

طراحی، تحلیل و ساخت بالگرد الکتریکی تک سرنشین با پره‌های هم محور (الکتروکوپتر)

اصغر مهدیان*^۱، فرهاد سبقت‌الهی^۲

۱- استادیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر- شاهین شهر - اصفهان

۲- دانشجوی دکتری هوافضا، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر- شاهین شهر - اصفهان

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۶/۱۴ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۸/۲۳)

چکیده

در این تحقیق عملیاتی که منجر به ساخت یک بالگرد تک‌سرنشین با دو مجموعه پره هم محور شده، روش تامین توان الکتریکی جایگزین سامانه‌های سوختی گردیده است. با هدف تغییر بنیادی در سامانه تامین توان و یا انرژی محرکه، پروژه طراحی و ساخت یک نمونه بالگرد، در دستور کار قرار گرفت. در ابتدا با طراحی مشخصات مطلوب سامانه، طرح اولیه‌ای از آن به دست آمد. سپس با طراحی شناور کمیت‌ها، سامانه به گونه‌ای طراحی و ساخته شد که در صورت لزوم و با تاثیر عدم قطعیت‌های طراحی، بتوان از آن پاسخ مناسب را گرفت. در این مقاله، تحلیل، ساخت و تست بالگردی تک‌سرنشین با ساختاری ویژه، با انرژی محرکه الکتریکی و جعبه دنده انتگرالی انجام شده است. رسیدن به دانش فنی روش تولید مقرون به صرفه پره‌ها به روش بدون قالب (با شکل مخروطی، پیچش آیرودینامیکی و هندسه نامتقارن) طراحی و ساخت جعبه دنده سیاره‌ای با ۱۶ ورودی و دو خروجی هم محور با قابلیت کاهش تعداد ورودی، سامانه کنترل دور دو مجموعه پره، و بسیاری موارد دیگر عملاً راه را برای ساخت نمونه‌های با عملکرد ویژه باز می‌کند. با استفاده از تحلیل‌های ریاضی و نرم‌افزاری محدوده عملکرد مناسب برای سامانه به دست آمد. با طراحی و ساخت و نصب جاذب‌های ارتعاشی، رفتار مناسب سامانه اثبات گردید. در سکوی تستی که به همین منظور طراحی و ساخته شد، ضمن بررسی رفتار ارتعاشی سامانه، توانایی سامانه در بلند شدن نیز با موفقیت آزمایش شد.

واژه‌های کلیدی: بالگرد الکتریکی، بالگرد تک سرنشین، پره‌های هم‌محور

Design, Analysis and Manufacturing of One-Manned Coaxial Electric Helicopter

Asghar Mahdian* and Farhad Sebghatollahy

Abstract

In this practical investigation that has been led to manufacturing a coaxial one-manned electric helicopter, the method of electric power supply has replaced fuel systems. In order to make a fundamental change in the power supply system or propulsion energy of helicopters, this project is introduced. First, by designing the basic specifications of the system, a preliminary design is obtained. Then, with the floating design of the parameters, the system is designed and built in such a way that, if necessary, and with the effect of uncertainties in the design, an appropriate response can be obtained from it. In this paper, the analysis, construction and testing of a one-manned helicopter with a special structure, with electric propulsion energy and integrated gearbox has been performed. Achieving technical knowledge of cost-effective production method of blades without mold (taper shape, aerodynamic twist, and asymmetric geometry), design and construction of a planetary gearbox with 16 inputs and two coaxial outputs with the ability to reduce the number of inputs, the remote-control system of two sets of blades, and many others, practically paves the way for the construction of high-performance prototypes. Using mathematical and software analyzes, a suitable operating range for the system was obtained. The proper performance of the system was proved by designing, manufacturing and installing vibration absorbers. In the test stand that was designed and built for this purpose, while examining the vibrational behavior of the system, the ability of the system to lift was also successfully tested.

Key words: Electric helicopter, One-manned helicopter, Coaxial blades

مقدمه

یکی از اصلی‌ترین زیرسامانه‌ها در یک بالگرد، تأمین توان لازم برای حرکت پره‌ها است. با بررسی تاریخ تکاملی بالگردها مشاهده می‌شود که اولین بالگردها با موتورهای سوخت فسیلی و اغلب با ساختار پیستونی طراحی و ساخته شده‌اند. با پیشرفت فن‌آوری موتورهای توربینی (و به تبع آن موتورهای توربوشفت) تمایل برای به‌کارگیری این موتورها در بین طراحان و تولیدکنندگان انواع بالگرد افزایش یافته است، بطوریکه هم-اکنون بخش عمده بالگردها از این موتورها بهره می‌گیرند. فصل مشترک موتورهای پیستونی و توربینی استفاده از سوخت‌های شیمیایی و استفاده از انواع چرخه‌های ترمودینامیکی برای تبدیل انرژی شیمیایی نهفته در سوخت‌های فسیلی به انرژی جنبشی و یا مکانیکی می‌باشد. در سال‌های اخیر به دلایل گوناگون توجه ویژه‌ای به منابع انرژی و بخصوص منابع جایگزین برای انواع سوخت‌های فسیلی شده است. در این راستا و در یک نگاه کلی با توجه به:

*- توسعه فن‌آوری تولید انواع انباره‌های الکتریکی (باتری‌ها)
*- ارتقای سطح فن‌آوری موتورهای الکتریکی به خصوص نوع بدون جاروبک^۱ با نسبت توان به وزن بالا،
به نظر می‌رسد استفاده از سامانه تأمین توان الکتریکی برای به-کارگیری در بالگردها دور از دسترس نباشد.
بدیهی است ایجاد تغییر و یا ارتقاء هر سامانه‌ای باید توجه علمی، عملیاتی و اقتصادی داشته باشد.

با استفاده از خلاقیت و تحلیل مهندسی می‌توان کل سامانه و یا اجزا و یا زیرسامانه‌های آن را با استفاده از فن‌آوری-های نوین در اجزا و زیرسامانه‌ها تغییر داد. این کار با هدف معینی بر پایه تغییر در رویکرد و منطق طراحی قابل انجام است.

در اینجا، ضمن توصیف نکات تحلیلی و نتایج تست، به مشکلات و بعضی نکات طراحی و ساخت یک بالگرد الکتریکی با دو مجموعه پره هم‌محور پرداخته شده است.

توصیف موضوع

همانگونه که در ادامه می‌آید، یکی از مخربترین پدیده‌ها در بالگرد، ارتعاشات نامطلوبی است که با منشأ دوران پره رخ می‌دهد.

ارتعاشات در چنین سامانه‌ای به دو نوع معمولی و خود برانگیخته تقسیم می‌شود. از آنجا که این سامانه فاقد صفحه مورب^۲ و مکانیزم‌های پیچیده در تغییر زاویه حمله و سایر موارد دیگر است، نیروهای خارجی متناوب با منشأ نامیزانی در پره، تنها منشأ ارتعاشات معمولی هستند.

ولی در ارتعاشات خود برانگیخته برای تداوم ارتعاش، نیازی به نیروی خارجی متناوب نیست. یکی از مثال‌های مربوط به ارتعاشات خود برانگیخته در بالگرد، تشدید زمینی است. به واسطه پیچیدگی‌های ذاتی این پدیده، وجود امکانات تست برای عملیاتی کردن یک بالگرد گریزناپذیر است. به منظور دستیابی به مشخصات لازم برای میرا کردن ارتعاشات خود برانگیخته ناشی از تماس با زمین سه روش تحلیلی، عددی و تست، مورد توجه بوده است. روشهای تحلیلی و عددی به عنوان مکمل یکدیگر مورد استفاده قرار می‌گیرند و نتایج بعضاً مناسبی را نیز در اختیار طراحان قرار می‌دهند. روش تست با بالگرد واقعی نیز در صورتی قابل انجام است که توانایی آن وجود داشته باشد [۱-۲].

در مرجع [۳] تخمین کمیت‌های یک بالگرد بدون سرنشین با پره‌های هم‌محور با وزن محموله حدود ۱۲ کیلوگرم توضیح داده شده است. یک مدل ساده شده عددی جهت کنترل موقعیت، پیشنهاد شده که به دلیل همخوانی مناسب با نتایج تست به عنوان یک مدل معتبر از آن یاد شده است.

در مرجع [۴] نیز کنترل یک بالگرد با دو پره هم‌محور، توصیف شده است.

در بعضی از تحقیقات انجام شده با در نظر گرفتن ساده‌سازی‌هایی رفتار یک بالگرد با دو پره هم‌محور مدل شده است. در مرجع [۵] رفتار آیرودینامیکی یک جفت پره هم‌محور بدون سایر متعلقات بالگرد از نظر آیرودینامیکی بررسی شده است. در مرجع [۶] نیز طراحی بهینه یک بالگرد با پره-های هم‌محور تنها تحت حرکت رو به بالا و پایین مورد بررسی قرار گرفته است.

در مرجع [۷] طی مطالعه پدیده ارتعاشات یک بالگرد در حرکت یکنواخت با استفاده از معادلات تحلیلی تاثیر بعضی مودها بررسی شده است.

از جمله مهمترین مشکلات در راه عملکرد مناسب یک بالگرد، کنترل ارتعاشات آن است. در این راستا تحلیل ارتعاشات



شکل ۱ - نمونه‌هایی از عمود پرواز با ساختار پره با مجرای جریان

و شناسایی منبع از عوامل مهم است. منبع ارتعاشات در مکانیزمهای مختلف عملکردی بالگرد کاملاً متفاوت است. [۹-۸].

با استفاده از توصیه‌های مرجع [۱۰] می‌توان به نکات بسیار مهمی در مورد روشهای میزان کردن پره بالگرد دست یافت. این نکات به خوبی در روند تست پره مورد استفاده قرار می‌گیرد.

تعریف مأموریت

پرواز همیشه آرزوی انسان‌ها بوده است. در این راستا صدها نمونه پرنده مختلف توسط افراد و سازمان‌های مختلف طراحی و ساخته شده است. اما همواره وسیله‌ای که فرایند نشست و برخاست آن به صورت عمودی باشد از اهمیت خاصی برخوردار بوده است. در این طرح با هدف بدست آوردن کوچکترین ساختار از نظر وزنی و ابعادی و با رعایت حداکثر سادگی کاربری و ایمنی، بالگردی طراحی و ساخته شده است که می‌تواند پرواز و فرود عمودی را با نیروی محرکه الکتریکی تحقق بخشد.

بنابراین بطور خلاصه هدف از اجرای طرح توصیف شده در این مقاله:

- * - خلق بالگردی با الزام استفاده از انرژی محرکه الکتریکی،
- * - توانایی حمل یک سرنشین،
- * - ایمنی بالا و حداکثر سادگی، می‌باشد.

در سال‌های اخیر توسط اشخاص حقیقی و شرکت‌های مختلف فعالیت‌های بسیاری در خصوص به پرواز در آوردن وسیله‌ای با یک سرنشین انجام شده است. استفاده از انواع ساختارهای تولید نیروی برآ مثل استفاده از سامانه‌های پره با مجرای جریان^۳ (شکل ۱)، سامانه‌های توربو جت (شکل ۲) و انواع چند پره‌ها^۴ (شکل ۳) در طرح‌های مختلف اجرایی شده است. تنوع در ساختار کلی در این طرح‌ها به دلیل نوع مأموریت و یا نوع رویکرد طراح و منطق طراحی کاملاً مشهود است.

ساختارهای گوناگونی در خصوص بالگردهای تک سرنشین پیشنهاد شده‌اند. در این میان نمونه خاصی از بالگرد با پره‌های هم محور و با موتورهای سوختی توسط مخترع ژاپنی به نام جنال یانگساوا طراحی و ساخته شده است (شکل ۴).



شکل ۲ - نمونه‌هایی از عمود پرواز با ساختار موتور جت



شکل ۳ - دو نمونه چندپره سرنشین‌دار

در جستجوها، تصاویر نمونه دیگری نیز به چشم می‌خورد که توسط شرکت ژاپنی هیروبو (تا مرحله طراحی نمونه اولیه بدون انجام تست‌های پروازی) معرفی شده است (شکل ۵). ساختار کلی این نمونه شبیه به نمونه فوق الذکر بوده ولی در آن از سامانه تأمین انرژی الکتریکی استفاده شده است. این دو ساختار از نظر نوع مأموریتی که می‌توان برای آن‌ها تعریف نمود و همچنین تک سرنشین بودن و تقارن هندسی تقریباً مشابه هم بوده و تفاوت آن‌ها در زیرسامانه‌های کنترل و پایداری است.

سرعت زاویه‌ای آن باشد، نیروی برای یک پره (L) حاصل انتگرال زیر خواهد بود [۱۳]:

$$L = \int_0^R \frac{1}{2} \rho C_L (x\omega)^2 b dx = \frac{1}{6} \rho b C_L R^3 \omega^2 \quad (1)$$

از طرف دیگر برای محاسبه توان مصرف شده برای دوران یک پره با سرعت زاویه‌ای ω به ازای گشتاور نیروی مقاوم وارد به پره می‌توان نوشت [۱۳]:

$$P = \int_0^R \omega dT \quad (2)$$

در این رابطه دیفرانسیل گشتاور dT وارد بر بازوی پره

(x) برابر است با:

$$dT = x dD \quad (3)$$

که dD دیفرانسیل نیروی مقاوم در برابر حرکت پره به ازای دیفرانسیل طول آن است. فرض می‌شود C_D ضریب نیروی مقاوم مقطع بال به ازای زاویه حمله مشخص باشد، بر این اساس دیفرانسیل نیروی مقاوم وارد به دیفرانسیل طول dx برابر است با:

$$dD = \frac{1}{2} \rho C_D (x\omega)^2 b dx \quad (4)$$

$$P = \int_0^R \omega x dD = \int_0^R \omega x \left(\frac{1}{2} \rho C_D (x\omega)^2 b dx \right) \quad (5)$$

$$= \frac{1}{8} \rho C_D b \omega^3 R^4$$

سوال اصلی اینجاست که با هدف‌گذاری نیروی برای مشخص برای کاهش توان مصرفی بین افزایش ω و افزایش R کدام یک باید انتخاب شود. بدیهی است نتیجه کلی که در این نوشتار به آن پرداخته می‌شود حالت ساده‌ای از بیان این واقعیت است. چرا که در اینجا فرض شده عرض پره ثابت بوده و در تولید نیروی برآ، مقطع پره از $x=0$ یعنی مرکز دوران مشارکت می‌کند.

روابط اساسی (۱) و (۵) را می‌توان به صورت زیر نوشت:

$$L = \frac{1}{6} \rho b C_L \omega^2 R^3 \rightarrow L = \alpha \omega^2 R^3 \quad (6)$$

$$P = \frac{1}{8} \rho b C_D \omega^3 R^4 \rightarrow P = \beta \omega^3 R^4 \quad (7)$$

که α و β مقادیر ثابت هستند. برای قضاوت در مورد اینکه به ازای مقدار ثابت L ، افزایش ω و R چه تأثیری بر توان مقاوم دارند می‌توان به صورت زیر عمل نمود:



شکل ۴ - تصویر بالگرد تک سرنشین با موتورهای سوختی [۱۱]



شکل ۵ - تصویر بالگرد تک سرنشین الکتریکی شرکت هیروبو [۱۲]

مزیت بالگردها نسبت به چندپره‌ها

هر نوع ساختار عمود پرواز دارای مزایا و معایبی است. کلیه چندپره‌ها نیز از این قاعده مستثنی نیستند و به شدت وابسته به سامانه‌های کنترلی می‌باشند.

در صورتیکه ملاک اصلی طراحی، مصرف بهینه انرژی و به تبع آن مداومت پرواز باشد، مزیت بالگردها نسبت به هر نوع ساختار عمود پروازی از جمله چند پره‌ها مشهودتر است.

طراحی بالگرد حاضر بر اساس حمل مقدار بار مشخصی است. لذا روابط متناظر با نیروی برآ و نیروی مقاوم یک پره را می‌توان به صورت رابطه ۱ نوشت. بدیهی است برای سادگی فرض بر این است که عرض پره (b) در طول آن (R) تغییر نمی‌کند. اگر ρ چگالی هوا و C_L ضریب برآی مقطع پره و ω

به اندازه ۴۰ درصد افزایش می‌یابد. به عبارت دیگر با مجموعه باتری‌های مشخصی که در اینجا مورد استفاده قرار گرفته است، مداومت پروازی حدود ۴۰ درصد کمتر شده، از ۳۵ دقیقه به ۲۰ دقیقه کاهش خواهد یافت. در اینجا فرض شده است پره‌ها در دو حالت از نظر هندسی متشابه باشند.

روش تحقیق و توصیف طراحی و انتخاب زیر سامانه ها

چالش‌های اصلی برای اجرایی شدن طرح فوق شامل مواردی است که در صورت ارائه راهکار برای همه آنها، طرح قابلیت اجرایی شدن را خواهد داشت.

در یک جمع‌بندی کلی بین اجزاء اصلی پروژه بالگرد الکتریکی با انواع بالگردهای مرسوم می‌توان زیرسامانه‌های مختلف را در یک تناظر با یکدیگر مقایسه نمود که در جدول ۱ خلاصه آن ارائه شده است. این سامانه با چهار باطری ۳۰ آمپر ساعت با وزن کل ۲۴۰ کیلوگرم در حدود ۳۵ دقیقه مداومت پروازی دارد. از مهمترین مزیت‌های این سامانه در مقایسه با سامانه سوختی بالا بودن تعداد موتور است که امنیت آن را ارتقا می‌بخشد. البته باید عنوان کرد به علت بالاتر بودن چگالی توان در موتورهای سوختی مداومت پرواز آن‌ها بالاتر است. با وجود این، به علت بحران انرژی، تمایل کاربران به سمت سامانه‌های الکتریکی تغییر خواهد کرد. این مورد به خوبی در خودروها دیده می‌شود.

جدول ۱- مقایسه زیرسامانه‌های بالگرد سوختی و الکتریکی

زیرسامانه	بالگرد سوختی	بالگرد الکتریکی
منبع تامین انرژی	انرژی سوخت‌های فسیلی	انرژی الکتریکی
ذخیره‌سازی انرژی	انواع باک	باتریها
مولد توان	انواع موتورهای سوختی	انواع موتورهای الکتریکی
انتقال توان	انواع جعبه دنده	جعبه دنده انتگرالی
کنترل برآ	تغییر در گام پره‌ها	تغییر دور پره‌ها
کنترل جانبی	تغییر جهت بردار برآ توسط توسط صفحه مورب	تغییر جهت بردار برآ توسط اتصال مجموعه پره‌ها با بدنه
دور زدن	معمولا استفاده از پره دم	تغییر دور پره‌ها نسبت به یگدیگر
سامانه ضد گشتاور	معمولا استفاده از پره دم	پره‌های هم محور با جهت چرخش معکوس

$$L = \alpha \omega^r R^r \rightarrow \omega = \sqrt{\frac{L}{\alpha R^r}} \quad (8)$$

$$P = \beta \omega^r R^r \rightarrow R = \sqrt{\frac{L}{\alpha \omega^r}} \quad (9)$$

با قرار دادن رابطه (۸) به جای ω در رابطه (۷) می‌توان

نوشت:

$$P = \beta \omega^r R^r = \beta \left(\sqrt{\frac{L}{\alpha R^r}} \right)^r R^r = \beta \sqrt{\frac{L}{R}} \quad (10)$$

این یعنی به ازای نیروی برآی ثابت افزایش شعاع R باعث کاهش توان مصرفی خواهد شد.

برای بررسی تاثیر افزایش ω بر مقدار توان مصرفی نیز می‌توان به صورت زیر عمل نمود.

با قرار دادن رابطه (۹) در رابطه (۷) داریم:

$$P = \beta \omega^r R^r = \beta \omega^r \left(\sqrt{\frac{L}{\alpha \omega^r}} \right)^r = \beta_r \sqrt{\omega} \quad (11)$$

بر اساس رابطه (۱۱) افزایش سرعت دورانی ω به ازای مقدار ثابت L باعث افزایش توان مصرفی می‌گردد.

می‌توان این نتایج را به صورت کمی نیز بیان نمود.

$$\left. \frac{\partial P}{\partial R} \right|_{L=cte.} = \frac{-\beta_r}{2R\sqrt{R}} \rightarrow \frac{\Delta P}{P} = \frac{-\Delta R}{2R} \quad (12)$$

یعنی به ازای L ثابت، افزایش ۱۰ درصدی شعاع باعث کاهش ۵ درصدی توان مصرفی می‌شود. از طرف دیگر نیز می‌توان نوشت:

$$\left. \frac{\partial P}{\partial \omega} \right|_{L=cte.} = \frac{-\beta_r}{3\sqrt{\omega}} \rightarrow \frac{\Delta P}{P} = \frac{\Delta \omega}{3\omega} \quad (13)$$

یعنی به ازای L ثابت، افزایش ۱۰ درصدی سرعت زاویه-ای باعث افزایش بیش از ۳ درصدی توان مصرفی خواهد شد. ولی افزایش ۱۰ درصدی شعاع پره ۵ درصد از توان مصرفی خواهد کاست. بدیهی است مشکلات سازه‌ای در این مسیر مانع اصلی هستند و بالطبع نمی‌توان پره‌هایی با طول بسیار بلند ساخت.

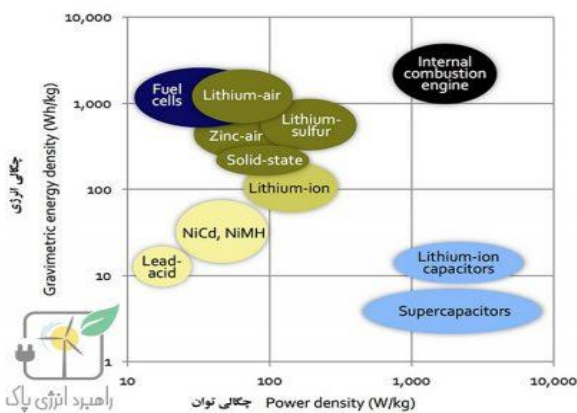
از تحلیل فوق می‌توان نتیجه گرفت بالگردها به دلیل بلندی طول پره‌ها و کم بودن سرعت دورانی، بازده بیشتری از چند پره‌ها دارند.

در مورد خاص الکتروکوپتر طراحی شده به راحتی می‌توان اثبات نمود که اگر به جای ۴ پره با طول ۲ متر از ۸ پره با طول ۱ متر استفاده شود، ضمن افزایش حدود ۳ برابری سرعت دورانی لازم برای پره‌ها، توان لازم برای حمل یک بار مشخص

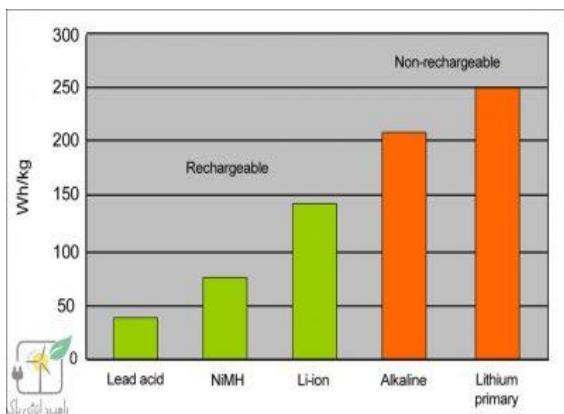
در آن‌ها کمتر است. ولی قیمت بالاتر و چگالی انرژی کمتر و عمر مفید پایینتر، باعث شده تقاضای استفاده از آن‌ها کاهش یابد. در نمودار شکل ۷ چگالی انرژی چند نوع باتری با موتورهای احتراق داخلی سوختی و در نمودار شکل ۸ چگالی توان و چگالی انرژی در چند نوع باتری مختلف مقایسه شده است.



شکل ۶- نمونه باتری لیتیوم پلیمر با ظرفیت ذخیره‌سازی ۳۰ آمپر ساعت (در طرح موجود از این باتری استفاده شده است)



شکل ۷- مقایسه باتری‌ها با موتورهای احتراق داخلی [۱۴]



شکل ۸- مقایسه چگالی انرژی و توان چند نوع باتری مختلف [۱۴]

لذا در این پژوهش تک تک موارد بطور دقیق بررسی شده و در برخی موارد راهکارهایی نوآورانه ارائه شده است. از جمله این موارد می‌توان به طراحی و ساخت جعبه دنده منحصر به فرد برای این بالگرد اشاره کرد که هر مجموعه پره بالایی و پایینی را به صورت جداگانه با ۸ موتور الکتریکی به حرکت درمی‌آورد. این جعبه دنده دارای قفسه ای شناور است که دور آن از طریق دست خلبان کنترل می‌شود، و از طریق تغییر دور مجموعه پره بالایی و پایینی نسبت به هم، قابلیت تغییر سمت و مسیر را فراهم می‌کند. در مباحث زیر به طور اجمالی به فرایند طراحی پرداخته شده است.

طراحی و انتخاب روش تامین انرژی

با توجه به الزام استفاده از انرژی الکتریکی در این طرح، بدیهی است در ابتدا باید برآوردی از مقدار انرژی لازم برای پرواز در طول مأموریت پرنده بدست آورد. و در مرحله بعدی وزن باتری‌ها و همچنین بررسی چالش‌های فنی در خصوص ولتاژ کاری، میزان آمپردهی و مهم‌تر از آن مداومت پروازی و ایمنی بررسی گردد.

امروزه باتری‌های الکتریکی در انواع مختلف تولید می‌شوند. پیشرفت فن‌آوری‌های اخیر در راستای افزایش ظرفیت ذخیره‌سازی، کاهش ابعاد و وزن و همچنین جریان‌دهی و مداومت بالا منجر به تولید نسل جدیدی از باتری‌ها با مشخصه‌های نسبتاً مناسب شده است. باتری‌های لیتیوم-پلیمر و لیتیوم-یون، نمونه‌هایی با قابلیت‌های ویژه هستند. شکل ۶ نمونه‌ای از این باتری‌ها را نشان می‌دهد.

معمولاً باتری‌های لیتیوم-یونی ضمن چگالی شارژ بالاتر، نسبت به باتری‌های لیتیوم-پلیمری هزینه کمتری دارند و فاقد اثر حافظه هستند (یعنی با گذر زمان سخت تر شارژ نمی‌شوند).

باتری‌های لیتیوم-یونی مقدار انرژی زیادی را در یک واحد کوچک ذخیره می‌کنند و به همین دلیل، فوق العاده مقرون به صرفه هستند، ولی به طور ذاتی ناپایدارند. چرا که شکست احتمالی ماده جداساز بین الکتروود مثبت و منفی و واکنش شیمیایی بین آن‌ها منجر به احتراق و آتش‌سوزی می‌گردد.

از سوی دیگر، باتری‌های لیتیوم-پلیمری به طور کلی قوی و انعطاف‌پذیر و سبک‌وزن بوده و احتمال نشت ماده الکتروولیت

کردن چند موتور الکتریکی بدون جاروبک استفاده شده است که بر روی یک جعبه دنده انتگرالی با ساختار هم محور نصب شده‌اند. لذا جعبه‌دنده انتگرالی مورد نیاز برای این پروژه بصورت ویژه طراحی و ساخته شده که نمایی از آن به همراه موتورهای الکتریکی بدون جاروبک بدون اتصالات الکتریکی، در شکل ۱۲ ارائه شده است.



شکل ۱۰- نمونه موتور بدون جاروبک دور بالا



شکل ۱۱- نمونه موتور بدون جاروبک گشتاور بالا

هماهنگ‌سازی دور و گشتاور الکتروموتورها، هم‌افزایی توان‌های الکتریکی و تقسیم توان بین دو محور خروجی و همچنین امکان خارج کردن یک یا چند موتور از مدار، استفاده همزمان از مزیت موتورهای دور بالا و مزیت موتورهای الکتریکی گشتاور بالا، تنظیم دور دو محور برای گردش در سمت، از قابلیت‌های ویژه این جعبه‌دنده خاص می‌باشد. با این چیدمان اگر یک یا چند موتور بدون جاروبک به دلایلی از مدار تولید قدرت خارج شوند، با توجه به قابلیت تغییر کمیت‌ها، سامانه از کار نخواهد افتاد.



شکل ۱۲- جعبه‌دنده ساخته شده، جهت تبدیل و انتقال توان

طراحی و انتخاب سامانه تامین توان مکانیکی

مهمترین چالش در این پروژه انتخاب موتور الکتریکی مناسب است. موتور و یا موتورهای انتخابی بایستی ضمن قابلیت تامین توان مکانیکی لازم برای انجام ماموریت، دارای وزن بسیار کمی باشند. امروزه با پیشرفت فن آوری، موتورهای الکتریکی با ساختارها و مشخصه‌های فنی و عملیاتی گوناگون طراحی و تولید شده‌اند. همچنین با توسعه فن آوری کنترل کننده‌های الکترونیکی موتورهای بدون جاروبک معرفی شده‌اند که در قیاس با موتورهای الکتریکی معمولی، نسبت توان به وزن بالاتری دارند.

نسبت توان به وزن این موتورها بعضاً تا ۱۰ کیلووات بر کیلوگرم نیز می‌رسد. بر این اساس می‌توان از آن‌ها در انواع پروژه‌های هوافضایی و صنعتی خاص که کمیت وزن مهم است استفاده نمود. از دیگر مزایای مهم این نوع موتورها قابلیت اطمینان و عمر طولانی آن‌ها می‌باشد. در شکل ۹ نمونه‌ای از موتورهای بدون جاروبک با توان ۵/۵ کیلووات و وزن ۹۰۰ گرم با موتوری صنعتی با توان ۵/۵ کیلووات و وزن ۵۲ کیلوگرم نشان داده شده است.



شکل ۹ - مقایسه دو موتور الکتریکی با توان تقریباً برابر

الکتروموتورهای بدون جاروبک در دو مدل دور بالا و گشتاور بالا تولید می‌شوند که دارای ساختار متفاوت در پیکربندی مکانیکی می‌باشند.

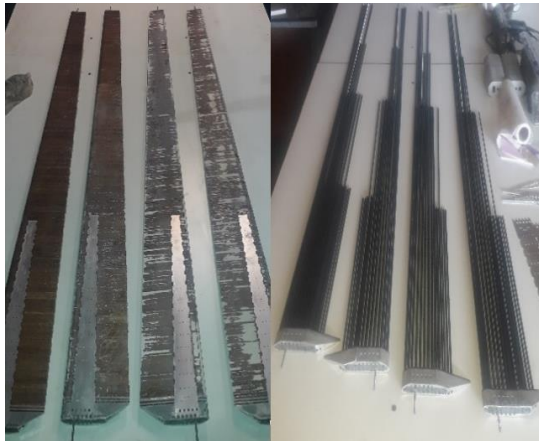
در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ نمونه‌هایی از این الکتروموتورها نشان داده شده است. توجه به این نکته مهم است که موتورهای بدون جاروبک در دورهای بالا دارای نسبت توان به وزن بالاتری هستند. بنابراین برای استفاده در دورهای پایین بکارگیری مکانیزم کاهنده مکانیکی اجتناب‌ناپذیر می‌باشد.

طراحی، انتخاب و ساخت سامانه تبدیل و انتقال توان

در این پروژه با توجه به نیاز هم زمان به نسبت توان به وزن بالا و دور نسبتاً پایین، از راهکار خلاقانه و بدیع خوشه‌ای

طراحی و انتخاب سامانه کنترل موتورهای الکتریکی

یکی از زیرسامانه‌های لازم برای راه اندازی موتورهای بدون جاروبک، کنترل کننده‌های سرعت و یا مبدل‌ها هستند. با پیشرفت فن آوری، در سالهای اخیر این سامانه‌ها در انواع مختلف و با ابعاد و وزن بسیار کم طراحی و ساخته شده‌اند. جریان ورودی این کنترل کننده‌ها مستقیم و جریان خروجی آن‌ها متناوب می‌باشد. از دیگر قابلیت‌های این کنترل کننده‌ها امکان برنامه‌ریزی جهت نحوه شروع و یا توقف عملکرد در موارد خاص می‌باشد. در شکل ۱۳ دو نمونه از این کنترل کننده‌ها نشان داده شده است.



شکل ۱۴- تصویر از مراحل ساخت پره‌های بالگرد الکتریکی

در بسیاری از بالگردها استفاده از سامانه صفحه مورب برای کنترل مقدار برآ و تغییر در جهت آن مرسوم است. این سامانه ضمن دارا بودن قابلیت‌های ویژه و کارآمد بسیار پیچیده و پر هزینه است.

در پروژه بالگرد الکتریکی تک سرنشین با توجه به تعریف مأموریت و دیگر مسائل فنی مثل سادگی ساخت و کاهش هزینه‌ها، از مزیت مهم موتورهای الکتریکی یعنی پاسخ سریع به فرامین برای تغییر دور پره‌ها جهت اعمال تغییر در مقدار برآ و از سامانه اتصال گوی و کاسه‌ای برای تغییر جهت بردار برآ استفاده شده است (شکل ۱۵).

در بالگردهای سوختی به دلیل عدم امکان اعمال تغییرات در مقدار دور خروجی، امکان ایجاد تغییر در مقدار نیروی برآ از طریق تغییر دور وجود ندارد. عملکرد سامانه فوق مبتنی بر انحراف بردار برآ نسبت به امتداد وزن عنوان است. به طوریکه این انحراف منجر به ایجاد بازوی گشتاور حول مرکز جرم خواهد شد.



شکل ۱۵- تصویر دو نمونه اتصال گوی و کاسه‌ای ساخته شده جهت اتصال مجموعه پره‌ها با بدنه



شکل ۱۳- تصویر دو نمونه مبدل و یا کنترل کننده سرعت در موتورهای بدون جاروبک

طراحی و ساخت سامانه تولید نیروی برآ

با توجه به ساختار و شکل اصلی بالگرد و دارا بودن دو مجموعه پره هم محور، با گردش عکس یکدیگر، استفاده از دو مجموعه سامانه تولید نیروی برآ الزامی است. بنابراین برای این بالگرد پره‌هایی مشابه اما از نظر هندسی قرینه یکدیگر طراحی و ساخته شده است. پره‌ها دارای مقطع نامتقارن و باریک شونده هستند. همچنین با توجه به قرینه بودن پره‌ها، به نظر می‌رسد برای هر مجموعه پره، طراحی و ساخت قالب مخصوص آن الزامی باشد. به واسطه هزینه بالای تولید قالب، با تدوین روش بدیع مبتنی بر استفاده از قطعات از پیش ساخته شده نیاز به طراحی و ساخت قالب مرتفع گردید (شکل ۱۴).

انتخاب سامانه کنترل و پایداری متناسب با ساختار و

مأموریت بالگرد

یکی از زیرسامانه‌های مهم و اساسی در وسایل پرنده بخصوص عمودپروازها، سامانه کنترل و پایداری متناسب با ساختار و نوع مأموریت تعریف شده می‌باشد.

طراحی ساختار اصلی و زیرسامانه‌ها

پروژه فوق نمونه ای از نوعی رویکرد مدیریت در مهندسی با عنوان پیشنهادی " الگوریتم تکاملی " است که در آن ادعا می‌شود بسیاری از فرآیندهای پیچیده و زمان‌بر، در چرخه‌های طراحی، ساخت و تصمیم‌گیری ساده‌سازی می‌شوند. نتیجه مشهود این روش افزایش سرعت اجرا، حذف بسیاری از فرآیندهای محاسباتی و تحلیلی و کاهش چشمگیر هزینه می‌باشد.

در این روش با رویکردی مبتنی بر خلاقیت از نتایج محاسباتی و تحلیلی دیگر پروژه‌ها و مکانیزم‌های عملیاتی شده استفاده می‌شود، و سپس در یک الگوریتم تحلیلی نتایج آن‌ها در چرخه طراحی پروژه اصلی قرار می‌گیرد. همچنین در این روش بسیاری از ابهامات فنی و مهندسی، با ایجاد بسترهای لازم جهت شبیه سازی مقایسه‌ای، به دو روش زیر پاسخ داده خواهد شد.

✓ پیش‌بینی بسترهای مناسب در نمونه مهندسی برای ایجاد تغییرات احتمالی

✓ طراحی و ساخت با قابلیت اعمال تغییر در کمیت‌های عملکردی. در این مورد در ادامه توضیح داده خواهد شد.

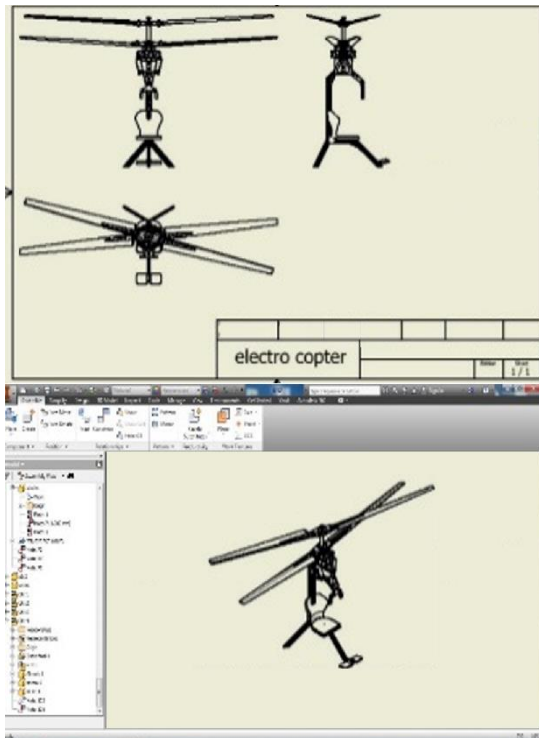
چرخه طراحی پروژه با روش الگوریتم تکاملی ابداعی فوق اجرا شده است، چرا که به شدت هزینه‌های ساخت را کاهش می‌دهد. این روش حاصل دریافت‌های منتج از انجام بیش از ۱۵۰ پروژه طراحی و ساخت توسط مجری است و به عنوان یک روش بدیع، قابلیت آموزش و انتقال به نسل‌های بعدی را دارد. امروزه آموزش خلاقیت بسیار مورد اقبال قرار گرفته است و دانشمندان علوم انسانی بر این عقیده‌اند که خلاقیت نیز خود قابل آموزش است.

از طرف دیگر اشراف بر دروس مهندسی به همراه خلاقیت از الزامات این روش است .

در این راستا هرچند استفاده از ابزارهای مهندسی رسیدن به هدف را تسریع می‌نماید، ولی این ابزارها، اولین حلقه از یک زنجیره بسیار بلند هستند که قطعاً بدون تجربه‌های عملیاتی ارزش خود را از دست خواهند داد.

در طراحی این سامانه، از نرم‌افزارهای اینونتور و آباکوس و متلب، برای طی چرخه‌های طراحی، تعیین ساختار کلی،

انتخاب زیرسامانه‌ها، نحوه تعامل سامانه‌های مختلف با یکدیگر استفاده شده است (شکل ۱۶).



شکل ۱۶- تصویر محیط نرم افزار اینونتور و نمونه نقشه اجرایی

نتایج طراحی به روش پارامترهای شناور

به دلیل اینکه عدم قطعیت‌های زیادی در طراحی چنین سامانه‌ای وجود دارد طرح باید این توانایی را داشته باشد تا در شرایط مختلف با انعطاف لازم و با کمترین هزینه به همه شرایط پاسخ دهد. بر این اساس سامانه با کمیت‌های شناور طراحی شده است که در تست‌ها می‌توان به مقدار مناسب رسید و در نمونه مهندسی یا نهایی آن‌ها را قطعی کرد. بعضی از این موارد در ادامه آورده شده اند.

*- پره‌ها طوری طراحی شده‌اند که می‌توان زاویه حمله آن‌ها را بین ۰ تا ۵ درجه تغییر داد و در تست‌ها به مقدار مناسب رسید. بر اساس محاسبات، بیشترین عرض پره‌ها در $r = 0.2$ برابر با $b_r = 0.18$ متر و در نوک $R = 2$ برابر با $b_R = 0.09$ متر در نظر گرفته شده است. به کمک یک تحلیل ساده نیروی برای یک پره برابر خواهد بود با [۱۵]:

$$L = \int_r^R \frac{1}{r} \rho C_L (x\omega)^2 b(x) dx \quad (14)$$

$$= \frac{\rho C_L \omega^2}{2} \left\{ \left[\frac{m}{4} (R^4 - r^4) \right] - \left[\frac{mr}{3} (R^3 - r^3) \right] + \left[\frac{b_r}{3} (R^3 - r^3) \right] \right\}$$

که در آن $b(x) = m(x-r) + b_r$ و $m = -\frac{b_L - b_R}{R-r}$ است. برای مقطع بال انتخاب شده به ازای زاویه حمله ۴ درجه، در گستره مناسبی از سرعت، مقدار $C_L = 0.8$ به دست می‌آید. وزن سامانه با باتریها ۹۰ کیلوگرم است و لذا برای جابجایی محموله ۱۵۰ کیلوگرمی (۹۰ کیلوگرم خلبان به اضافه ۶۰ کیلوگرم بار) به سرعت دورانی $\omega = 670 \text{ RPM}$ نیاز است. اگر زاویه حمله به ۵ درجه تغییر کند این مقدار به 600 RPM کاهش خواهد یافت. اگر وزن خلبان نیز به ۷۰ کیلوگرم محدود شود برای انتقال بار ۶۰ کیلوگرمی سرعت مورد نیاز 570 RPM خواهد بود. در تست‌ها با زاویه حمله ۴ درجه به ازای یک مجموعه پره در سرعت زاویه‌ای حدود 400 RPM مجموعه از تست استند جدا می‌شد که منطبق بر پیش‌بینی‌هاست.

لازم به ذکر است اتصال پره به محور توسط پیچ‌های با کیفیت گرید ۱۲/۹ انجام شده که نیروی متناظر با سرعت دورانی 700 RPM را با ضریب اطمینان ۱/۵ تحمل می‌کنند.

*- محدوده زاویه بال زدن پرها بین ۵- درجه +۱۰ درجه قابل تغییر است. این فاصله زاویه‌ای که حرکت آزاد پرها را تامین می‌کند در فرآیند میزان کردن مجموعه پرها اضافه شد. قبل از تعبیه این فاصله زاویه‌ای ارتعاشات سامانه از محدوده مورد قبول بیشتر بود. با این کار خود پرها با قرار گیری در زاویه بال‌زنی مناسب از ایجاد گشتاور دینامیکی جلوگیری می‌کنند.

*- حداکثر دور مورد نیاز موتورها به اندازه ۵۰ درصد کمتر از حداکثر دور نامی آن‌ها در نظر گرفته شده است. با این کار ضمن اینکه عمر موتورها بالا می‌رود، امکان افزایش دور در شرایط بحرانی وجود دارد.

*- در صورت لزوم می‌توان تعداد موتورها را افزایش داد. سامانه با ۶ موتور برای هر مجموعه پره بالا یا پایین به خوبی

کار می‌کند. همانگونه که در شکل ۱۲ نیز دیده می‌شود در صورت لزوم می‌توان با اضافه نمودن ۱ یا ۲ موتور برای هر مجموعه پره، توان عملیاتی را افزایش داد. اگر به دلیل افزایش زاویه حمله توان مصرفی سامانه افزایش یابد می‌توان با استفاده از این قابلیت توان لازم را به سیستم تولید قدرت اضافه نمود.

*- طول پرها را می‌توان با یک واسطه به اندازه ۵ سانتی‌متر افزایش داد. لازم به ذکر است طراحی پیچ‌های نگهدارنده پرها بر اساس این حالت انجام شده است. در این صورت، قسمت مفید پرها بین $r = 0.25$ تا $R = 2.05$ قرار می‌گیرد. با این تغییر به ازای زاویه حمله ۴ درجه و مقدار $C_L = 0.8$ و $\omega = 670 \text{ RPM}$ نیروی برای یک پره از ۶۰۰ نیوتن به ۶۵۰ نیوتن افزایش خواهد یافت.

*- در صورت نیاز می‌توان نوع موتورها را تغییر داد و بسته به نیاز از موتورهای دیگری با مشخصات جدید استفاده نمود.

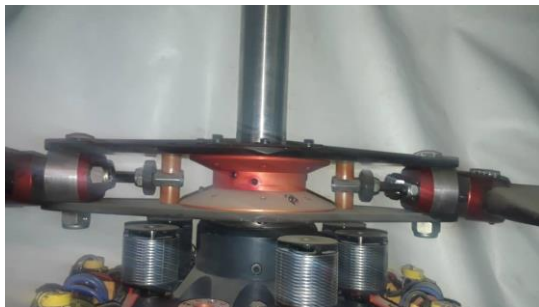
*- جعبه دنده طوری طراحی شده است که با چند تغییر ساده می‌توان نسبت تبدیل را بین ۲۷ تا ۱۸ تغییر داد. در حال حاضر نسبت تبدیل ۲۳ است.

*- برای افزایش باطری‌ها نیز جای مناسب تعبیه شده است.

*- با جابجا کردن اتصال مجموعه پرها با بدنه، می‌توان محل اعمال نیروی بالابر را متناظر با محل مرکز جرم تغییر داد. اگر به هر دلیلی (مانند حمل کوله‌پشتی یا ...) لازم باشد خلبان بر روی صندلی خود کمی جلوتر بنشیند این قابلیت پاسخگوی این نیاز است تا ضمن ایجاد شرایط مناسب برای نشستن خلبان شرایط فرمان‌پذیری سامانه تغییر چندانی پیدا نکند.

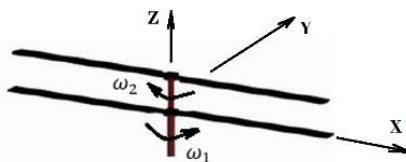
مشخصات فنی و عملیاتی بالگرد الکتریکی در جدول ۲ و تصویر نمونه کامل ساخته شده در شکل ۱۷ ارائه شده است.

پیشنهاد فوق‌الذکر، ایجاد یا پیش‌بینی سختی مناسب ارایه در لحظه تماس با زمین، فرود همزمان بالگرد با سه پایه، فرود آرام و باطمینان به صورت قائم، روش‌هایی هستند که پیشنهاد می‌شوند. طراحی و ساخت جاذبی که حرکت درون صفحه‌ای پره‌ها را مقید و ارتعاشات را به حداقل برساند به عنوان مهمترین روش مورد استفاده قرار گرفته است. نمونه نصب شده این جاذب بر روی این سامانه در شکل ۱۸ نشان داده شده است.



شکل ۱۸- نصب جاذب‌های ساخته شده در محل اتصال پره به محور

یک منشأ بدیهی ارتعاش اجباری در پره، نامیزان بودن اجزای آن است. اگر جرم نامیزان روی مجموعه دو پره m_p و از محور هندسی چرخش به اندازه e_1 و e_2 فاصله داشته باشند و دو پره با سرعت زاویه‌ای $\omega_1 > 0$ و $\omega_2 < 0$ دوران کنند (شکل ۱۹)، نیروی اعمال شده از طرف آن‌ها به محور (که در اینجا صلب در نظر گرفته می‌شود) به صورت رابطه (۱۵) خواهد بود [۱۶]:



شکل ۱۹- جهت دوران دو مجموعه پره

$$F(t) = F_1(t) + F_2(t) \quad (15)$$

$$= m_p e_1 \omega_1^2 (\cos(\omega_1 t) \hat{i} + \sin(\omega_1 t) \hat{j})$$

$$+ m_p e_2 \omega_2^2 (\cos(\omega_2 t) \hat{i} + \sin(\omega_2 t) \hat{j})$$

نیروی وارد از طرف تک تک پره‌ها به محور دوران، مقدار و فرکانس ثابتی دارد که با زمان تغییر نمی‌کند. یعنی

جدول ۲- مشخصات بالگرد الکتریکی ساخته شده

ردیف	مشخصه	مقدار	واحد
۱	حداکثر جرم برخاست	۲۴۰	کیلوگرم
۲	جرم خالی (بدون باتریها)	۷۰	کیلوگرم
۳	جرم محموله	۱۵۰	کیلوگرم
۴	تعداد باتری‌ها	۴	عدد
۵	جرم باتریها	۲۰	کیلوگرم
۶	حداکثر توان مکانیکی	۸۸	اسب بخار
۷	مداومت پرواز	۱۵-۴۵	دقیقه
۸	ظرفیت ذخیره سازی انرژی الکتریکی	۱۲۰	آمپر ساعت
۹	قطر دیسک پرها	۴	متر

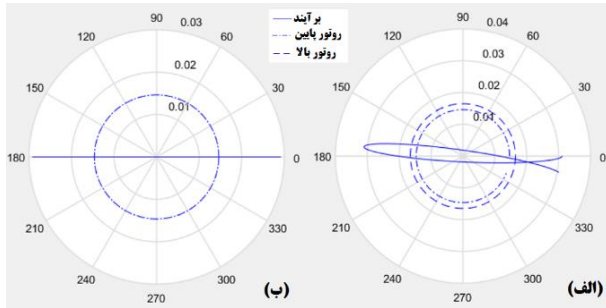


شکل ۱۷- تصویر بالگرد الکتریکی تک سرنشین ساخته شده

تحلیل نیروها و گشتاورهای ناشی از نامیزانی

به تجربه ثابت شده است برای حذف ارتعاشات، روش‌هایی مانند استفاده از مقید کننده یا میراگرهایی که در حرکت درون صفحه‌ای پره‌ها در محل لولای آن قرار می‌گیرند یا به کار بردن تایرهای بادی برای بالگرد (در حال نشستن) کاملاً مناسب است. از لحاظ عملیاتی نیز برای سامانه‌ای مانند الکتروکوپتر ساخته شده خلبان باید بداند کاهش سریع دور پره‌ها در لحظه نشستن بهترین روش است چرا که پدیده تشدید زمینی در زمانی اتفاق می‌افتد که اختلاف فاز درون صفحه پره‌ها کمتر یا بیشتر از حد ۱۸۰ درجه شود در این صورت وزن مجموعه پره در یک طرف آن جمع شده و در نتیجه نامیزان می‌شود، به این صورت که دوران این نامیزانی با سرعت پره باعث ایجاد این پدیده خواهد شد. در حالت پرواز این حالت مشکلی ایجاد نمی‌کند ولی در حین تماس ارایه فرود با زمین، وجود این نوسانات مشکل‌ساز خواهد شد. در سامانه حاضر علاوه بر

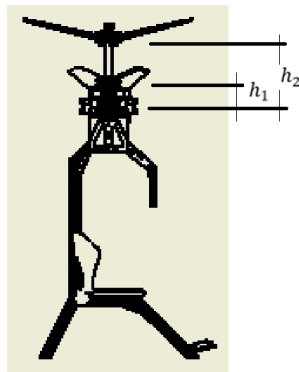
مرکز جرم آن‌ها در حدود ۱ سانتی‌متر بود. این مقادیر به عنوان بدترین شرایط در تحلیل‌های انجام شده مورد استفاده قرار گرفته‌اند. این مقدار به مرور با اصلاحات انجام شده روی پره‌ها کاهش یافت و به مقدار ۱ گرم در پنج میلی‌متر کاهش یافت.



شکل ۲۰- نیروی وارد به محور [N] در یک دور دوران محور بالایی: (الف) سرعت پره پایینی ۴۹۰ و پره بالایی ۵۲۰ دور بر دقیقه است. (ب) سرعت دو پره برابر ۴۹۰ دور بر دقیقه است.

گشتاور دینامیکی هر کدام از پره‌ها در اثر نامیزانی برابر خواهد بود با [۱۲]:

$$M(t) = M_r(t) + M_l(t) = a_r h_r (-\sin(\omega_r t) \hat{i} + \cos(\omega_r t) \hat{j}) + a_l h_l (-\sin(\omega_l t) \hat{i} + \cos(\omega_l t) \hat{j}), \quad a_i = m_i e_i \omega_i^2 \quad (17)$$



شکل ۲۱- بازوهای مربوط به گشتاور نیروهای گریز از مرکز

بازوی گشتاور پره‌ها حول اتصال مجموعه پره‌ها با بدنه، نیز به ترتیب $h_1 = 0/2$ و $h_2 = 0/4$ است (شکل ۲۱).

نیروی $F_l(t)$ دارای مقدار $m_l e_l \omega_l^2$ است که با فرکانس ω_l دوران می‌کند. همین نکته در مورد $F_r(t)$ نیز صادق است. حاصل جمع دو نیروی فوق یعنی $F_l(t) + F_r(t)$ نیرویی با دامنه و فرکانس متغیر با زمان است.

این واقعیت با بررسی مولفه افقی رابطه (۱۵)، به راحتی قابل مشاهده است [۱۶].

$$F_x(t) = \sqrt{a_l^2 + a_r^2 + 2a_l a_r \cos(\omega_l - \omega_r)t} \cos(\theta_m) \quad (16)$$

$$\theta_m = \arctan\left(\frac{a_l \sin(\omega_l t) + a_r \sin(\omega_r t)}{a_l \cos(\omega_l t) + a_r \cos(\omega_r t)}\right)$$

$$a_i = m_i e_i \omega_i^2$$

با ترسیم همزمان نیروی $F_r(t)$ و $F_l(t)$ و $F_l(t) + F_r(t)$ در مختصات قطبی می‌توان دریافت که بر خلاف توزیع یکنواخت مربوط به نیروی تک تک پره‌ها (دوایر نقطه چین ترسیم شده در شکل ۲۰)، اثر نیروی مجموع (منحنی ترسیم شده با خط توپر در شکل ۲۰- الف) بسیار کاهش می‌یابد. در این شکل توزیع نیرو به ازای یک دور چرخش محوری که با سرعت بیستر می‌چرخد، نشان داده شده است. بدیهی است با دوران پره‌ها این منحنی به صورت منحنی اقلیدسی شکل منظمی را پدید خواهد آورد. در اصل اگر تک تک پره‌ها بررسی شوند تأثیر نامیزانی بسیار مشهودتر است. این نکته در تست‌ها نیز کاملاً به چشم خورد.

به عنوان یک نتیجه بسیار جالب می‌توان گفت اگر سرعت هر دو مجموعه پره یکسان باشد، این نیرو به کمترین مقدار خود می‌رسد. در این حالت ارتعاشات سامانه در هنگام دوران پره‌های بالا و پایین نسبت به تعبیه تک تک آن‌ها به شدت کاهش می‌یابد.

در شکل ۲۰- ب به خوبی این واقعیت قابل مشاهده است که نوسانات فرصت ابراز وجود پیدا نمی‌کنند و در عملکرد بالگرد نمودی نخواهد داشت. به عنوان یک قاعده کلی می‌توان دریافت که نزدیک‌تر شدن فرکانس دوران ۲ پره از این جهت بسیار کمک خواهد کرد.

با وجود میزان کردن وزنی و ایجاد قابلیت بال زدن برای تک تک پره‌ها، به علت ناهمخوانی مرکز جرم آن‌ها، نامیزانی در حدود چند میلی‌متر کاملاً طبیعی است. پس از ساخت مقدار تفاوت جرم دو پره در هر طبقه حدود ۲۰ گرم و تفاوت

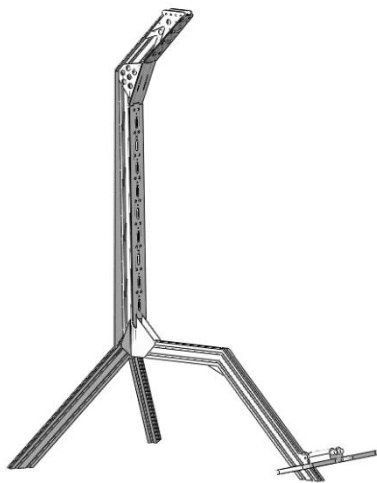
کم، بیشترین سختی را نیز داشته باشد. بر این اساس با استفاده از پروفیل‌های I شکل آلومینیومی با تقویت‌های طراحی شده مدل شکل ۲۳ به دست آمد.

کلیه تحلیل‌ها با توجه تست بدون خلبان با مدل ساده و با استفاده از المان تیر انجام شده است تا رفتار در سامانه تست بررسی شود. بدیهی است با بررسی‌های انجام شده در صورت لزوم برای تست پرواز با خلبان تمهیدات لازم اندیشیده خواهد شد.

از آنجا که بلند شدن سامانه در دستگاه تست در سرعت ۴۰۰ دور بر دقیقه (معادل ۶/۶ هرتز) مشاهده شد به راحتی می‌توان دریافت که مودهای ارتعاشی بدنه با فرکانس‌های طبیعی زیر تحریک نخواهند شد. نتایج در جدول ۳ آورده شده‌اند.

جدول ۳- فرکانسهای طبیعی بدنه بالگرد

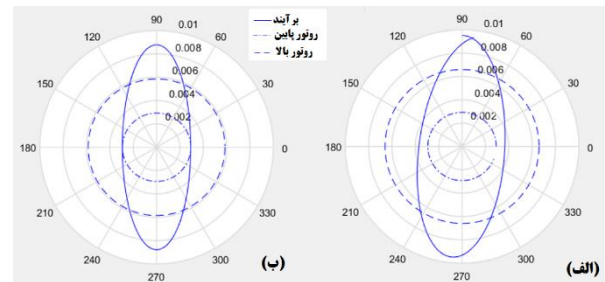
شماره مود	مود ۱	مود ۲	مود ۳	مود ۴	مود ۵
فرکانس طبیعی بر حسب HZ	۲۳,۳	۲۸,۵	۳۵,۷۱	۵۹,۸۲	۶۲,۸۲



شکل ۲۳- مدل سه بعدی ساخته شده از بدنه جهت تحلیل ارتعاشی

برای یک سامانه مانند بالگرد مورد نظر بهتر است فرکانسهای طبیعی پره‌ها با تغییر سرعت دورانی نیز بررسی شوند. این کار با دستیابی به خواص خمشی و توزیع جرم دقیق مقاطع مختلف پره قابل انجام است.

قطعاً سرعت دورانی پره‌ها با تاثیر نیروهای گریز از مرکز باعث تغییر فرکانس‌های طبیعی آن‌ها خواهد شد. مطابق شکل



شکل ۲۲- گشتاور وارد به محور [N.m.] در یک دور دوران محور بالایی :

(الف) سرعت پره پایینی ۴۹۰ و پره بالایی ۵۲۰ دور بر دقیقه است.
(ب) سرعت دو پره برابر ۴۹۰ دور بر دقیقه است.

شکل ۲۲- الف نمودار قطبی گشتاور وارد به محل اتصال

مجموعه پره‌ها با بدنه را نشان می‌دهد.

اگر مطابق با پیشنهاد مطرح شده سرعت زاویه‌ای دو مجموعه پره یکسان و در جهات مختلف باشد نیروی وارد به محور در شکل ۲۰ عملاً همواره در راستای محور افق (زاویه صفر) خواهد بود و دامنه آن از صفر تا مقدار حداکثر خود $(m_p e_r \omega_p^2 + m_r e_r \omega_r^2)$ تغییر خواهد کرد. در ادامه حرکت برای دور زدن بالگرد، خلبان می‌تواند با استفاده از جعبه‌دنده انتگرالی دور یک مجموعه پره را به صورت مستقل تغییر دهد. پس از هم سرعت شدن دو مجموعه پره، برآیند نیروی وارد شده به محور با زاویه‌ای مخالف صفر نسبت به محور افقی تولید خواهد شد. در این حالت شکل توزیع نیروی وارد شده پس از هم سرعت شدن محورها دقیقاً مانند شکل ۲۰- ب است با این تفاوت که زاویه آن با محور افق صفر نخواهد بود.

همین نکته در مورد گشتاورها نیز صادق است. یعنی پس از هم سرعت شدن دو مجموعه پره، منحنی بسته شکل ۲۲- ب با کمی چرخش نسبت به قطب، نشان‌دهنده گشتاور وارد به محل اتصال مجموعه پره‌ها با بدنه بالگرد خواهد بود. بنابراین ضمن اینکه توصیه می‌شود با تغییر زاویه حمله پره پایینی سرعت دو مجموعه پره یکسان شوند، بهتر است سختی محور در همه جهات نزدیک به هم باشد.

تحلیل ارتعاشات آزاد بدنه بالگرد و مجموعه پره‌ها

تحلیل ارتعاشی بدنه می‌تواند ملاک بسیار خوبی برای اطمینان از عدم تحریک مودهای ارتعاشی بدنه باشد. بر این اساس طراحی بدنه به گونه‌ای صورت گرفته که با لحاظ وزن

طراحی و ساخت سکوی تست

به منظور انجام فرآیند انواع تست‌ها و بدست آوردن کمیت‌های مختلف و مقایسه انحراف آن‌ها با مستندات طراحی، سکوی تستی با قابلیت مهار بالگرد، میرا کردن ارتعاشات، نصب انواع سنسورهای اندازه‌گیری و همچنین حرکت عمودی محدود، طراحی و ساخته شده است. در شکل ۲۵ تصویر بالگرد به همراه سکوی تست، جهت تست ارتعاشات و برآ (با یک مجموعه پره پایینی) نشان داده شده است.

لازم به ذکر است در یک بالگرد با قابلیت تغییر گام پرها علاوه بر حرکت دورانی حول محور قائم درجات آزادی مختلفی مثل بال زدن، غلطش و یا حرکت جانبی نیز می‌تواند وجود داشته باشد.

بر این اساس در طرح فعلی با توجه به تدابیر اندیشیده شده در چرخه طراحی جهت ایجاد انواع قیدها در ابتدا کلیه درجات آزادی پرها مقید شدند. بطوری‌که حرکت پرها فقط محدود به دوران حول محور قائم بالگرد می‌شد. سپس با آزاد کردن قیدهای مختلف اندازه‌گیری‌های لازم انجام شده است.

یکی از آزمون‌های انجام شده توسط سکوی تست برای این بالگرد، آزمون ارتعاشات است. یافتن منابع ارتعاشات ناشی از دوران پرها از اهداف این آزمون بوده است.

از طرف دیگر با توجه به ثابت بودن زاویه حمله پرها در طول پرواز، انواع سناریوهای مختلف در خصوص محدود کردن و یا مقید نمودن درجات آزادی پرها جهت بررسی موارد مختلف فنی، در طی آزمایشات، مورد توجه بوده است.

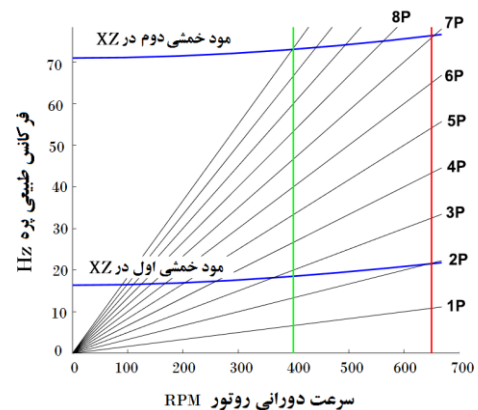
آزمون دیگر مربوط به مشخصات نیروی برآ به صورت تابعی از سرعت دورانی پرهاست. در این آزمایش با دخالت مجموعه پره‌های بالایی و پایینی به صورت جدا از هم و در انتها رسیدن به زاویه حمله مناسب برای مجموعه پره‌های پایینی و الزام سرعت یکسان با مجموعه پره‌های بالایی این تست انجام گرفت.

آزمون نشست و برخاست سامانه با تغییر شرایط نشستن نیز از اهم مواردی است که در تست‌ها به آن پرداخته شد. پس از انجام تست‌های روی سکو، سامانه جهت تست پرواز آماده می‌شود.

۱۹ بیشتر مودهای طبیعی در صفحه xz خواهند بود. در جدول ۴ مودهای ارتعاش آزاد پرها با تأثیر سرعت دورانی آورده شده است.

جدول ۴- فرکانسهای طبیعی پره به ازای سرعت‌های دورانی متفاوت

خمش سوم در صفحه xz	خمش اول در صفحه xy	خمش دوم در صفحه xz	خمش اول در صفحه xz
۱۷۵,۲۳	۱۱۰,۶۳	۷۰,۹۷	۱۶,۳۷
۱۷۵,۳۵	۱۱۰,۶۴	۷۱,۰۹	۱۶,۵۰
۱۷۵,۶۹	۱۱۰,۶۶	۷۱,۴۵	۱۶,۹۸
۱۷۶,۲۵	۱۱۰,۶۹	۷۲,۰۴	۱۷,۵۰
۱۷۷,۰۴	۱۱۰,۷۴	۷۲,۸۶	۱۸,۳۳
۱۷۸,۰۵	۱۱۰,۸۴	۷۳,۹۱	۱۹,۳۴
۱۷۹,۲۸	۱۱۰,۸۶	۷۵,۱۷	۲۰,۵۰
۱۸۰,۷۱	۱۱۰,۹۴	۷۶,۶۲	۲۱,۷۸



شکل ۲۴- بررسی فرکانس‌های طبیعی پره و حاشیه ایمنی تشدید

بر اساس شکل ۲۴ حاشیه امنیتی دوری از فرکانس بحرانی مربوط به مود خمشی اول در صفحه xz در سرعت دورانی ۴۰۰ دور بر دقیقه برابر با ۲/۷۹ است. همین کمیت به ازای سرعت دوران ۶۵۰ دور بر دقیقه برابر با ۱/۹۸ است. به عبارت بهتر از بابت ایجاد تشدید در رفتار ارتعاشی پرها نگرانی وجود ندارد.

با بررسی رفتار ارتعاشی پرها در دستگاه تست با مقید نمودن همه درجات آزادی سازه بالگرد، به صورت تجربی نیز همین نتایج به صورت کیفی بدست آمد و هیچ نشانه‌ای از تشدید به چشم نخورد.

پیش رو جهت اجرایی شدن طرح انواع راهکارها و روش‌های حل مسائل با معرفی زیرسامانه‌های اصلی بررسی شد. در ادامه نوع مأموریت، انواع ویژگی‌ها، مزیت‌ها و اهداف اصلی پروژه بیان شد و همچنین دو مزیت ویژه طرح یعنی عدم وابستگی به سامانه‌های کنترلی الکترونیک در خصوص پایداری و کاهش مصرف انرژی و به تبع آن افزایش مداومت پرواز نسبت به ساختارهای الکتریکی چند پره توضیحاتی ارائه شد. به نظر می‌رسد طرح جعبه‌دنده انتگرالی ساخته شده بتواند برای سایر بالگردهای هم‌رده به عنوان راه حل مورد استفاده قرار گیرد تا به این وسیله بتوان از تعداد زیادی موتور برای به حرکت در آوردن دو مجموعه پره به عنوان یک مزیت استفاده نمود.

در یک جمع‌بندی کلی به نظر می‌رسد طرح ارائه شده به دلایل عنوان شده، در هر دو حوزه بدون سرنشین و سرنشین‌دار، ارزش سرمایه‌گذاری علمی و اقتصادی را دارا باشد. دانش فنی نتیجه شده از این کار شامل روش تولید مقرون به صرفه پره‌ها به صورت بدون قالب، طراحی و ساخت جعبه دنده سیاره‌ای با ۱۶ ورودی و دو خروجی هم محور با قابلیت کاهش تعداد ورودی و مقدار دور خروجی، سامانه کنترل دور دو مجموعه پره، طرح جاذب‌های ارتعاشی ساخته شده و بسیاری موارد دیگر عملاً می‌تواند راه را برای ساخت نمونه‌های هم‌رده هموار نماید. در آخر ذکر می‌گردد که در سکوی تست ساخته شده به همین منظور، ضمن بررسی رفتار ارتعاشی سامانه، توانایی سامانه در بلند شدن نیز با موفقیت آزمایش شد. لازم به ذکر است این سامانه در حال انجام مراحل نهایی برای تست پرواز است.

پی‌نوشت‌ها

- ۱ Brushless
- ۲ Swash plate
- ۳ Ducted fan
- ۴ Multitrotor

منابع و مراجع

- [1] Baptiste, B., Sergio, B., & Bruno, C., "Passive suppression of helicopter ground resonance using nonlinear energy sinks attached on the helicopter blades", Journal of Sound and Vibration, Elsevier, 2017.
- [2] Reinhard, L., Christoph, K., & Rainer, B., "Influence of contact points of helicopter skid landing gears on ground resonance



شکل ۲۵- سامانه تست ارتعاشات و برآ، با یک مجموعه پره

دلایل ارزش سرمایه‌گذاری برای طرح فوق

فن‌آوری تولید وسایل پرنده در حوزه بدون سرنشین و سرنشین‌دار، با سرعتی زیاد رو به پیشرفت است. طرح فوق با ارائه ساختاری نوین می‌تواند در حوزه طراحی و ساخت وسایل پرنده بدون سرنشین و سرنشین‌دار بسیار کاربردی باشد. این طرح علاوه بر مزایای ویژه خود راهکاری برای کاهش مصرف انرژی و به تبع آن افزایش مداومت پروازی نسبت به ساختارهای چندپره‌ای است. بدیهی است در ساختار ارائه شده با حذف سرنشین و تغییراتی در خصوص سامانه کنترل و پایداری، می‌توان آن را تبدیل به عمود پروازی بدون سرنشین نمود. بنابراین با توجه به مزیت‌های فنی و عملیاتی خاص این طرح سرمایه‌گذاری در خصوص توسعه فن‌آوری و ایجاد زیر ساخت‌های تولید آن، توجیه فنی و اقتصادی خواهد داشت.

نتیجه‌گیری

در این جا به عنوان یک جایگزین برای بالگردهای سوختی، طرح بالگرد الکتریکی تک سرنشین معرفی شده است. در ابتدا طراحی به روش کمیت‌های شناور انجام پذیرفت، تا در صورتیکه یک کمیت به هر دلیلی خارج از محدوده پیش‌بینی شده قرار گرفت بتوان با تغییر سایر کمیت‌ها آن را جبران نمود. با این کار هزینه رسیدن به نمونه نهایی بسیار کاهش می‌یابد. در ادامه ضمن بررسی گلوگاه‌ها و موانع فنی

- Rotating Speeds*, Jornadas de Automatica, 2014.
- [9] Urbikans, G., Olivera, D., et al. *Stability and Vibrational Behaviour in Turning Processes with low rotational Speeds*, Int. J. of Advanced Manufacturing Technology, 2015.
- [10] Liqing, L., Shuqian, C., Jing, L., Rimin, N., & Lanlan, H., "Review of rotor balancing method", Machines, 2021
- [11] <https://www.nbcnews.com/id/wbna24649644>
- [12] <https://helihub.com/2012/11/11/new-single-seat-electric-coaxial-helicopter-concept-in-japan/>
- [13] The Rotating Beam Problem in Helicopter Dynamics, Ranjan Ganguli, Vijay Panchore. Foundations of Engineering Mechanics, Springer Singapore, 2018.
- [14] <https://www.rep.co.ir/>
- [15] Helicopter Flight Dynamics Including a Treatment of Tiltrotor Aircraft, Gareth D. Padfield, John Wiley & Sons, 2018
- [16] Theory of Vibration, Ahmed, A. Shabana, Springer International Publishing, 2019.
- stability*", CEAS Aeronautical Journal (2020), pp. 731-743
- [3] Harun-Or-Rashid, M., Jun-Beom S., Sanghyun, C., Young-Seop B., & Beom-Soo K., "Unmanned coaxial rotor helicopter dynamics and system parameter estimation", Journal of Mechanical Science and Technology, pp: 3797-3805, 2014.
- [4] Wang, H., Wang, D., Niu, X., & Duan, H. "Modeling and hover control of a novel unmanned coaxial rotor/ducted-fan helicopter", Proceedings of the IEEE, International Conference on Automation and Logistics, August 18 - 21, 2007.
- [5] Jimmy, C., & Ho, H. Y., "Analytical study of an isolated coaxial rotor system with lift offset", Aerospace Science and Technology, 2020.
- [6] Gordon Leishman, J., & Shreyas A., "An optimum coaxial rotor system for axial flight", Jou. Of the American Helicopter Society, 2008.
- [7] Salvador, C.-R., & Tomas-Rodriguez, M., "Hover flight helicopter modelling and vibrations analysis", Jornadas de Automatica, 2015.
- [8] Castillo-Rivera, S., & Tomas-Rodriguez, M. Marichal-Plasencia, *Helicopter Main Rotor Vibration Analysis with Varying*