محدودی از ورودی های قابل دسترسی برای تمامی افراد به دست آورد. علاوه بر این، نکته ی قابل توجه این می باشد که می توان اطلاعات پروازی پرنده مانند تراست تولیدی، جریان مصرفی، مداومت پروازی و ... را در شرایط آب و هوایی و ارتفاع های مختلف با دقت بالایی مورد بررسی قرار داده و از بروز سوانح احتمالی به دلیل تغییرات جوی تا حد قابل قبولی جلوگیری کرد. همچنین پیش از ساخت می توان قطعات انتخاب شده را دقیق تر مورد بررسی قرار داده تا از هماهنگی کامل آنها اطمینان حاصل کرده و نیز از بروز مشکلات ساختاری و هزینه های مجدد نیز جلوگیری کرد. الی الخصوص می توان اطلاعات کامل موتور را در تمامی سایزهای ملخ انتخابی مورد بررسی قرار داده و با توجه به نیاز خود، بهترین گزینه را انتخاب کرد. در نتیجه الگوریتم مذکور قابلیت به دست آوردن و تحلیل تمامی پارامترهای عملکردی و ویژگی های اصلی پرنده، در تراتل های مختلف و همچنین مقایسه ی تغییرات ایجاد شده در پرنده به دلیل شرایط بیرونی و یا درونی گوناگون، را دارا می باشد که از این طریق می توان در هر لحظه از پرواز، شرایط مختلف پرنده را مورد بررسی قرار داد. بنابراین با بهینه سازی کد متلب و تلفیق آن با هوش مصنوعی می توان قطعات پرنده را به نحوی انتخاب کرد که بر اساس نیاز و کاربری اصلی آن در بازه ی وسیعی از شرایط محیطی بهترین کارایی ممکن را ارائه دهد که این مورد در فاز دوم پژوهش در حال انجام می باشد.

۶- منابع

1. R. Austin, Unmanned Aircraft Systems UAVs Design ,Development and Deployment, John Wiley & SonsLtd ,Great Britain, 2010.
2. M. Gatti, "Complete preliminary design methodology for electric multirotor," Journal of Aerospace Engineering,2017.
3. C. Ampatis and E. Papadopoulos, "Parametric design and optimization of multi-rotor aerial vehicles," 2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2014, pp. 6266-6271, doi: 10.1109/ICRA.2014.6907783.
4. J. B. Brandt, R. W. Deters, G. K. Ananda, and M. S. Selig, "UIUC propeller database," 2019, <http://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>.
5. Deltran Corporation. Batteries and chargers connected in series and parallel [Online]. Available: <http://www.batterytender.com/connecting-chargers#series-parallel-battery-packs>[Accessed: Sept. 28, 2017]
6. P. Wei, Z. Yang, Q. Wang, The design of quadcopter frame based on finite element analysis, in: P. Yarlagadda (Ed.), 3rd International Conference on Mechatronics, Robotics and Automation, ICMRA 2015, in: Advances in Computer Science Research (ACSR), Atlantis Press, Amsterdam, 2015.
7. Massachusetts Institute of Technology. Voltage regulator and parallel operation [Online]. Available:http://seagrants.mit.edu/ESRDC_library/VR_parallel.pdf [Accessed: Sept. 28, 2017]
8. P.J. Bristeau, P. Martin, E. Salaun, and N. Petit. The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV. In European Control Conference,2009.
9. C. W. Chan, and, T. Y. Kam, A procedure for power consumption estimation of Multi-rotor unmanned aerial vehicle,2020

10. I. Resnick ,and Robert. II. Halliday , David. III. Title. Physics—Textbooks.
11. Rice University, Openstax, “Electric power and energy” in College Physics. Houston, USA: Openstax,
12. B.-S. Jun, J. Park, J.-H. Choi, K.-D. Lee, C.-Y. Won, Temperature estimation of stator winding in permanent magnet synchronous motors using d-axis current injection, *Energies* 11 (8) (2018) 2033, <https://doi.org/10.3390/en11082033>
13. Y. Li, X. Huang and Y. Fang, "Thermal analysis of a brushless DC motor for aerospace application using thermal network models," *2013 International Conference on Electrical Machines and Systems (ICEMS)*, 2013, pp. 855-859, doi: 10.1109/ICEMS.2013.6713135.
14. S. Jung, Y. Jo and Y. J. Kim, “Flight Time Estimation for Continuous Surveillance Missions Using a Multirotor UAV,” *Energies*, pp. 1-15, March 2019.
15. J. M. Miller, “Energy storage technologies,” *Propulsion Systems for Hybrid Vehicles*, Institution of Engineering and Technology, 2010, chapter 10.
16. Anderson ,J,D, ,(2002): Introduction to flight: its engineering and history
17. Radio Control Info, “Brushless motor efficiency and constants ,
”<http://www.radiocontrolinfo.com/brushless-motor-efficiency/>
18. Anderson ,J,D,(2002): Fundamentals of aerodynamics.
19. L. W. Traub, “Range and endurance estimates for battery powered aircraft,” *Journal of Aircraft*,2011.
20. T. R. Crompton. (2000). Battery reference book (3rd edition) [Online]. Available: <http://www.sciencedirect.com/science/book/9780750646253#ancPT4> [Accessed: Oct. 1, 2017]