

طراحی مفهومی و ساخت بالگرد بدون سرنشین

محمد هادی فرزانه کلوژی (کارشناس ارشد)

بهنام مشهدی غلامعلی (کارشناس ارشد)

دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

اکبر آخوندزاده (کارشناس)

دانشکده تکتولوژی هواپیمای مسافری، کالج A & P

محمد یاری دیزگرانی (کارشناس)

دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه آزاد اسلامی واحد کاشان

مهدی طالع ماسوله* (استادیار)

امیر میزای نیاری (کارشناس ارشد)

دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

محمد وادی زاده (کارشناس ارشد)

دانشکده هوا و فضا، دانشگاه امام حسین تهران

مهندسی مکانیک شریف، (پاییز ۱۳۹۳)
دوره ۲ - شماره ۱/ ۲، ص. ۹۶-۹۱

در این مطالعه نسبت به طراحی و ساخت یک پهپاد کوچک عمودپرواز اقدام می‌شود؛ هدف از ساخت چنین پرنده‌یی ساده‌سازی و بومی‌سازی این دانش است. در طراحی این بالگرد برای کم‌کردن قطعات و ساده‌کردن سازوکارها، به‌خصوص سازوکار انتقال فرمان (سواشپلیت) که اهمیت و پیچیدگی خاصی دارد، تلاش شده است. یکی از نوآوری‌های اصلی این نوشتار تحلیل سینماتیکی رفتار انتقال فرمان (سواشپلیت) ملخ است، به‌گونه‌یی که همراه با توضیح کارکرد سواشپلیت، و لحاظ آن به شکل روبات موازی، معادلات سینماتیکی حاکم بر آن نوشته شده است. رسیدن به سقف پرواز ایستایی بالا از دیگر دستاوردهای ساخت این وسیله است که دست‌یابی به آن طرح را مجاب کرد تا این وسیله را در ارتفاعات قصر کاشان به پرواز درآورد. این بالگرد از توانایی حمل وزن ۳/۵ کیلوگرم در ارتفاع سطح دریا نیز برخوردار است که با توجه به وزن کم پرنده بسیار حائز اهمیت است. سیستم انتقال قدرت و ضد گشتاور این وسیله نیز با کمک ادوات ساده و قابل دسترس همانند چند چرخ‌دنده و شفت فولادی با قطر ۲ میلی‌متر ساخته شده و درمورد کارکرد آن‌ها توضیح داده شده است.

واژگان کلیدی: پهپاد عمودپرواز، سازوکار سواشپلیت، سینماتیک، سیستم انتقال

قدرت، سیستم ضد گشتاور پیچشی.

۱. مقدمه

پهپادها^۱ یا پرنده‌های بدون سرنشین (UAV)^۲ در صدر موضوعات تحقیقاتی کشورهای جهان در دهه‌های اخیر قرار گرفته‌اند. پهپادها حوزه‌ی عملکرد گسترده‌یی در صنایع نظامی و غیر نظامی دارند و در میان آن‌ها بالگرد به دلیل اندازه‌ی کوچک‌تر و قابلیت‌های پروازی خاص، همچنین مانور پروازی منحصر به فرد، موضوع بسیار جذابی برای محققین است. بسیاری از این محققین نسبت به ساخت بالگرد اقدام کرده‌اند^{۳-۱} و موفقیت‌های زیادی در زمینه‌ی طراحی نرم‌افزار^{۴-۵} شناسایی مدل^۶، تکنیک‌های کنترلی^{۸-۱۰} و پردازش تصویر هوایی^{۱۱-۱۳} به دست آمده است.

در بیشتر موارد، دقت بالای محاسبات باعث از دست دادن زمان و کند شدن روند طراحی می‌شود. از این رو لازم است بین محاسبات و زمان انجام آن یک هماهنگی منطقی وجود داشته باشد. در طراحی مفهومی یک بالگرد، به‌منظور اولویت‌بندی در روند طراحی و ساخت، باید تمام زیرمجموعه‌های آن مورد مطالعه قرار گیرد. بدین منظور ابتدا باید هدف از طراحی و مأموریت محوله به بالگرد

در این مطالعه نسبت به طراحی و ساخت یک پهپاد کوچک عمودپرواز اقدام می‌شود؛ هدف از ساخت چنین پرنده‌یی ساده‌سازی و بومی‌سازی این دانش است. در طراحی این بالگرد برای کم‌کردن قطعات و ساده‌کردن سازوکارها، به‌خصوص سازوکار انتقال فرمان (سواشپلیت) که اهمیت و پیچیدگی خاصی دارد، تلاش شده است. یکی از نوآوری‌های اصلی این نوشتار تحلیل سینماتیکی رفتار انتقال فرمان (سواشپلیت) ملخ است، به‌گونه‌یی که همراه با توضیح کارکرد سواشپلیت، و لحاظ آن به شکل روبات موازی، معادلات سینماتیکی حاکم بر آن نوشته شده است. رسیدن به سقف پرواز ایستایی بالا از دیگر دستاوردهای ساخت این وسیله است که دست‌یابی به آن طرح را مجاب کرد تا این وسیله را در ارتفاعات قصر کاشان به پرواز درآورد. این بالگرد از توانایی حمل وزن ۳/۵ کیلوگرم در ارتفاع سطح دریا نیز برخوردار است که با توجه به وزن کم پرنده بسیار حائز اهمیت است. سیستم انتقال قدرت و ضد گشتاور این وسیله نیز با کمک ادوات ساده و قابل دسترس همانند چند چرخ‌دنده و شفت فولادی با قطر ۲ میلی‌متر ساخته شده و درمورد کارکرد آن‌ها توضیح داده شده است.

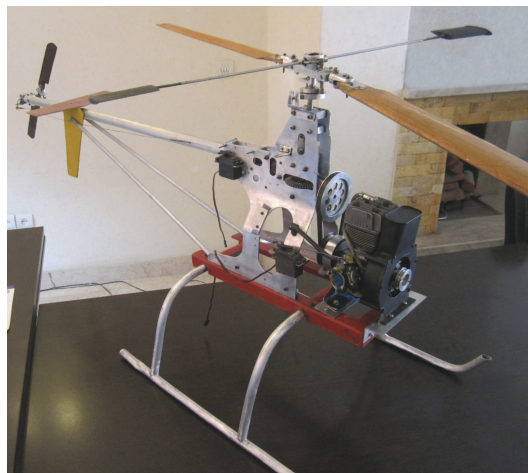
* نویسنده مسئول

تاریخ دریافت: ۱۳۹۲/۹/۱۹، اصلاحیه ۱۳۹۳/۳/۱۱، پذیرش: ۱۳۹۳/۳/۲۷.

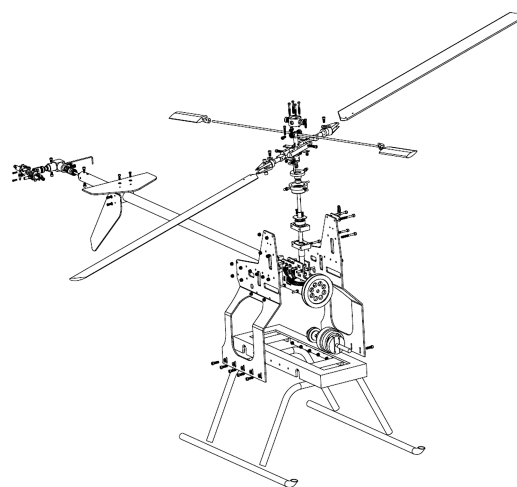
تعیین شود. در واقع چنانچه یک وسیله‌ی موجود در بازار و قابل دسترس بتواند نیازهای مشتری را تأمین کند طراحی یک وسیله‌ی جدید نه تنها بسیار زمان‌بر و پرهزینه است بلکه اصولاً منطقی نخواهد بود. هدف از طراحی این بالگرد، ساخت یک پرنده‌ی ارزان قیمت با کارایی و راندمان قابل قبول، برای انجام مأموریت‌های شناسایی و حمل محموله‌های کوچک به مناطق صعب‌العبور است. اولویت اصلی در طراحی این پرنده، رعایت بیشترین کاهش تعداد قطعات با حفظ کارایی با هدف کاهش قیمت و وزن، افزایش اطمینان‌پذیری و همچنین تعمیر و نگهداری ساده‌ی آن است.

در این پروژه‌ی تحقیقاتی سعی شده تا ضمن بهره‌جویی بیشینه از ساده‌سازی در طراحی وسیله، با کم‌ترین قطعات بازده وسیله تا حد امکان افزایش یابد. ساده‌سازی در سیستم انتقال قدرت، سازوکار سواشلیپیت، سازوکار ضد گشتاوری و همچنین سبک‌کردن وزن این پرنده، رسیدن به ظرفیت ترابری^۲ مناسب و افزایش ارتفاع برخاست پرنده از جمله دستاوردهای این پروژه به حساب می‌آید. این خصوصیات محصول به دست آمده (شکل ۱) و مدل طراحی شده‌ی آن با نمای انفجاری (شکل ۲) را از سایر بالگردها به خوبی متمایز می‌کند.

در این نوشتار ابتدا طرح کلی این پرنده -- مانند ابعاد و اندازه، وزن و غیره -- معرفی می‌شود؛ سپس در بخش دوم سازوکار سواشلیپیت با معادل‌سازی آن به صورت



شکل ۱. نمونه‌ی بالگرد ساخته شده.



شکل ۲. مدل طراحی شده بالگرد.

یک ربات موازی بررسی می‌شود و معادلات سینماتیکی حاکم بر آن به دست خواهد آمد. در بخش سوم به موتور و انتخاب آن پرداخته و نتایج عملی حاصل از سقف پرواز ایستایی آن بیان خواهد شد. بدین منظور به‌طور خاص در مورد سازوکار دم و چگونگی عملکرد آن بحث می‌شود. در بخش چهارم سیستم انتقال قدرت معرفی، و طرز کار آن به صورت شماتیک بیان می‌شود.

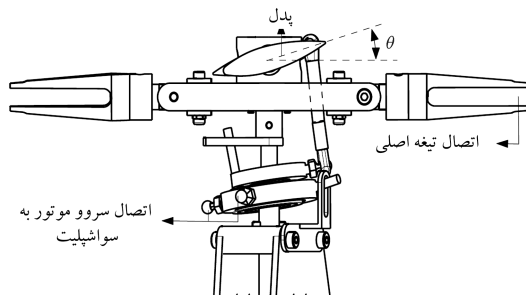
۲. طرح کلی پرنده

وظیفه‌ی اصلی یک پرنده خط سیر طراحی و ساخت آن را مشخص می‌کند. بنابراین باید هدف از ساخت پرنده، و به عبارتی مأموریتی را که پرنده باید انجام دهد، به درستی مشخص ساخت. بعد از شناخت مأموریت، بیشترین وزنی که به‌عنوان ظرفیت ترابری در نظر گرفته می‌شود تعیین‌کننده‌ی ادامه‌ی روند طراحی است. یکی از روش‌های طراحی وسایل پرنده، بهره‌جویی از داده‌های آماری در مورد پرنده‌های مشابه است. آمار و میانگین‌گیری از پرنده‌های با مأموریت مشابه که طی سال‌های گذشته ساخته شده و مورد استفاده قرار گرفته نه تنها روش غیرعلمی نیست، بلکه طریقی میان‌بر برای کاهش محاسبات یا تأیید صحت محاسبات انجام شده است. در این مرحله می‌توان به راحتی با توجه به حمل بار مفید و وزن سازه‌ی اصلی، به قدرت مورد نیاز موتور و حتی مساحت تقریبی دیسک روتور دست یافت. سپس با استفاده از روابط مندرج در کتب طراحی مربوطه^[۱۴-۱۶] می‌توان اطلاعات دقیق -- نظیر سقف پرواز^۳، سقف پرواز ایستایی، سرعت پرواز^۵، ایرویل روتورهای اصلی و دم، توان موتور و دیگر پارامترها -- را مشخص کرد. با مقایسه‌ی نتایج ارائه‌شده در ادبیات در مورد توانایی‌های پروازی این بالگرد، مشاهده خواهد شد که این‌گونه توانایی‌ها در سطح بین‌المللی قابل رقابت با سایر نمونه‌های مشابه است.^[۱۷-۱۹]

در این پروژه، سواشلیپیت ساخته شده برای پرنده از نوع گام‌ثابت^۶ است و افزایش و کاهش تراست روتور اصلی از طریق افزایش و کاهش توان خروجی موتور کنترل می‌شود. این روش اگرچه از مانورپذیری و چالاکی پرنده می‌کاهد، به سهولت ساخت، کاهش قیمت تمام‌شده، ساده‌سازی سیستم کنترلی، و تعمیرپذیری و اطمینان بیشتر نسبت به انواع گام متغیر^۷ می‌انجامد.

از دیگر ویژگی‌های این پرنده می‌توان به سادگی سیستم انتقال قدرت آن اشاره کرد که به کمک چند چرخ‌دنده‌ی ساده‌ی موازی و ۹۰ درجه، از قدرت موتور در هر دور بر دقیقه (PRM)^۸ می‌کاهد و برگشتاور^۹ به روتور اصلی و روتور دم می‌افزاید. در این سیستم انتقال قدرت، بهره‌گیری از یک کلاچ گریز از مرکز برای انتقال توان موتور به جعبه دنده این امکان را می‌دهد تا موتور در دوره‌های پایینی خود آزادانه دوران کند و به هنگام راه‌اندازی، چرخش روتور برای کاربر مزاحمتی ایجاد نکند. وزن پرنده با مخزن سوخت پر معادل ۶ کیلوگرم، و بیشتر وزن برخاست آن ۹٫۵ کیلوگرم است. در جدول ۱ ابعاد بالگرد ارائه شده است.

برای کنترل کامل یک وسیله‌ی پرنده در فضا باید نیروهای نرمال و گشتاورها در سه جهت کنترل شود. بنابراین اگر وسیله‌ی پرنده به سمت چپ متمایل شود باید نیرویی در خلاف جهت به آن اعمال شود تا جسم را به حالت اولیه بازگرداند. کنترل چنین جسمی در فضا به صورت فزاینده‌ی مشکل و پیچیده است. در ساده‌سازی این پیچیدگی‌ها، به‌کارگیری بعضی از نیروها به صورت جفت منجر به حذف برخی از درجه‌های آزادی می‌شود، ولی کنترل پرنده را ساده‌تر و مطلوب‌تر می‌سازد. چهار کنترل مستقل برای بالگرد کفایت می‌کند: کنترل‌های عمودی، جهتی، جانبی و طولی.



شکل ۴. تغییر زاویه‌ی سواشپلیت و فرمان‌یار (سرووی) موتور بعد از فرمان به پره‌ها.

برای کنترل حول محور عمودی، تغییر گام ملخ دم باعث تغییر مقدار نیروی رانشی^{۱۳} تولیدی آن و اعمال نیروی نامتقارن حول محور عرضی و نهایتاً چرخش بالگرد در ارتفاع ثابت می‌شود.

برای حرکت جانبی و طولی باید دیسک اصلی زاویه بگیرد. برای رسیدن به زاویه‌ی دلخواه در این بالگرد از دو پره کمک‌کننده استفاده شده است. بدین صورت که فرمان از طریق فرمان‌یارها^{۱۴} (سروو) به سواشپلیت و به کمک لینک‌های مکانیکی به پره اعمال می‌شود؛ در شکل ۴ چگونگی عملکرد سواشپلیت نشان داده شده است. مقطع آئرودینامیکی پره‌ها به دلیل اندازه‌ی کوچک‌شان، به مقاومت پره‌ها در برابر فرمان می‌انجامد؛ به بیان ساده‌تر، پره‌ها مانند چتر خلبان در چتر بازی عمل می‌کنند و با اعمال نیروی برای خود از طریق یک بازوی مکانیکی باعث تغییر گام ملخ‌های اصلی می‌شوند.

این سیستم کنترل و فرمان‌پذیری را ۹۰ درجه به تأخیر می‌اندازد اما متضمن ثبات پرواز است و همچنین این امکان را فراهم می‌کند که عملگرهای کوچک‌تر با مصرف انرژی کم‌تر، پره‌های اصلی را کنترل کنند. فاصله‌ی مرکز فشار پره‌ها تا مفصل ۵۰ سانتی‌متر است.

مواد و آلیاژهای به کار رفته در این بالگرد باعث وزن مناسب آن در مقایسه با اندازه‌اش شده است. آلومینیوم ۶۰۶۱ و ۲۰۲۴ آلیاژی است که در بیشتر قطعات این بالگرد، نظیر اتصالات لولایی بدنه و قطعاتی که در عین کم‌وزنی احتیاج به مقاومت خوبی دارند، استفاده می‌شود. قطعاتی مانند چرخ‌دنده‌ها و پیچ‌ها و اتصالاتی که تنش‌های زیادی را تحمل می‌کنند از جنس فولاد انتخاب شده است. کامپوزیت از دیگر موادی است که در این بالگرد کاربرد داشته است؛ کامپوزیت‌ها دارای استحکام بالا، وزن کم و مقاومت بالا در برابر سایش هستند. بدنه و پایه از کامپوزیت با الیاف شیشه درست شده است.

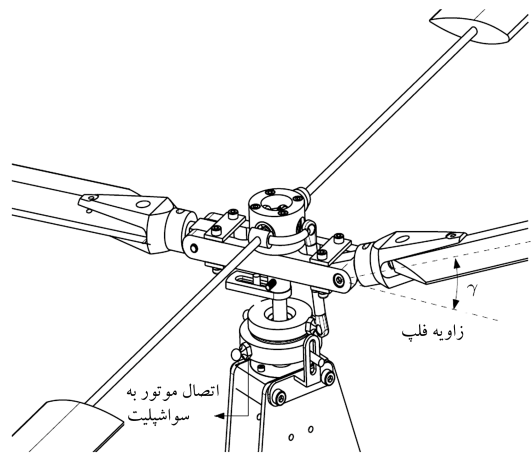
۳. سازوکار انتقال فرمان (سواشپلیت)

این بخش به بررسی زنجیره‌ی سینماتیکی^{۱۵} در سازوکار سواشپلیت طراحی شده، اختصاص دارد. هدف از یافتن معادلات سینماتیک مستقیم^{۱۶} یافتن تابع تبدیل ورودی به خروجی سازوکار است. به عبارت دیگر، در این معادلات با داشتن مقادیر عملگرها، زاویه‌ی پره‌ها نسبت به بدنه‌ی بالگرد محاسبه خواهد شد. ابتدا ساختار سازوکار سواشپلیت به عنوان یک ربات معرفی می‌شود و سپس روابط سینماتیکی آن بررسی خواهد شد.

سازوکار سواشپلیت مورد مطالعه را می‌توان به عنوان یک ربات ترکیبی^{۱۷} در نظر گرفت، زیرا متشکل از دو عملگر موازی است و مجری نهایی^{۱۸} آن به صورت سری به این مجموعه متصل است. چنان که در شکل ۵ مشاهده می‌شود، یکی از شاخه‌های

جدول ۱. ابعاد بالگرد.

ردیف	اجزا	اندازه	واحد
۱	طول بدنه	۱۴۰	سانتی‌متر
۲	عرض بدنه	۱۲۰	سانتی‌متر
۳	قطر دیسک اصلی	۱۸۰	سانتی‌متر
۴	طول پره اصلی	۸۱	سانتی‌متر
۵	قطر دیسک دم	۴۰	سانتی‌متر
۶	سقف پرواز ایستایی	۸۰۰۰	پا
۷	وزن خالص	۶	کیلوگرم
۸	وزن بار مفید	۳٫۵	کیلوگرم
۹	بیشترین وزن برخاست	۹٫۵	کیلوگرم
۱۰	بیشترین زمان پرواز	۱	ساعت در هر ۸۰°C سوخت



شکل ۳. تغییر زاویه‌ی سواشپلیت بعد از فرمان به پره‌ها (پدل).

در این نوشتار به دلیل پیچیدگی نظریه‌ی ریاضی حاکم بر بالگردها، و نیز به دلیل این که بسیاری از نتایج حاصل از این محاسبات کاملاً پایه‌گذاری نشده، به صورت مفهومی و تجربی به پایداری استاتیکی و دینامیکی در بالگردها پرداخته شده است. بررسی این محاسبات از موضوع بحث این مقاله خارج است و در مقاله‌ی مستقلی به آن پرداخته خواهد شد. محوریت اصلی این مطالعه معرفی بالگرد و به‌طور کلی معرفی اجزاء ساخته‌شده‌ی آن -- نظیر سازوکار دم و سواشپلیت، سیستم انتقال قدرت و ابعاد و اندازه -- است.

به دلیل نامتقارن بودن ابرفویل ملخ‌های اصلی، حرکت عمودی بالگرد بدون زاویه‌ی حمله و فرمان مستقیم به سواشپلیت امکان‌پذیر است. بالگرد با خشی‌سازی گشتاور ملخ اصلی که توسط ملخ دم صورت می‌گیرد، به صورت عمودی در حالت تعادل قرار می‌گیرد. به هنگام حرکت افقی بالگرد، چرخش پره‌های اصلی به ایجاد نیروی برآ^{۱۹} بیشتر در قسمتی از دیسک می‌انجامد که در جهت حرکت بالگرد حرکت می‌کند. عدم توازن نیروی برآ در دیسک با آزاد گذاشتن ملخ برای بال‌زدن^{۱۱} تصحیح می‌شود. در شکل ۳ میزان آزادی پره^{۱۲}‌های اصلی نشان داده شده است، بدین صورت که قسمتی از دیسک که نیروی برآ دارد به سمت بالا متمایل شده و سطح مفید دیسک را در همان قسمت کاهش داده و بالگرد را پایدار می‌کند. آزادی برای بال‌زدن پره‌ها در مقابل نیروی برآ، نیروی گریز از مرکز و وزن پره‌هاست. این نیروها در راستای لولا نیروهای گشتاوری تولید می‌کنند که باید مجموع آنها صفر شود.

بالگرد است. این امر با استفاده از قواعد هندسی خطوط موازی و مورب به سادگی قابل اثبات است. از طرف دیگر، \mathbf{v} همواره در صفحه S قرار دارد. رابطه‌ی ۴ نشان‌گر زاویه‌ی بردار \mathbf{v} (یعنی θ) با صفحه‌ی xy است:

$$\theta = A \sin(\phi + \beta) \quad (4)$$

که در آن،

$$\beta = \arcsin\left(\frac{|m_y|}{\sqrt{|m|^2 - |m_z|^2}}\right) \quad (5)$$

$$A = \frac{\sqrt{|m|^2 - |m_z|^2}}{|m|} \quad (6)$$

ϕ زاویه‌ی پره بالگرد با بدنه‌ی آن است. معادله‌ی ۴ نشان‌دهنده‌ی زاویه‌ی سواشپلیت نسبت به مختصات مفروض روی بدنه‌ی بالگرد، در دوران‌های مختلف پره است. با توجه به نتایج به دست آمده، زاویه‌ی θ همراه با گردش پره و همچنین در دوران‌های مختلف پره، بسته به مقدار متغیرهای عملگرها تغییر می‌کند. این امر هدف طراحی را کاملاً ارضا می‌کند؛ زیرا بنا به شعاع گردش و مسیر حرکت مطلوب، به سادگی و با تغییر مقدار عملگرها، مانور مورد نظر صورت می‌پذیرد.

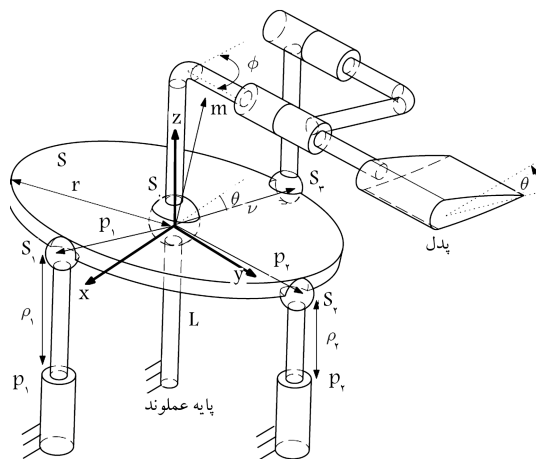
۴. موتور و سقف پروازی

با توجه به اطلاعات دریاقتی از ۲۰ بالگرد با سایزهای کوچک و بزرگ، نتایج به دست آمده حاکی از این بود که به‌ازای هر کیلووات توان، در بهترین حالت ۲/۵ و در اقتصادی‌ترین حالت ۶/۸ کیلوگرم وزن مد نظر قرار می‌گیرد. با میانگین‌گیری عدد ۳/۸۸ کیلوگرم به‌ازای هر کیلووات به دست آمد. نظر به این که بیشینه وزن این بالگرد ۸ کیلوگرم است، با توجه به اطلاعات آماری، موتوری با توان تقریبی ۲ کیلووات (معادل ۲/۷۶ اسب بخار) مورد نیاز است که از موتور دوزمانه‌ی بنزین سوز شرکت DLE با حجم ۳۰ سانتی‌متر مکعب و بیشینه توان ۳/۷ اسب بخار، وزن تقریبی ۱ کیلوگرم، به‌دلیل سادگی سازوکار و توان تولیدی بیشتر موتورهای دوزمانه نسبت به انواع مختلف چهارزمانه، یک موتور دوزمانه‌ی بنزین سوز برای این پرنده مناسب‌تر اعلام شد. مصرف سوخت ویژه 23 سی (مصرف سوخت به‌ازای واحد توان خروجی) این موتور کمی کم‌تر از 181 کیلوگرم به‌ازای هر اسب بخار در ساعت است. بنابراین در حالت درپچه‌ی کاملاً باز سوخت و تمام بار، این موتور در یک ساعت حدود 70 سانتی‌متر مکعب بنزین مصرف می‌کند، و با مخزن ۱ لیتری -- با احتساب زرو سوخت -- حدود ۱ ساعت می‌تواند پرواز کند.

محاسبات انجام‌شده برای این بالگرد نشان می‌دهد که موتور ۳/۷ اسب بخاری در شرایط استاندارد دما و فشار قادر به ایجاد ۱۱ تا ۱۲ کیلوگرم تراست مفید است. حال با رعایت این نکته که این وسیله در ارتفاعات ۲۸۹۵/۶ متری قمصر کاشان و چگالی هوایی برابر 0.9 کیلوگرم بر متر مکعب آزموده شده، با در نظر گرفتن مقدار جدید چگالی هوا عدد 5.76 کیلوگرم برای نیروی رانشی به دست می‌آید که توانایی پرواز عمودی 24 پرنده با مخزن سوخت پر در این ارتفاعات را تأیید می‌کند.

۵. طراحی سیستم ضد گشتاور پیشچی

طبق قانون سوم نیوتن هر عملی عکس‌العملی برابر و مخالف جهت با آن دارد. از این رو وجود یک دیسک چرخان در هوا بدون وجود تکیه‌گاه باعث چرخش خود



شکل ۵. مدل ربات برای سازوکار سواشپلیت.

ربات غیرفعال^{۱۹} است. روی بدنه‌ی بالگرد یک مختصات ثابت $(O - xyz)$ مفروض است. مفاصل کشویی^{۲۰} P_1 و P_2 به‌عنوان عملگرهای ربات در نظر گرفته شده‌اند. یادآور می‌شود که در مدل ساخته‌شده‌ی این بالگرد این عملگرها به‌صورت فرمان‌بار (سرووا) کارگذاری شده‌اند، اما برای سادگی و فهم بهتر مسئله، در معادل‌سازی سواشپلیت با ربات از مفصل کشویی استفاده شده است. این معادل‌سازی خدشه‌بی به نتایج حاصله وارد نمی‌آورد. در این نوشتار S_i ($i = 0, 1, 2, 3$)، نمایانگر مفصل کروی^{۲۱} است. دو شاخه‌ی موازی در این ربات به‌شکل PS هستند. P نمایانگر مفصل کشویی عملگر است و S_1 و S_2 به صفحه‌ی دایروی S متصل شده‌اند. تا این مرحله، ربات مورد مطالعه به‌صورت یک ربات موازی در نظر گرفته شده است؛ اما از این قسمت به بعد، زنجیره‌ی سینماتیکی ربات به‌صورت سری دنبال خواهد شد. یعنی تغییر زاویه‌ی دیسک سواشپلیت، از طریق مجموعه‌ی بازوهای سری، فرمان را به پره انتقال می‌دهند. شاخه‌ی غیرفعال (L) به‌وسیله‌ی یک مفصل کروی به نام S_0 به صفحه‌ی دایروی S متصل است. بررسی درجات آزادی (DOF)^{۲۲} مشخص می‌سازد که این ربات دو درجه آزادی دورانی دارد؛ زیرا شاخه‌ی غیرفعال فقط سه درجه آزادی دورانی دارد که یکی از این درجات آزادی (دوران حول محور) توسط دو شاخه‌ی دیگر -- شامل مفاصل کشویی -- از بین می‌رود. اکنون برای حل معادلات سینماتیک مستقیم، باید بردار عمود بر صفحه‌ی S را یافت. ضرب خارجی دو بردار P_1 و P_2 ، از مرکز مختصات O به مفاصل S_1 و S_2 ، همواره بر این دو بردار عمود است. از آنجا که این دو بردار در صفحه‌ی S تعریف شده‌اند، بردار نرمال مطابق معادلات ۱ تا ۳ به دست می‌آید:

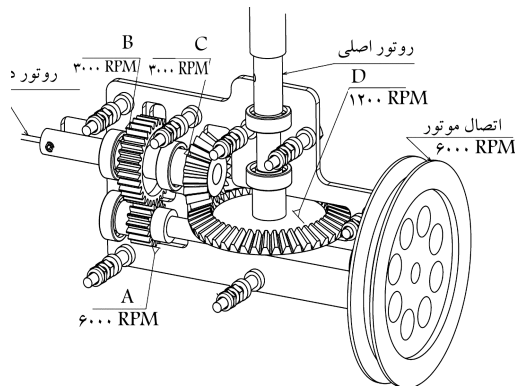
$$\mathbf{p}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ r^2 - \rho_1^2 \\ \rho_1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{p}_2 = \begin{bmatrix} r^2 - \rho_2^2 \\ 0 \\ \rho_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{m} = \mathbf{p}_1 \times \mathbf{p}_2 \quad (2)$$

$$\mathbf{m} = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_2(r^2 - \rho_1^2) \\ \rho_1(r^2 - \rho_2^2) \\ (r^2 - \rho_2^2)(r^2 - \rho_1^2) \end{bmatrix} \quad (3)$$

که در آن r پارامتر ساخت، ρ_i متغیر طول عملگر کشویی، و \mathbf{m} بردار عمود بر صفحه‌ی S است.

زاویه‌ی بردار \mathbf{v} با صفحه‌ی xy در واقع همان زاویه‌ی سواشپلیت‌ها با بدنه‌ی



شکل ۷. سیستم انتقال قدرت.

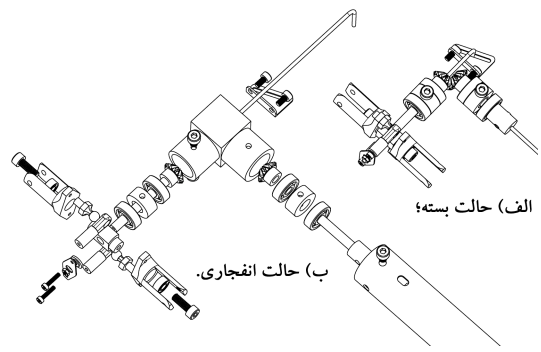
با نسبت ۱ به ۲ منتقل می‌شود. چرخ‌دنده و محور B وظیفه‌ی انتقال نیرو به روتور دم را نیز دارد و دور موتور در پولی A را که ۶۰۰۰ دور در دقیقه است، به ۳۰۰۰ دور برای روتور دم کاهش می‌دهد. از طرف دیگر محور B باعث گردش چرخ‌دنده‌ی C و اعمال نیرو با نسبت ۱ به ۲/۵ به چرخ‌دنده‌ی D می‌شود. این چرخ‌دنده محور D را که به روتور اصلی متصل است، با سرعت ۱۲۰۰ دور بر دقیقه دوران می‌دهد. به بیان ساده، در این سیستم گشتاور موتور با ۵ برابر افزایش به روتور اصلی و ۲ برابر افزایش به روتور دم منتقل می‌شود. از سوی دیگر دور روتور در هر دقیقه یک پنجم موتور است. نسبت سرعت دورانی روتور دم به روتور اصلی همانند اکثر بالگردها ۲/۵ به ۱ است. در نهایت محور B از طریق یک محور انتقال قدرت با قطر ۲ میلی‌متر، نیروی خود را به یک جعبه‌دنده‌ی ۹۰ درجه در انتهای بوم دم منتقل می‌سازد و خروجی این جعبه دنده محور روتور دم را به چرخش درمی‌آورد. جنس تمامی چرخ‌دنده‌ها از فولاد، و جنس پوسته‌ی جعبه‌دنده از آلومینیوم ۲۰۲۴ است.

۷. نتیجه‌گیری

در این نوشتار ساخت یک بالگرد کوچک معرفی شد. ساده‌سازی سازوکارها، شبیه‌سازی سازوکار سواشیلپیت با یک روبات موازی، و به دست آوردن معادلات سینماتیکی حاکم بر آن، کاهش وزن پرنده و رسیدن به سقف پروازی ایستایی بالا از دستاوردهای این پروژه به حساب می‌آید. نتایج ساخت به‌خوبی صحت طراحی را اثبات می‌کند. ازجمله نتایج این مقاله دست‌یابی به بیشترین وزن برخاست ۹/۵ کیلوگرم بود که در آزمایشات پروازی در سطح دریا میسر شد. سقف برخاستی بالای ۳۰۰۰ متر و مداومت پروازی خوب از دیگر نتایج آزمایش پروازی بالگرد بوده است. در مقایسه با اعداد و ارقام ارائه شده در ادبیات، توانایی پروازی این بالگرد قابل رقابت با نمونه‌های خارجی آن است. این بالگرد با توجه به هزینه‌ی پایین ساخت، گزینه‌ی خوبی در صنعت باربری است و جایگاه قابل توجهی در پهپادها دارد.

پانویس‌ها

۱. پرنده‌ی هدایت‌پذیر از دور



شکل ۶. سازوکار دم بالگرد.

سیستم در جهت مخالف می‌شود. در بالگردهای متداول روش‌های مختلفی برای مقابله با این اثر فیزیکی وجود دارد. در این پرنده از یک روتور کوچک در طرف چپ دم استفاده شده است. طبق رابطه‌ی ۷ داریم: [۱۴]

$$\frac{D_T}{D_M} = \frac{1}{\sqrt{1.15} - 0.27 D_L} \quad (7)$$

که در آن D_T قطر روتور دم، D_M قطر روتور اصلی، و D_L ضریب بارگذاری روتور اصلی برحسب کیلوگرم بر متر مربع است. در این بالگرد بارگذاری معادل ۴ کیلوگرم بر متر مربع است. بنابراین با استفاده از رابطه‌ی ۷، $\frac{D_T}{D_M}$ برابر ۰/۱۴ و کم‌ترین قطر روتور دم ۲۲/۵ سانتی‌متر محاسبه می‌شود که با اضافه شدن مفاصل به پره‌ها قطر آن تا حدود ۴۰ سانتی‌متر می‌رسد.

به دلیل ساده‌تر شدن سیستم بالگرد و کنترل فرامین روتور دم، محل نصب آن دقیقاً روی بوم اصلی است. در شکل ۶ سازوکار دم در دو حالت بسته و انفجاری نشان داده شده است. برای تغییر گام پره، میله‌ی انتخاب شده که در یک سو داخل یک شیار زاویه‌دار قرار می‌گیرد و با نیروی فرمان‌یار جابه‌جا می‌شود و در سوی دیگر به اتصالات ریشه‌ی ملخ دم وصل است و گام ملخ را تغییر می‌دهد. انتقال قدرت از سیستم مرکزی به دم توسط دو چرخ‌دنده با زاویه‌ی ۹۰ درجه صورت می‌گیرد. باید توجه داشت که کل سازوکار دم در فضای بسیار کوچک جا داده شده است.

۶. سیستم انتقال قدرت

چنان که در شکل ۷ مشاهده می‌شود، سیستم انتقال نیرو از چهار چرخ‌دنده در قسمت مرکز بالگرد تشکیل شده است. (برای توضیح چگونگی کارکرد چرخ‌دنده‌ها با حروف لاتین نشانه‌گذاری شده‌اند.) نیروی موتور با پولی و محور A به چرخ‌دنده‌ی B

2. unmanned aerial vehicles (UAV)
3. payload
4. ceiling
5. flight speed

6. fixed pitch swashplate
7. collective pitch swashplate
8. round per minutes (RPM)
9. torque
10. lift
11. flapping
12. paddle
13. thrust
14. servo
15. kinematic chain
16. forward kinematic equations
17. hybrid robot
18. end-effector
19. passive
20. prismatic joints
21. spherical joint
22. degrees of freedom (DOF)
23. specific fuel consumption (SFC)
24. hovering

(References) منابع

1. Mettler, B., *Identifi_Cation Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, Norwell, MANorwell (M.A), Kluwer Academic Publishers (2003).
2. Ollero, A. and Merino, L. "Control and perception techniques for aerial robotics", *Annul Rev Control*, **28**(2), pp. 167-178 (2004).
3. Dittrich, J.S. and Johnson, E.N. "Multi-sensor navigation system for an au-tonomous helicopter", *Proceedings of 21st Digital Avionics Systems Conference*, Irvine, California, USA, p. 8C1.1 (2002).
4. Velez, C.M., Agudelo, A. and Alvarez, J. "Modeling, simulation and rapid prototyping of an unmanned mini-helicopter", *Proceedings of AIAA Modeling and Imulation Technologies Conference and Exhibit*, Keystone, Colorado, p. AIAA (2006).
5. Dong, M., Chen, B.M., Cai, G. and Peng, K. "Development of a real-time onboard and ground station software system For a UAV helicopter", *Journal Aerospace*, **4**, pp. 933 (2007).
6. Mettler, B., *Identifi_Cation Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*, Norwell, MANorwell (M.A), Kluwer Academic Publishers (2003).
7. LaCivita, M., Messner, W.C. and Kanade, T. "Modelling of small-scale helicopters with integrated first-principles and system-identi_cation techniques", *Proceedings of 58th forum of American Helicopter Society*, Montreal, Canada, p. 2505 (2002).
8. Sugeno, M., Hirano, I., Nakamura, S. and Kotsu, S. "Development of an intelligent unmanned helicopter", *Proceedings of IEEE International Conference on Fuzzy systems*, Yokohama, Japan, p. 33 (1995).
9. Johnson, E.N. and Kannan, S.K., "Adaptive trajectory control for autonomous helicopters", *AIAA Journal Guidance Control*, **28**, pp. 524 (2005).
10. Guowei, C., Lin, F., Ben, M.C. and Tong, H.L. "Systematic design methodology and construction of UAV helicopters, Mechatronics", **18**(10) (2008).
11. Mejias, L., Saripalli, S., Campoy, P. and Sukhatme, G.S. "Visual servoing of an autonomous helicopter in urban areas using feature tracking", *Journal Field Robotics*, **23**, pp. 185 (2006).
12. Lin, F., Chen, B.M. and Lum, K.Y. "Integration and implementation of a low-cost and vision UAV tracking system", *Proceedings of 26th Chinese Control Conference*, Zhangjiajie, China, p. 731 (2007).
13. Corke, P. "An inertial and visual sensing system for a small autonomous helicopter", *Journal of Robotic System***21**, pp. 43 (2004).
14. Prouty, R.W., *Military Helicopter Design Technology*, Krieger Publishing Company (1989).
15. Seddon, J., M., and Simon Newman. *Basic Helicopter aerodynamics*, **40**, John Wiley & Sons (1990).
16. Gessow, and Gary, C.M., *Aerodynamic of the Helicopter*. F. Ungar Publishing Company (1967).
17. Zhang, C. and Kovacs, J.M. "The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: A review", *Precision Agriculture*, **13**(6), pp. 693-712 (2012).
18. Anderson, K. and Gaston, K.J. "Lightweight unmanned aerial vehicles will revolutionize spatial ecology", *Frontiers in Ecology and the Environment*, **11**(3), pp. 138-146 (2013).
19. Kudo, H., Koshino, Y., Eto, A., Ichimura, M. and Kaeriyama, M. "Cost-effective accurate estimates of adult chum salmon, *Oncorhynchus keta*, abundance in a Japanese river using a radio-controlled helicopter", *Fisheries Research*, **119**, pp. 94-98 (2012).