

طراحی یک چندپره هیبرید سنگین وزن با برد و قابلیت حمل بار بالا به منظور استفاده در

مدیریت بحران

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۱/۲۲

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۶/۰۱

سپهر سعادت^۱، سید مجید اسماعیلی فر^{۲*}، فریبرز مسرور^۳

۱- دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران

۲- استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، emailifar@aut.ac.ir

۳- کارشناس ارشد، پژوهشکده سامانه‌های حمل و نقل فضایی، پژوهشگاه فضایی، تهران

چکیده

در این مقاله، طراحی مفهومی یک چندپره ۱ بدون سرنشین با ساختار جدیدی که کاربرد اصلی آن مدیریت بحران است، انجام می‌شود. برد پروازی این چندپره ۴۰۰ کیلومتر (۲۰۰ کیلومتر رفت و ۲۰۰ کیلومتر برگشت) بوده و قابلیت حمل ۸۰۰ کیلوگرم بار را دارد. همچنین سرعت پرواز مستقیم آن ۱۰۰ کیلومتر در ساعت است. تاکنون چند پره‌ای با ویژگی‌های عملکردی گفته شده طراحی نشده است. با توجه به عملکرد تعریف شده، سیستم پیشران الکتریکی قابل استفاده نبوده و سیستم پیشران هیبرید برای این چندپره مناسب است. با بررسی بیشتر در مورد انواع روش‌های هیبریدسازی، سیستم پیشران هیبرید بدون تبدیل انرژی به عنوان طرح پیشنهادی انتخاب شد. طراحی مفهومی مبتنی بر وزن برخاست انجام می‌شود، یعنی ابتدا وزن برخاست تخمین زده شده، سپس بر اساس آن زیرسیستم‌های چندپره طراحی می‌شوند. در نهایت جمع کل وزن زیرسیستم‌ها با مقدار تخمینی وزن برخاست مقایسه می‌شود. در صورت تفاوت زیاد، روند دوباره تکرار می‌شود تا در نهایت دو عدد همگرا شوند. در این مقاله آخرین حلقه طراحی ارائه شده و مشخصات سیستم پیشران الکتریکی، سوختی و سیستم انتقال قدرت و سازه محاسبه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: چندپره فوق سنگین، سیستم پیشران هیبرید، طراحی مفهومی، مدیریت بحران

Design of a hybrid heavy multirotor with long range and high payload carrying capacity for using in disaster management

Sepehr Saadat¹, Seyyed Majid Esmailifar², Fariborz Masroor³

1 Ph.D. Student, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Sepehr.saadat@aut.ac.ir

2 Assistant Professor, Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, esmailifar@aut.ac.ir

3 Masters Graduate, Space Transportation Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran

Abstract

This study presents the conceptual design of an unmanned multirotor with a novel configuration whose main application is disaster management. This multirotor can carry 800 kg of cargo for a range of 400 km, and its forward flight speed is 100 km/h. A multirotor with the specified performance parameters has not yet been developed. Due to the stipulated performance, the electric propulsion system is inapplicable and hybrid propulsion system is considered for this multirotor. The hybrid propulsion system without energy conversion was selected for the proposed design after further investigation of alternative hybridization approaches. Multirotor subsystems are conceptually designed based on take-off weight, i.e., take-off weight is first estimated, and then multirotor subsystems are designed based on it. Finally, the overall subsystems' weight is compared to the predicted take-off weight. If there is a significant discrepancy, the procedure is repeated until the two values converge. This paper presents the last design loop, and the specifications of the electric propulsion system, fuel propulsion system, power transmission system, body structure, and skid are calculated.

Keywords: Super Heavy Multirotor, Hybrid Propulsion System, Conceptual Design, Disaster Management

۶۱

سال ۱۱- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۱

نشریه علمی دانش و فناوری هوا فضا





۱. مقدمه

به طور خلاصه، بحران به معنای وقوع بلای طبیعی در مقیاس بزرگ (حداقل در مقیاس یک شهر) است که در آن خسارت‌های جانی یا مالی به افراد ساکن وارد می‌شود. سالانه در جهان افراد زیادی بر اثر بحران‌های طبیعی جان خود را از دست می‌دهند. ایران نیز از جمله کشورهای حادثه‌خیز در جهان به شمار می‌رود. آمارها نشان می‌دهند که از سال ۱۹۹۰ تا ۲۰۲۰ میلادی بیش از ۷۰۰۰۰ نفر در ایران جان خود را بر اثر بحران‌های طبیعی از دست داده‌اند [۱]. همچنین، آمارها حاکی از این هستند که زلزله و سیل اصلی‌ترین و مرگبارترین بلایای طبیعی در ۳۰ سال اخیر ایران بوده‌اند [۱]. ساعت‌های نخستین پس از وقوع یک بحران، اهمیت بسیار زیادی دارند و سرعت عمل در مواجهه با بحران، یکی از عوامل اصلی موفقیت در مدیریت بحران است [۲].

[۳]. یکی از روش‌های سریع امداد رسانی، استفاده از پهپادهاست [۳]. همچنین در شرایطی که راه‌های زمینی مسدود می‌شوند و امکان استفاده از وسایل نقلیه زمینی وجود ندارد، پهپادها از جمله وسایلی هستند که قابلیت امداد رسانی دارند.

در سال‌های اخیر استفاده از پهپادها در مدیریت بحران روند افزایشی داشته است. همچنین در پنج سال گذشته تعداد تألیفات در زمینه استفاده از پهپاد در مدیریت بحران افزایش چشمگیری داشته است [۴]. کاربرد پهپاد در مدیریت بحران به چهار دسته کلی تقسیم می‌شود: نقشه برداری (به منظور ارزیابی خسارت)، عملیات جست‌وجو و نجات، حمل‌ونقل اقلام ضروری و آموزش [۴].

برخی از مقاله‌ها به تحقیق و آزمایش در رابطه با استفاده از پهپاد به منظور حمل‌ونقل اقلام ضروری در زمان بحران پرداخته‌اند. مرجع [۵] به بررسی حمل‌ونقل دارو و غذا با استفاده از پهپاد، در شرایط وقوع بحران و درحالی‌که خیابان‌ها بسته شده‌اند، می‌پردازد. در این مقاله پهپادها ۱۷ کیلوگرم دارو را تا مسافت ۱۰۰ متر حمل کرده و به یک گروه امدادگر می‌رسانند. پهپادها از نوع چندپره بوده و هدایت آن‌ها به صورت دستی توسط کاربر انجام شده است. نتیجه آزمون‌ها در این مقاله موفقیت‌آمیز است. همچنین در [۶-۸] امکان حمل‌ونقل بسته‌های حاوی خون به وسیله پهپادها بررسی شده است. طبق این مراجع استفاده از پهپاد برای حمل‌ونقل بسته‌های خون موفقیت‌آمیز بوده و کیفیت خون حمل شده دستخوش تغییر نشده است.

در بسیاری از بحران‌ها نیاز به ارسال بارهای بزرگ و سنگین از خارج از منطقه بحران وجود دارد. برای نمونه در زلزله‌های شدید، نیاز به برپایی اسکان موقت (کانکس و چادر) برای کسانی که محل زندگی آن‌ها تخریب شده، وجود دارد یا در زمان سیل نیاز به انتقال مواد غذایی برای تعداد زیادی از ساکنان شهر وجود دارد، درحالی‌که امکان استفاده از وسایل نقلیه زمینی نیست. هم‌زمان با مراجعی که موضوع حمل‌ونقل اقلام ضروری توسط پهپاد مطرح شده، مقدار وزن بار کم (حداکثر ۱۷ کیلوگرم) و مداومت پروازی نیز کوتاه (حداکثر ۴۵ دقیقه) است. از طرف دیگر باید این نکته را لحاظ کرد که در بسیاری از مناطق باند فرود وجود ندارد. بنابراین پهپادهایی که قابلیت فرود بدون باند را داشته باشد، برای امداد رسانی به این مناطق عملکرد بهتری را خواهند داشت. چندپره‌ها از جمله پهپادهایی

هستند که برای فرود نیاز به باند نداشته، هزینه طراحی و ساخت آنها بسیار کمتر از پهپادهای عمودپرواز^۲ است. در حال حاضر این نوع مأموریت‌ها در ایران با استفاده از بالگردها صورت می‌گیرد. پهپادها مزایای زیادی نسبت به بالگردها دارند که از جمله می‌توان به هزینه طراحی و ساخت کمتر و قابلیت راه‌اندازی سریع‌تر اشاره کرد. الزامات طراحی که برای وسایل پرنده سرنشین‌دار در استانداردهای صلاحیت پروازی در نظر گرفته می‌شود، سخت‌گیرانه‌تر از وسایل بدون سرنشین است. این مسئله باعث بیشتر شدن هزینه ساخت وسایل سرنشین‌دار می‌شود. از طرف دیگر به دلیل نبود خلبان، تمام تجهیزات مربوط به آن نیز در چندپره حذف می‌شود. برای مثال صفحه‌های نمایش، صندلی و تمام ابزارهای مربوط به انتقال فرمان کنترل از جانب خلبان به عملگرها حذف می‌شوند. بنابراین، در این مقاله روش طراحی یک چندپره با قابلیت حمل بارهای سنگین ارائه می‌شود. از آنجایی که قابلیت حمل بار بالگردهای متوسط حدود ۸۰۰ کیلوگرم است، وزن بار قابل حمل چندپره برابر با ۸۰۰ کیلوگرم لحاظ می‌شود تا قابلیت جایگزینی با بالگرد را داشته باشد.

برای پوشش‌دهی کل مناطق کشور، در چند منطقه باید آشیانه پهپاد احداث شود. هرچه برد پهپاد بیشتر شود، نیاز به آشیانه‌های پهپادی کمتری در سطح کشور وجود خواهد داشت. اما در این صورت فاصله مراکز از یکدیگر بیشتر بوده و با توجه به محدودیت سرعت چندپره، مدت‌زمان کمک‌رسانی طولانی‌تر خواهد بود. در این مقاله مقدار برد مطلوب برابر با ۴۰۰ کیلومتر در نظر گرفته می‌شود که در این صورت قابلیت پوشش‌دهی منطقه‌ای به شعاع ۲۰۰ کیلومتر را

خواهد داشت. در نقشه زیر محدوده‌هایی با شعاع ۲۰۰ کیلومتر در کشور مشخص شده‌اند. طبق شکل ۱ تعداد آشیانه‌های پهپادی موردنیاز برای پوشش‌دهی کل کشور برابر با ۱۴ عدد است. با در نظر گرفتن سرعت کروز ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت، حداکثر زمان کمک‌رسانی در کل کشور برابر با دو ساعت خواهد بود.

برای پوشش‌دهی کل مناطق کشور، ارتفاع پروازی پهپاد از سطح دریا باید به اندازه‌ای باشد که قابلیت دسترسی به تمام مناطق مسکونی را داشته باشد. طبق شکل ۲، ارتفاع از سطح دریا در بیش از ۹۵ درصد از اراضی کشور کمتر از ۳ کیلومتر است. همچنین مرتفع‌ترین شهر ایران، فریدون‌شهر با حدود ۲۵۰۰ متر ارتفاع از سطح دریاست، درحالی‌که تمام مناطق مسکونی ایران ارتفاعی کمتر از ۳ کیلومتر دارند. بنابراین ارتفاع کروز پهپاد به اندازه ۳ کیلومتر لحاظ می‌شود. بنابراین در این مقاله چندپره‌ای با قابلیت حمل ۸۰۰ کیلوگرم بار، با برد ۴۰۰ کیلومتر (مجموع رفت و برگشت)، با سرعت ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت در ارتفاع ۳ کیلومتر از سطح دریا طراحی می‌شود.

منبع توان چندپره‌های متداول باتری است. انرژی مخصوص باتری‌ها بسیار کمتر از سوخت‌های فسیلی است [۹]؛ بنابراین مداومت پروازی این چندپره‌ها کم بوده (اغلب کمتر از ۴۵ دقیقه) [۱۰] و در نتیجه برد چندپره‌های متداول چندان زیاد نیست. یک ایده برای حل این مسئله این است که از سوخت‌های فسیلی که چگالی انرژی بالایی دارند، برای تأمین توان استفاده کرد. در این راستا، در سال‌های اخیر چندپره‌های بدون سرنشین هیبرید توسعه یافته‌اند. سایر مراجع چندپره هیبرید، ساختار هیبرید سری را توسعه





داده‌اند [۱۰-۱۴]. در ساختار هیبرید سری، موتور پیستونی فقط از موتورهای الکتریکی برای تأمین توان ملخ‌ها استفاده می‌شود، اما یک موتور پیستونی وجود دارد که توان خروجی آن با یک ژنراتور به انرژی الکتریکی تبدیل شده و باتری‌ها را شارژ می‌کند [۱۰]. در مراجعی که سیستم پیشران هیبرید سری را بررسی کرده‌اند، وزن برخاست چندپره‌ها کمتر از ۱۰۰ کیلوگرم است. در پهپادهای دارای سیستم پیشران هیبرید سری، هرچه وزن بیشتر باشد، توان موتور پیستونی افزایش یافته و در نتیجه باید تبدیل انرژی بیشتری انجام شود و ژنراتور سنگین‌تری را انتخاب کرد. اما در چندپره‌هایی که انرژی موتور پیستونی به‌طور مستقیم به نیروی پیشران تبدیل می‌شود، این مسئله وجود ندارد.

در مراجع [۱۵، ۱۶] ساختارهای دیگری برای چندپره هیبرید معرفی شده است. در مرجع [۱۵] نویسنده ساختار جدیدی را برای چندپره‌های الکتریکی مطرح کرده و طراحی و ساخت آن را انجام داده است. چندپره الکتریکی در این مرجع شش موتور الکتریکی دارد. دو موتور الکتریکی در وسط بدنه و در دو طرف محور عرضی بدنه نصب می‌شوند و توان دو ملخ بزرگ را تأمین می‌کنند. همچنین چهار موتور الکتریکی در چهار گوشه بدنه پرنده نصب شده و توان چهار ملخ کوچک را تأمین می‌کنند. دو ملخ بزرگ وظیفه تحمل وزن چندپره را دارند و چهار ملخ کوچک گشتاور موردنیاز برای کنترل پرنده را تولید می‌کنند. در این مقاله نویسنده این ایده را مطرح می‌کند که خوب است که توان دو ملخ بزرگ به‌وسیله موتورهای پیستونی و توان ملخ‌های کوچک با موتورهای الکتریکی تأمین شود. در این صورت با توجه به استفاده از موتور پیستونی برای تأمین

قسمت عمده توان موردنیاز، مداومت پروازی افزایش می‌یابد. همچنین با توجه به استفاده از موتورهای الکتریکی برای کنترل، چابکی و کنترل‌پذیری چندپره تضمین می‌شود. مرجع [۱۶] به ساخت و آزمون یک چندپره دارای دو موتور بنزینی هم‌محور و چهار موتور الکتریکی در گوشه‌ها پرداخته است. وزن برخاست این چندپره برابر با ۲۱ کیلوگرم بوده و مداومت پروازی آن به ۷۲ دقیقه رسیده است. در این مقاله روش طراحی ارائه نشده است.

با توجه به اینکه وزن چندپره موردنظر در این مقاله بسیار زیاد است، استفاده از چندپره با سیستم پیشران هیبرید سری مناسب نیست. ساختار چندپره موردنظر به این صورت لحاظ می‌شود که دو ملخ بزرگ در وسط بدنه و در دو طرف محور عرضی بدنه قرار می‌گیرند. هرکدام از ملخ‌های بزرگ با یک موتور پیستونی و به واسطه یک گیربکس گرداننده می‌شوند. همچنین چهار ملخ کوچک در گوشه‌های بدنه نصب می‌شوند که توان هر کدام به‌وسیله یک موتور الکتریکی تأمین می‌شود. انرژی لازم برای موتورهای الکتریکی با باتری تأمین می‌شود و هیچ نوع تبدیل انرژی در این چندپره انجام نمی‌شود. نوآوری‌های اصلی در این مقاله شامل موارد زیر است:

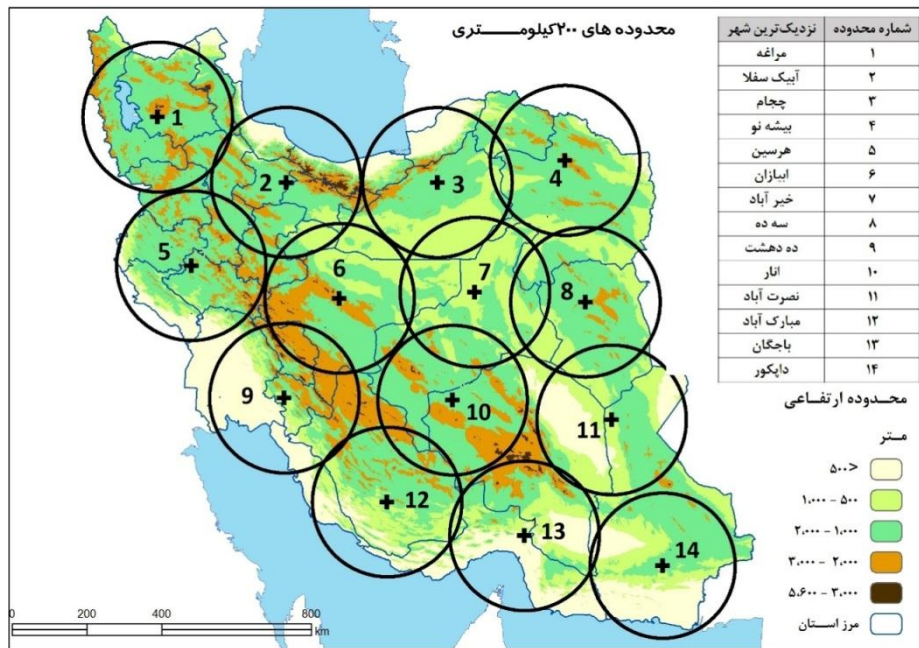
۱. جدید بودن ساختار طراحی شده برای چندپره بدون سرنشین؛
۲. طراحی یک چندپره بدون سرنشین با مشخصات عملکردی مشابه با بالگردهای متوسط؛
۳. ارائه روش طراحی برای چندپره‌های بدون سرنشین سنگین‌وزن با برد بالا.

۲. روند طراحی مفهومی

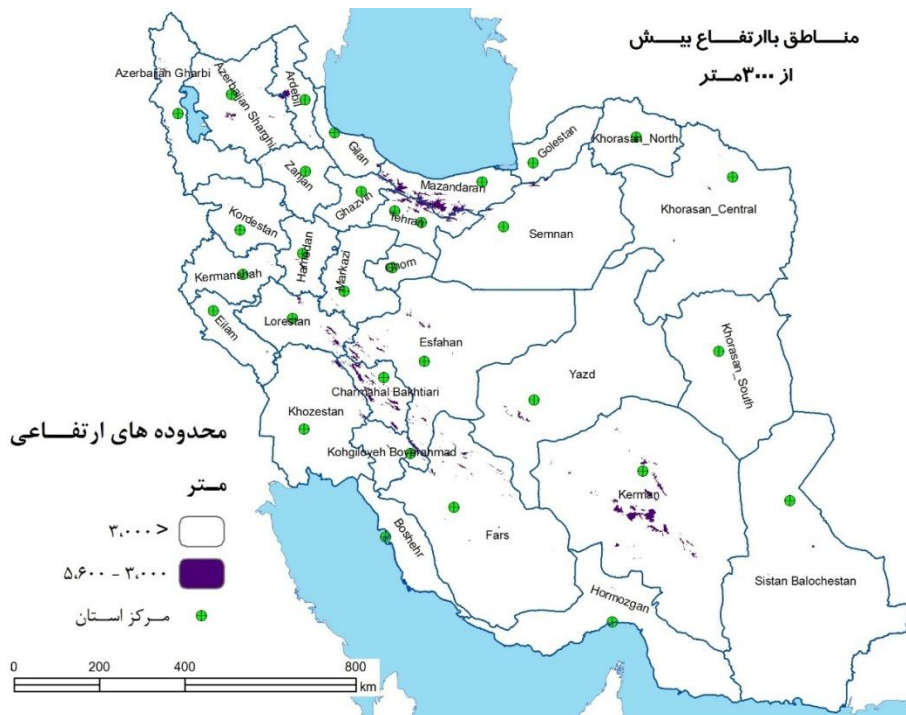
طراحی چندپره هیبرید بر اساس تخمین وزن

می‌شود؛ اگر این دو عدد با تقریب کافی برابر باشند، یعنی طراحی تکمیل شده و در غیر این صورت وزن برخاست اصلاح شده و دوباره روند تکرار می‌شود.

کل و محاسبه وزن اجزا صورت می‌گیرد؛ یعنی در ابتدا وزن برخاست شش‌پره تخمین زده می‌شود، سپس بر اساس این تخمین، تمام زیرسیستم‌ها طراحی می‌شوند. در نهایت حاصل جمع وزن زیرسیستم‌ها با وزن برخاست تخمینی مقایسه



شکل ۱. محل پیشنهادی برای تأسیس آشیانه‌های پهبادی

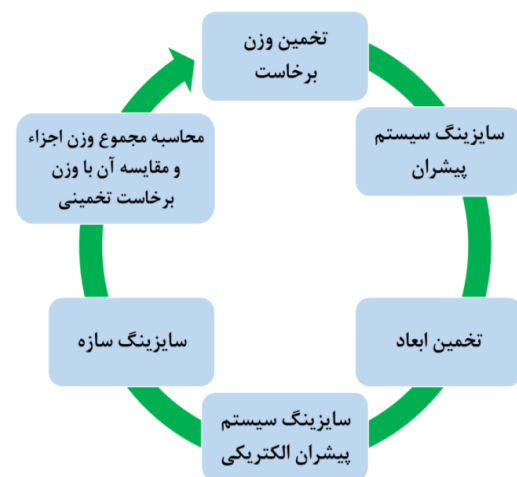


شکل ۲. مناطق دارای ارتفاع بیش از سه هزار متر از سطح دریا در ایران





در شکل ۳ روند طراحی مفهومی چندپره در یک نمودار به تصویر کشیده شده است. تخمین وزن برخاست اولیه بر اساس وزن برخاست چندپره‌های مشابه انجام می‌شود (با توجه به اینکه در انتهای هر حلقه تخمین وزن برخاست اصلاح می‌شود، در تخمین اولیه نیازی به دقت بالا نیست). سپس سیستم پیشران سوختی بر اساس معیارهایی که در بخش مربوطه ارائه شده است، طراحی می‌شود. در گام بعدی با توجه به ابعاد ملخ طراحی شده، ابعاد کلی بدنه تعیین شده، سپس ممان اینرسی کل پرنده تخمین زده می‌شود. بر اساس تخمین ممان اینرسی و مقدار شتاب زاویه‌ای موردنیاز (بر اساس معیارهای عملکردی سیستم کنترل)، سیستم پیشران الکتریکی طراحی می‌شود. درنهایت اسکلت سازه و اسکیدهای^۳ فرود بر اساس معیارهای استاندارد طراحی می‌شوند. سپس مجموع وزن تمام زیرسیستم‌ها محاسبه شده و با مقدار تخمینی وزن برخاست مقایسه می‌شود.



شکل ۳. روند طراحی چندپره هیبرید

۳. تخمین وزن برخاست

در طراحی وسایل پرنده، تخمین اولیه وزن برخاست اغلب بر اساس داده‌های آماری

پرنده‌های مشابه انجام می‌شود. در این روش با برآزش منحنی بر داده‌های عملکردی نمونه‌های مشابه، وزن برخاست تخمین زده می‌شود. برای مثال می‌توان به روش راسکم در طراحی هواپیما اشاره کرد [۱۷]. با توجه به اینکه تعداد چندپره‌های هیبرید با وزن برخاست بالا بسیار محدود است، مشخصات عملکردی بالگردها و چندپره‌های الکتریکی سنگین‌وزن نیز جمع‌آوری شده است. در جدول ۱ اطلاعات عملکردی پرنده‌های مشابه (وزن برخاست، وزن بار و برد پروازی) ارائه شده است.

جدول ۱. اطلاعات عملکردی پرنده مشابه

ردیف	مدل پرنده	حداکثر وزن برخاست (kg)	وزن بار (kg)	برد (km)
۱	Bell 407	۲۳۸۱	۱۱۷۳	۶۷۴
۲	Airbus EC635	۲۹۰۰	۹۲۹	۶۵۰
۳	Airbus EC135	۲۹۱۰	۹۷۱	۶۳۵
۴	Bell 427	۲۹۷۰	۸۴۰	۷۳۰
۵	Bell 429	۳۳۰۰	۱۲۲۵	۷۲۲
۶	Airbus EC145e	۳۵۸۵	۹۶۶	۶۸۰
۷	Kazan Ansat	۳۶۰۰	۱۲۰۰	۵۱۵
۸	Bell 222	۳۷۱۲/۵	۱۱۳۲	۵۹۰
۹	bell430	۴۱۵۸	۱۳۰۵/۹	۶۰۰
۱۰	SKYF	۶۵۰	۲۵۰	۳۵۰
۱۱	Boeing Boeing	۵۷۰	۲۲۵	۳۲/۲
۱۲	Griff 300	۳۱۰	۲۳۵	۳۵
۱۳	Ehang 184	۳۶۰	۱۰۰	۳۵
۱۴	Ehang 216	۶۲۰	۲۶۰	۳۰
	میانگین	۲۲۸۷/۶	۷۷۲/۳	۴۴۸/۴

غیرهمسوگرد است.

۴-۱. طراحی ملخ‌های سیستم پیشران سوختی

برای ارضا کردن قیود بالا بی‌شمار هندسه ممکن برای ملخ وجود دارد، یکی از هندسه‌ها در جدول ۲ ارائه شده است.

جدول ۲. هندسه ملخ سیستم پیشران سوختی

پارامتر	مقدار
قطر	۴/۸ متر
طول وتر	۰/۲۲ متر
نوع ایرفویل	NACA 6412
تعداد پره	۳
قطر تویی	۰/۲ متر
زاویه پیچش پره	صفر درجه

به منظور محاسبه عملکرد ملخ در فاز برخاست از روش BEMT استفاده می‌شود. در جدول ۳ عملکرد ملخ در فاز برخاست، در حالتی که حداقل نیروی پیشران موردنیاز را تأمین می‌کند، ارائه شده است.

جدول ۳. محاسبه عملکرد ملخ در فاز برخاست

پارامتر	مقدار
نیروی پیشران (هر ملخ)	۱۳۵۰ کیلوگرم
توان مصرفی (هر ملخ)	۶۱ کیلووات
دور	۹۶۷ دور در دقیقه
ماخ نوک پره	۰/۷۱
گشتاور	۶۰۲ نیوتن متر

حال باید عملکرد ملخ طراحی شده در فاز کروز نیز بررسی شود. با توجه به اینکه برای محاسبه درگ بدنه ابتدا باید بدنه طراحی شود، در این مرحله نمی‌توان نیروی درگ وارده بر بدنه را

با برازش منحنی از نوع چندجمله‌ای درجه دو، تابع وزن برخاست بر اساس وزن بار و بُرد به صورت فرمول ۱ می‌شود:

(۱)

$$W_{TO} = -292.5 + 3.544W_p + 0.0459R + 0.00095W_p^2 - 0.0045W_p \times R + 0.0044R^2$$

در رابطه فوق W_{TO} وزن بار به کیلوگرم و R اندازه برد به کیلومتر است. با جایگذاری مقدار ۸۰۰ کیلوگرم به عنوان وزن بار و مقدار ۴۰۰ کیلومتر به عنوان بُرد، در تابع برازش شده، وزن برخاست حدود ۲۶۶۵ کیلوگرم تخمین زده می‌شود. حلقه طراحی ارائه شده در شکل ۳ چندین بار تکرار شده است تا در نهایت مقدار تخمینی وزن برخاست با مقدار محاسبه شده آن پس از طراحی زیرسیستم‌ها همگرا شد. اما در این مقاله فقط محاسبات آخرین حلقه طراحی ارائه می‌شود و در حلقه آخر مقدار تخمینی وزن برخاست ۲۲۵۰ کیلوگرم است.

۴. طراحی سیستم پیشران سوختی

با توجه به وزن برخاست تخمینی، می‌توان حداکثر نیروی پیشران موردنیاز را محاسبه کرد و بر اساس آن سیستم پیشران سوختی را طراحی کرد. فرضیه‌های طراحی سیستم پیشران به شرح زیر است:

- نسبت حداکثر نیروی پیشران به حداکثر وزن برخاست در سطح دریا حداقل ۱/۲ است؛
- پرنده توانایی رسیدن به سرعت ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت را در ارتفاع ۳ کیلومتری از سطح دریا دارد؛
- حداکثر مقدار عدد ماخ مجاز نوک پره ۰/۸ است؛
- سیستم پیشران سوختی شامل دو ملخ



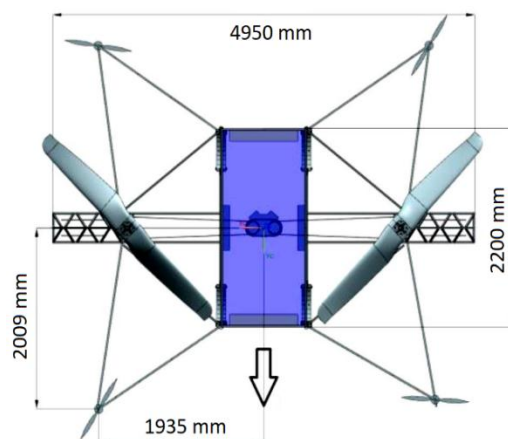


به دقت محاسبه کرد. برای تخمین نیروی درگ بدنه، ابتدا باید اندازه‌های برای بدنه لحاظ کرد. برای تخمین اولیه ابعاد، از داده‌های پهپاد SKYF (ساختار آن مشابه با پرند در حال طراحی است) استفاده شده و برحسب نسبت قطر ملخ ابعاد آن بزرگ‌نمایی می‌شود. قطر ملخ‌های این پهپاد، برابر با ۲/۸ متر است. طبق شکل‌های ۴ و ۵، رابطه بین ابعاد بدنه پهپاد SKYF برحسب اندازه ملخ سوختی آن را می‌توان در معادله‌های زیر خلاصه کرد:

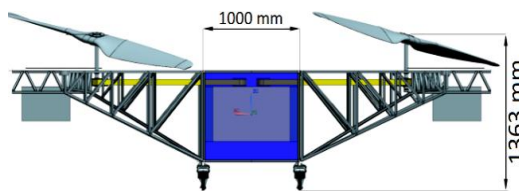
$$Width = 1.15 \times 2 \times R_{prop} \quad (2)$$

$$Length = 1.43 \times 2 \times R_{prop} \quad (3)$$

$$Height = 0.71 \times R_{prop} \quad (4)$$



شکل ۴. ابعاد پهپاد SKYF (دید از بالا) [۱۸]



شکل ۵. ابعاد پهپاد SKYF (دید از روبرو) [۱۸]

با جایگذاری اندازه شعاع ملخ طراحی شده (۲/۴ متر) در روابط ۲، ۳ و ۴ مقدار تخمینی عرض، طول و ارتفاع برابر با ۵/۵ متر، ۶/۷ متر و ۱/۷ متر به دست می‌آید.

ضریب درگ یک مکعب در جریان مغشوش، در صورتی که وجه آن عمود بر جریان قرار گیرد، ۱/۰۵ است [۱۹]. برای تخمین اولیه، ضریب درگ چندپره برابر با ۱/۰۵ در نظر گرفته می‌شود که بدترین حالت ممکن است. مساحت مرجع در مکعب برای محاسبه درگ، برابر با مساحت یک وجه آن است. با توجه به اینکه ابعاد پرند به صورت مکعب مستطیل است، مساحت مرجع برابر با مکعب هم‌حجم آن فرض می‌شود. بنابراین مساحت مرجع طبق رابطه زیر حساب می‌شود:

$$S_{ref,body} = (1.7 \times 5.5 \times 6.72)^2 \quad (5)$$

$$= 15.80 \text{ m}^2$$

از طرفی با توجه به اینکه بار از طریق کابل به بدنه متصل می‌شود، خود بار نیز دارای نیروی درگ خواهد بود. اگر بار به صورت یک مکعب با حجم ۱ مترمکعب فرض شود، بنابراین مساحت مرجع آن برابر با ۱ مترمربع خواهد بود. با توجه به فرضیه‌های بالا، نیروی درگ وارد بر بدنه در سرعت ۱۰۰ کیلومتر بر ساعت و در ارتفاع ۳ کیلومتر از سطح دریا (چگالی هوا برابر با ۰/۹۱ کیلوگرم بر مترمکعب) طبق روابط زیر محاسبه می‌شود:

$$D_{body} = 0.5 \rho V^2 S_{ref,body} C_D \quad (6)$$

$$= 5.85 \text{ kN}$$

$$D_{payload} = 0.5 \rho V^2 S_{ref,payload} C_D \quad (7)$$

$$= 368.7 \text{ N}$$

$$D_{total} = D_{body} + D_{payload} \quad (8)$$

$$= 6.22 \text{ kN}$$

با توجه به اینکه نیروی پیشران باید نیروی وزن و درگ را در حالت پایا خنثی کند، می‌توان نوشت:

$$T \cos(\theta) = W_{T.O} \rightarrow$$

$$T \sin(\theta) = D_{body}$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{D_{body}}{W_{T.O}} \right) = 15.7 \text{ deg} \quad (9)$$

$$T = \frac{\sqrt{D_{body}^2 + W_{T.O}^2}}{2} = 1168.8 \text{ kg}$$

در رابطه ۹، θ زاویه چرخش پرنده به سمت جلو و T مقدار نیروی پیشران یک ملخ است. با توجه زاویه چرخش پرنده می‌توان مؤلفه سرعت جریان هوا که عمود بر صفحه ملخ است را محاسبه کرد. حال می‌توان با استفاده از روش BEMT، عملکرد ملخ طراحی شده را در فاز کروز بررسی کرد. پارامترهای عملکردی ملخ در جدول ۴ ارائه شده است. طبق جدول ۴ ماخ نوک پره از مقدار مجاز بیشتر نشده و در نتیجه این ملخ در فاز کروز نیز عملکرد قابل قبول دارد. طبق مرجع [۲۰] وزن ملخ برحسب پوند از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$W_B = 0.026b^{0.66}cR^{1.3}(\Omega R)^{0.67} \quad (10)$$

در رابطه فوق W_B وزن کل ملخ برحسب پوند، b تعداد پره‌های ملخ، c کورد ملخ برحسب فوت، R شعاع ملخ برحسب فوت و Ω حداکثر سرعت دورانی ملخ برحسب رادیان بر ثانیه است. با جایگذاری مقادیر ملخ طراحی شده در رابطه بالا، وزن ملخ برابر با ۲۴/۳ کیلوگرم به دست می‌آید.

جدول ۴. محاسبه عملکرد ملخ در فاز کروز

پارامتر	مقدار
نیروی پیشران (هر ملخ)	۱۱۷۰ کیلوگرم
توان مصرفی (هر ملخ)	۸۳/۸ کیلووات
دور	۱۰۴۴ دور بر دقیقه
ماخ نوک پره	۰/۸
گشتاور	۷۶۶/۵ نیوتن متر

در این مرحله، عملکرد پرنده در فاز صعود و مدت زمان صعود از ارتفاع صفر تا ۳ کیلومتر از سطح دریا بررسی می‌شود. چگالی هوا برحسب ارتفاع از سطح دریا متغیر است و این مسئله

عملکرد ملخ را تحت تأثیر قرار می‌دهد. نتیجه محاسبه عملکرد ملخ‌ها در حالت حداکثر سرعت صعود پرنده در ارتفاعات مختلف، طبق روش BEMT، در این بخش ارائه خواهد شد. جدول ۵ نشان می‌دهد پرنده (با حداکثر وزن برخاست) در هر ارتفاع حداکثر به چه سرعتی می‌رسد (با معیار مقدار مجاز ماخ نوک پره).

جدول ۵. حداکثر سرعت در فاز صعود

ارتفاع از سطح دریا (km)	حداکثر سرعت صعود (m/s)
۰	۲۱
۱	۱۹
۲	۱۷
۲/۵	۱۵
۳	۱۰

برای محاسبه زمان رسیدن به هر ارتفاع از سطح دریا، از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$\frac{dH}{dt} = V_{climb} \rightarrow \int_0^H \frac{du}{V_{climb}(u)} = \Delta t \quad (11)$$

در روابط فوق H ارتفاع از سطح دریا (برحسب کیلومتر)، t زمان و V_{climb} حداکثر سرعت صعود (برحسب کیلومتر بر ساعت) است. برای محاسبه زمان لازم برای رسیدن به ارتفاع H ، کافی است تابع $1/V_{climb}$ را بر اساس جدول ۵ تخمین زده و از آن انتگرال گرفته شود. با برآزش یک چندجمله‌ای می‌توان $1/V_{climb}$ به صورت زیر تخمین زد:

$$\frac{1}{V_{climb}} = 7.7H^3 - 24.03H^2 + 22.78H + 47.43 \quad (12)$$

با انتگرال‌گیری از رابطه بالا خواهیم داشت:

$$T_{\text{climb}} = 1.85H^4 - 8.01H^3 + 11.39H^2 + 47.43H \quad (13)$$

با جایگذاری ارتفاع فاز کروز (۳ کیلومتر) در رابطه بالا، مدت زمان صعود از سطح دریا تا ارتفاع فاز کروز، ۱۷۸ ثانیه به دست می‌آید.

۲-۴. طراحی موتور پیستونی

موتور پیستونی بر اساس میزان توان موردنیاز از میان موتورهای موجود می‌شود. یکی از موتورهایی که قابلیت تأمین توان یک ملخ در فازهای کروز و برخاست را دارد، موتور Lycoming O-360-A در جدول ۶ ارائه شده است.

جدول ۶. مشخصات موتور Lycoming O-360 [۲۱]

مدل موتور	O-360-A1A
حداکثر توان	۱۸۰ اسب بخار (در سطح دریا)
تعداد سیلندر	۴
حداکثر دور	۲۷۰۰
وزن خالص	۱۳۱/۶ کیلوگرم
ارتفاع	۰/۶۲ متر
عرض	۰/۸۵ متر
طول	۰/۷۵ متر

طبق جدول ۶ توان تولیدی این موتور در فاز برخاست کافی است؛ اما توان تولیدی موتور با افزایش ارتفاع کاهش می‌یابد، بنابراین باید قابلیت استفاده از این موتور در فاز کروز بررسی شود. طبق نمودار عملکردی این موتور (شکل ۶) در ارتفاع ۳ کیلومتر از سطح دریا، در شرایط استاندارد، قابلیت تأمین حداقل ۱۳۰ اسب بخار (۹۷ کیلووات) را دارد. بنابراین این موتور قابل استفاده در فاز کروز است.

۳-۴. محاسبه مقدار سوخت موردنیاز

مطابق راهنمای کاربر موتورهای Lycoming

می‌توان مقدار مصرف سوخت را در هر فاز تخمین زد [۲۱]. بر اساس این راهنمای کاربر، در فاز کروز (با فرض حداکثر وزن برخاست) هر موتور حدود ۸/۵ گالن بر ساعت (۳۲ لیتر بر ساعت) سوخت مصرف می‌کند. با فرض اینکه فاز کروز ۴ ساعت طول بکشد، کل سوخت موردنیاز فاز کروز حداکثر برابر با ۲۵۶ لیتر خواهد بود. عدد به دست آمده بیش از مقدار سوخت موردنیاز فاز کروز است، زیرا در حین پرواز وزن چندپره کم شده و در نتیجه مصرف سوخت آن نیز کم می‌شود. با توجه به اینکه فاز صعود تنها ۳ دقیقه طول می‌کشد، از مصرف سوخت این فاز صرف نظر می‌شود. سوخت موتور Lycoming O-360-A از نوع Avgas است. چگالی این سوخت حدود ۷۱۹ کیلوگرم بر مترمکعب است. بنابراین جرم سوخت موردنیاز برابر با ۱۸۵ کیلوگرم خواهد بود.

۵. طراحی سیستم انتقال قدرت

سیستم انتقال قدرت شامل دو جعبه‌دنده از نوع مخروطی است، زیرا موتور طوری نصب می‌شود که شفت آن افقی است، در حالی که شفت ملخ باید عمودی باشد. در این بخش به جای طراحی، یک جعبه‌دنده موجود که می‌تواند در چندپره مورد استفاده قرار گیرد، انتخاب می‌شود.

۵-۱. الزامات انتخاب جعبه‌دنده

مطابق جدول ۴ دور ملخ در فاز کروز برابر با ۱۰۴۴ دور بر دقیقه و توان مصرفی آن برابر با ۸۳/۸ کیلووات (۱۱۲ اسب بخار) است. با توجه به ارتفاع و توان مصرفی فاز کروز، طبق شکل ۶ دور



محاسبه شود.

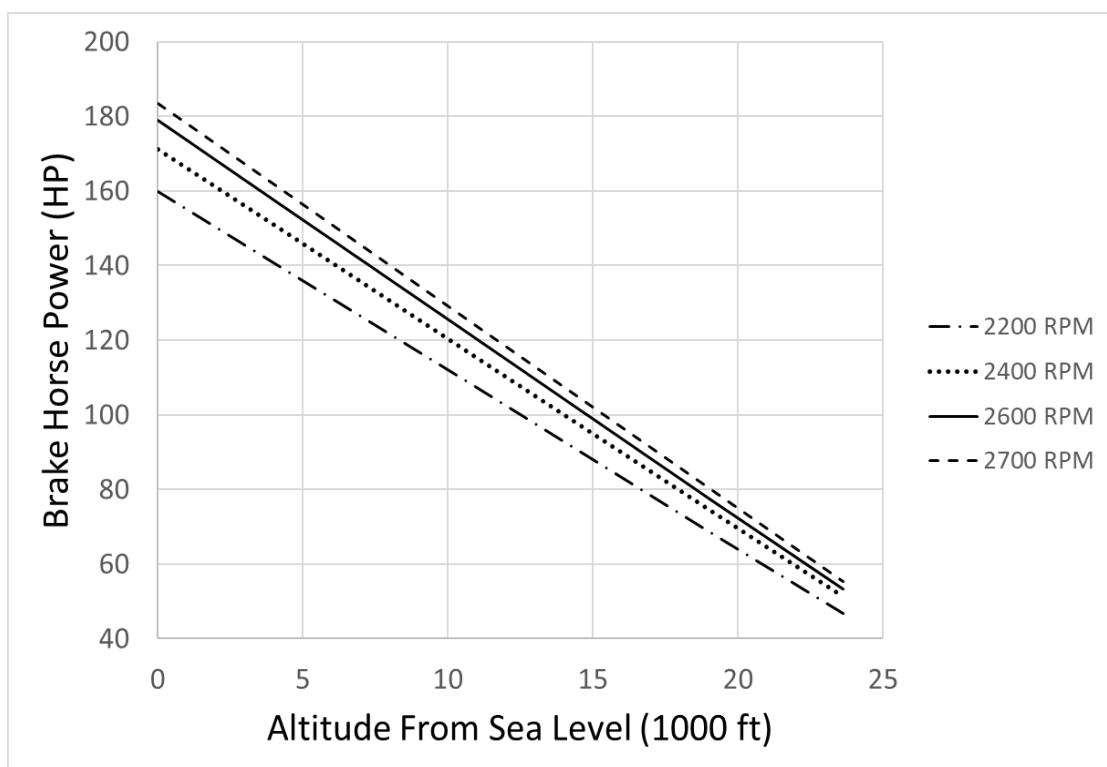
۶-۱. تخمین ممان اینرسی اجزا در دستگاه مختصات بدنه خود

برای تخمین ممان اینرسی، تمام اجزای پرنده به جز ملخ به شکل مکعب فرض می‌شوند. بعضی از اجزا، مانند موتورهای الکتریکی، سازه و ... هنوز طراحی نشده‌اند. برای تخمین ممان اینرسی آن‌ها، ممان اینرسی یک مکعب مستطیل به ابعاد چندپره (طبق بخش ۱-۴) که وزن آن برابر با اختلاف وزن برخاست تخمینی و وزن اجزای طراحی شده است، محاسبه می‌شود. در جدول ۷ نتیجه محاسبه ممان اینرسی ارائه شده است. لازم به ذکر است که محور X بدنی هر جزء موازی با راستای حرکت مستقیم پرنده بوده و محور Y بدنی هر جزء موازی با خط اتصال مرکز ملخ‌های موتور بنزینی است.

موتور در فاز کروز حدود ۲۱۰۰ دور بر دقیقه است. بنابراین نسبت دور جعبه‌دنده باید حدود ۲ باشد. همچنین جعبه‌دنده باید قابلیت تحمل حداکثر دور موتور، یعنی ۲۷۰۰ دور بر دقیقه را داشته باشد. جعبه‌دنده Servomech BG 250 تمام ملزومات موردنیاز را دارد. مطابق [۲۲]، وزن این جعبه‌دنده برابر با ۱۴۵ کیلوگرم بوده و ابعاد آن حدود ۲۵ سانتی‌متر در ۴۴ سانتی‌متر در ۲۵ سانتی‌متر است.

۶. تخمین ممان اینرسی

برای محاسبه ممان اینرسی چندپره در دستگاه مختصات بدنه، ابتدا باید ممان اینرسی هرکدام از اجزا در دستگاه مختصات بدنه خود محاسبه شده و با استفاده از قانون محورهای موازی، ممان اینرسی اجزا در دستگاه مختصات بدنه چندپره محاسبه شده و در نهایت جمع آن‌ها



شکل ۶. نمودار عملکردی و مصرف سوخت موتور Lycoming O-360-A [۲۱]

جدول ۷. ممان اینرسی اجزای چندپره

اجزاء	ممان اینرسی حول محور x ((kg.m ²)	ممان اینرسی حول محور y ((kg.m ²)
موتور بنزینی	۱۲/۱۴	۱۰/۳۸
جعبه‌دنده	۱/۵۱	۳/۰۹
باک سوخت	۱۳/۸۴	۱۳/۸۴
ملخ	۱۸۳۰/۴	۱۸۳۰/۴
سایر	۳۵/۲۸	۳۵/۲۸

(۱۴)

$$I_{XX} = 2I_{XX,engine} + 2I_{XX,gearbox} + 2I_{XX,propeller} + I_{XX,fuel} + I_{XX,other} = 4778.8 \text{ kg.m}^2$$

(۱۵)

$$I_{YY} = 2I_{YY,engine} + 2I_{YY,gearbox} + 2I_{YY,propeller} + I_{YY,fuel} + I_{YY,other} = 2676.9 \text{ kg.m}^2$$

جدول ۸. ممان اینرسی اجزای چندپره در دستگاه

مختصات بدنه چندپره

جزء	P_y (m)	جرم (kg)	I_x kg.m ²	I_y kg.m ²
موتور	55/1	6/131	31/328	38/10
جعبه‌دنده	55/2	145	37/944	09/3
باک سوخت	0	5/210	74/15	74/15
ملخ	55/2	5/24	6/194	28/35

۲-۶. محاسبه ممان اینرسی کل در دستگاه مختصات بدنه

طبق این قضیه ممان اینرسی یک جسم حول یک محور دلخواه A، برابر با جمع ممان اینرسی جسم حول محور عبوری از مرکز جرم و موازی با A و حاصل ضرب جرم جسم در مجذور فاصله دو محور است. بنا بر این قضیه اگر جانمایی اجزا مشخص شود، می‌توان ممان اینرسی چندپره را در دستگاه مختصات بدنه محاسبه کرد. تمام اجزا در راستای محور طولی بدنه چیده می‌شوند و فاصله ارتفاعی اجزاء از مرکز جرم پرنده ناچیز فرض می‌شود؛ در نتیجه صرفاً فاصله اجزاء از محور عرضی چندپره لحاظ می‌شود. در جدول ۸ نتیجه محاسبه ممان اینرسی اجزاء در دستگاه مختصات بدنه چندپره ارائه شده است. در این جدول P_y فاصله هر جزء از محور عمودی، I_x ممان اینرسی در راستای محور x و I_y ممان اینرسی در راستای محور y هستند. مقدار کل ممان اینرسی چندپره در راستای محورهای طولی و عرضی از روابط زیر محاسبه می‌شود:

۷. طراحی سیستم پیشران الکتریکی

معیار طراحی سیستم پیشران الکتریکی، توانایی آن در ایجاد شتاب زاویه‌ای است. سیستم پیشران الکتریکی به نحوی طراحی می‌شود که قابلیت ایجاد شتاب زاویه‌ای ۰/۲ رادیان بر مجذور ثانیه حول محور x و y را داشته باشد. سخت‌ترین شرایط پروازی حالتی است که در آن پرنده حداکثر بار را با حداکثر سرعت در سقف پروازی جابه‌جا می‌کند. از آنجایی که بار داخل بدنه قرار نمی‌گیرد و به وسیله کابل به بدنه متصل می‌شود، امکان دارد، امتداد کابل دقیقاً از مرکز جرم پرنده عبور نکند و در نتیجه مقداری گشتاور ناخواسته ایجاد کند. مقدار انحراف خط اثر وزن بار از مرکز جرم به اندازه ۳۰ سانتی‌متر در جهت محور X و ۳۰ سانتی‌متر در جهت محور Y در نظر گرفته شده است.



در جدول ۹ مشخصات هندسی یک نمونه ملخ قابل استفاده برای سیستم پیشران الکتریکی ارائه شده است.

جدول ۹. مشخصات هندسی ملخ سیستم پیشران

الکتریکی

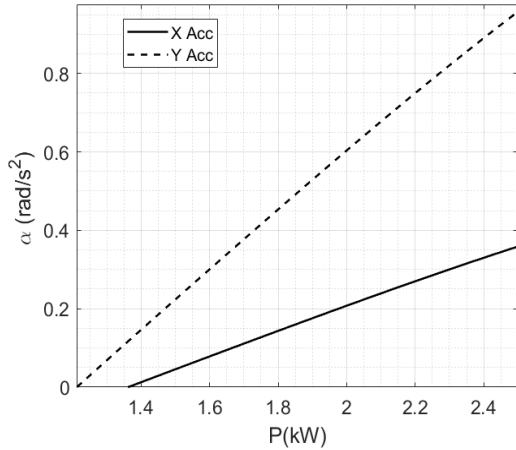
تعداد پره	4
شعاع	متر 6/0
کورد	متر 08/0
ایرفویل	NACA 6412
زاویه پیچش	0

در شکل ۷ مقدار حداکثر شتاب زاویه‌ای قابل دستیابی (در صورت حمل ۸۰۰ کیلوگرم بار) برحسب توان متوسط یک موتور الکتریکی (نصف حداکثر توان موتور یک موتور الکتریکی) رسم شده است. محاسبات بر اساس روش BEMT انجام شده است. مطابق شکل ۷ برای دستیابی به شتاب زاویه‌ای ۰/۲ رادیان بر مجذور ثانیه در راستای محور x، توان متوسط یک موتور الکتریکی باید ۲/۱ کیلووات باشد. بنابراین مجموع توان مصرفی متوسط موتورهای الکتریکی ۸/۴ کیلووات است. در نتیجه طبق شکل ۸ دور آن باید از ۲۰۰۰ تا ۲۸۰۰ دور بر دقیقه متغیر باشد. بنا بر اطلاعات موجود در بازار، وزن موتور یک موتور DC و برانشلس با ویژگی‌های فوق در حدود ۱۸ کیلوگرم است.

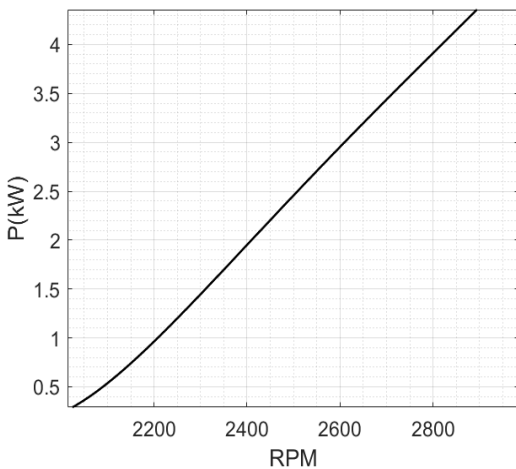
نوع باتری مورد استفاده لیتیومیون است. طبق مرجع [۲۳] انرژی مخصوص باتری‌های لیتیومیون معمول حدود ۱۳۵ وات ساعت بر کیلوگرم است. با توجه به اینکه توان متوسط سیستم پیشران الکتریکی برابر با ۸/۴ کیلووات بوده و مدت زمان پرواز تقریباً ۴ ساعت است، با

لحاظ کردن ضریب اطمینان ۱/۱ وزن باتری از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$W_{battery} = 1.1 \times \frac{8400 \times 4}{135} = 273.8 \text{kg} \quad (16)$$



شکل ۷. حداکثر شتاب زاویه‌ای قابل دستیابی برحسب توان مصرفی متوسط موتور الکتریکی



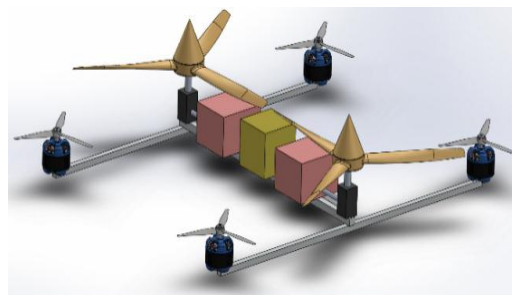
شکل ۸. توان یک ملخ الکتریکی برحسب دور (شرایط کروز)

۸. طراحی سازه بدنه و اسکید

با توجه به اینکه در این مقاله به طراحی مفهومی چندپره پرداخته می‌شود، برای سازه بدنه و اسکید شکل ساده‌ای لحاظ شده و بر اساس معیار تنش، ابعاد آن محاسبه می‌شود. سازه اولیه متشکل از ۳ تیر و به شکل H در نظر گرفته شده



است. در شکل ۹ شمای کلی سازه و اجسامی که روی آن قرار گرفته‌اند، قابل مشاهده است. پروفیل تیرها I شکل در نظر گرفته شده است. زیرا پروفیل I شکل از مناسب‌ترین پروفیل‌ها برای تحمل گشتاور خمشی است.



شکل ۹. شمای کلی سازه و بارگذاری روی آن

۸-۱. انتخاب جنس سازه

طبق مرجع [۲۴] آلیاژهای آلومینیوم قیمت ارزان، وزن سبک و سختی متوسطی داشته؛ بنابراین در اکثر سازه‌های هوایی استفاده می‌شوند. همچنین طبق این مرجع آلیاژهای سخت آلومینیوم قسمت عمده (بین ۷۰ تا ۸۰ درصد) بدنه هواپیماها (به‌خصوص هواپیماهایی که قبل از سال ۲۰۰۰ میلادی ساخته شده‌اند) را تشکیل می‌دهد. بنا بر گزاره‌های بالا، آلیاژ آلومینیوم T6-۲۰۱۴، که از آلیاژهای سخت آلومینیوم محسوب می‌شود، برای ساخت اسکلت سازه استفاده خواهد شد. طبق مرجع [۲۵] چگالی آلومینیوم T6-۲۰۱۴ برابر با ۲۸۰۰ کیلوگرم بر مترمکعب و تنش تسلیم آن برابر با ۴۰۰ مگاپاسکال است.

۸-۲. روش تعیین ابعاد برای سطح مقطع تیرها

در حالت حداکثر وزن برخاست (۲۲۵۰ کیلوگرم)، با ترسیم بارهای وارده به هر یک از تیرها و به دست آوردن توزیع گشتاور در طول

تیر، سطح مقطعی که بیشینه تنش کششی را تحمل می‌کند، به دست می‌آید. حداکثر تنش نرمال برای تیرهای متقارن در حالتی که تحت گشتاور خمشی باشد، طبق رابطه زیر به دست می‌آید [۲۵]:

$$\sigma = \frac{Mh}{2I} \quad (17)$$

در رابطه بالا، σ تنش خمشی در سطح مقطع، M گشتاور وارده بر سطح مقطع، h ضخامت تیر و I ممان اینرسی سطح مقطع است. با جایگذاری حداکثر تنش قابل تحمل تیر (تنش تسلیم) در رابطه بالا، نسبت ضخامت تیرها به ممان اینرسی آن‌ها به دست می‌آید:

$$\frac{h}{I} = \frac{2\sigma_y}{kM_{max}} \quad (18)$$

مقدار k در رابطه فوق ضریب اطمینان طراحی است و طبق استاندارد CAD 2708 مقدار آن باید حداقل ۱/۵ باشد. بنابراین مقدار k برابر با ۱/۵ در نظر گرفته خواهد شد. بنابراین با داشتن مقدار بیشینه گشتاور و مقدار تنش تسلیم برای ماده موردنظر، حداکثر h/I با استفاده از رابطه ۱۸ محاسبه می‌شود. بر اساس این مقدار از جدول استاندارد تیرهای I شکل، سایز مناسب انتخاب شده و جرم کل تیر محاسبه می‌شود.

۸-۳. طراحی ابعاد تیرهای بدنه

در حین پرواز بیشترین نیرو در لحظه فرود به پرنده وارد می‌شود. برای یافتن ابعاد مناسب تیرهای اصلی و تیرهای جانبی، ابتدا باید بارگذاری در حالت فرود به دست آید. مطابق استاندارد CAD 2708، سازه اصلی روتورکرفت^۴ باید در حین فرود اضطراری قادر به تحمل شتابی معادل با ۱۲ برابر شتاب جاذبه زمین باشد. البته این استاندارد برای روتورکرفت سرنشین‌دار نوشته شده و ضرایب اطمینان برای

طراحی پرنده بدون سرنشین کمتر از پرنده سرنشین دار است. در این مقاله شتاب فرود ۴ برابر شتاب جاذبه زمین در نظر گرفته خواهد شد. در شکل ۱۲ بارگذاری تیر میانی در لحظه فرود نمایش داده شده است. حاصل ضرب شتاب اینرسی اجزا در جرم آن‌ها به صورت نیرو در نظر گرفته شده است، در نتیجه بارگذاری نمایش داده شده در حال تعادل است. در این شکل شتاب جاذبه با نماد g ، شتاب لحظه فرود با نماد a نیروی تکیه‌گاه با نماد N و نیروی اینرسی تیر با فلش‌های آبی‌رنگ نشان داده شده است. مقدار نیروی تکیه‌گاه را، با توجه به تعادل بارگذاری، می‌توان طبق معادله زیر به دست آورد:

$$N = \frac{1}{2}(a + g)(2m_{Gear} + 2m_{Prop} + 2m_{Engine} + m_{Fuel} + m_p + m_{Battery} + m_{Main}) \quad (19)$$

در رابطه بالا تمامی مقادیر، به جز جرم تیر که m_{Main} نمایش داده شده، معلوم است. از آنجایی که مقدار جرم تیر وابسته به مقدار نیروی تکیه‌گاه است، باید به صورت تکراری، مطابق روند زیر مقدار آن را به دست آورد:

۱. مقداری جرم تیر حدس زده می‌شود؛

۲. مقدار N محاسبه می‌شود؛

۳. گشتاور پیشینه محاسبه می‌شود؛

۴. با استفاده از روابط بخش ۲-۸ جرم تیر

حساب می‌شود؛

۵. اگر مقدار محاسبه شده و مقدار حدسی جرم تیر کمتر از ۱ درصد اختلاف داشتند، محاسبه به اتمام رسیده است. در غیر این صورت، روند از گام اول تکرار می‌شود.

روند محاسبه ابعاد سطح مقطع تیرهای جانبی کاملاً مشابه با تیر اصلی است. در دو طرف تیر جانبی نیرویی به اندازه $(a + g)m_{motor}$ وارد

می‌شود. طول تیر اصلی برابر با ۵/۵ متر و طول تیر جانبی برابر با ۶/۷ متر (طبق محاسبات بخش ۴-۱) در نظر گرفته شده است. در جدول ۸ موقعیت اجزای چندپره در صفحه افقی داده شده است. همچنین، فاصله هر موتور الکتریکی از محور y برابر با ۳/۳ متر و از محور x برابر با ۲/۷۵ متر است. با استفاده از داده‌های جدول بالا، معادله‌های بخش ۲-۸ و روند طراحی معرفی شده، تیر اصلی از نوع S12x31.8 و تیر جانبی از نوع I80 بوده و مجموع وزن سازه بدنه برابر با ۱۲۱/۳ کیلوگرم خواهد بود.

۸-۴. طراحی اسکید فرود

هندس اسکید باید ویژگی‌های زیر را داشته باشد:

۱) طول اسکید باید به اندازه‌ای باشد که بدنه، ارتفاع کافی از سطح زمین برای راحتی در بارگذاری داشته باشد؛

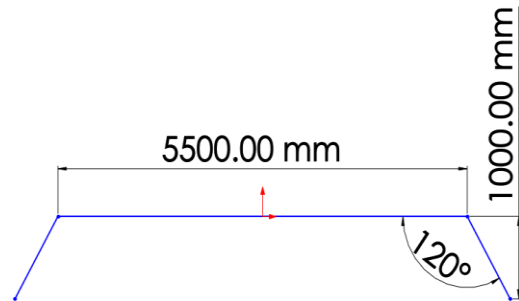
۲) زوایای اسکید با بدنه باید به اندازه‌ای باشد که در هنگام فرود برای چندپره پایداری طولی و عرضی ایجاد کند؛

۳) سطح مقطع اسکید باید برای تحمل گشتاور خمشی مناسب باشد.

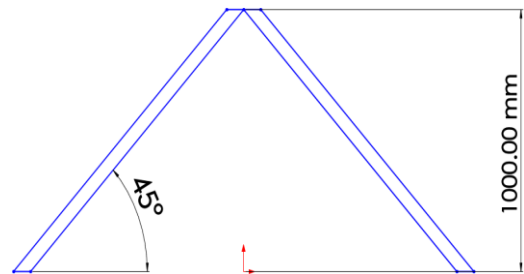
با توجه به ویژگی‌های ۱ و ۲، ارتفاع بدنه از سطح زمین برابر با ۱ متر لحاظ می‌شود. از طرفی زاویه اسکید با بدنه در نمای دید از روبه‌رو ۱۲۰ درجه و زاویه اسکید با بدنه در نمای دید از کنار برابر با ۴۵ درجه در نظر گرفته می‌شود (شکل‌های ۱۰ و ۱۱). برای عدم وارد شدن ضربه به تیرهای جانبی سازه بدنه (که نسبت به تیر اصلی سست‌تر هستند)، شکل اسکید به صورت مثلثی در نظر گرفته شد تا هنگام فرود، نیروی ناشی از ضربه به بدنه اصلی وارد شود. با



در نظر گرفتن ویژگی‌های بیان‌شده، طول هر تیر اسکید برابر با ۱/۶۳ متر و زاویه آن با خط عمود بر زمین برابر با ۵۲/۲۴ درجه به دست می‌آید.



شکل ۱۰. دید از روبه‌روی بدنه و اسکید فرود



شکل ۱۱. دید از کنار اسکید فرود چندپره

سطح مقطع اسکید با فرض فرود در شرایط زیر طراحی می‌شود:

(۱) هنگام فرود یکی از تیرهای اسکید به زمین برخورد می‌کند؛

(۲) ضربه با زاویه ۹۰ درجه نسبت به راستای تیر، به اسکید وارد می‌شود؛

(۳) شتاب وارده به پرند ۴ برابر شتاب جاذبه زمین است.

با استفاده از معادله‌های بخش ۸-۲ مقطع S12x31.8 برای تیرهای اسکید انتخاب می‌شود.

همچنین جرم کلی اسکید برابر با ۱۱۰/۳ کیلوگرم به دست می‌آید.

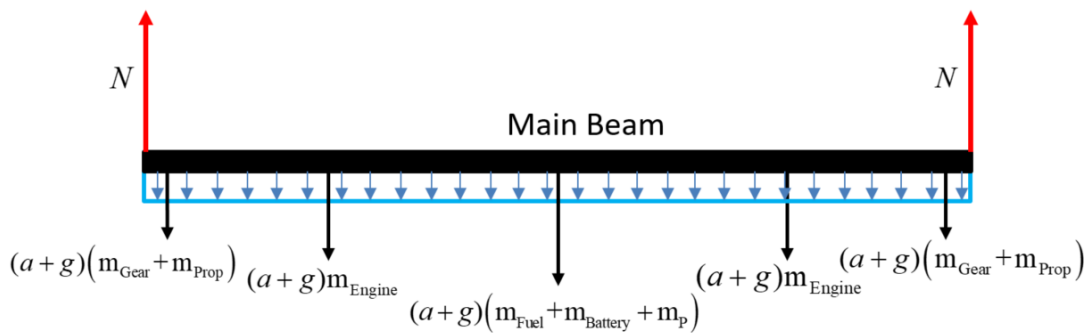
۹. نتیجه‌گیری

برای ارزیابی، طراحی وزن برخاست تخمینی با وزن برخاست محاسبه‌شده مقایسه می‌شود. در

جدول ۱۰ وزن زیرسیستم‌های طراحی شده و وزن بار ارائه شده است. مطابق این جدول مجموع وزن زیرسیستم‌های طراحی‌شده ۲۱۶۴/۲ کیلوگرم است. بنابراین تخمین اولیه وزن برخاست (۲۲۵۰ کیلوگرم) تقریباً برابر با مقدار وزن برخاست محاسبه شده است. همچنین باید توجه داشت که برخی از اجزای پرند در این فاز طراحی لحاظ نشده‌اند؛ برای نمونه پمپ سوخت، پمپ روغن برای جعبه‌دنده و موتور سوختی، سیستم‌های اویونیک، کابل‌ها و ... لحاظ نشده‌اند. با لحاظ کردن وزن این زیرسیستم‌ها، اختلاف کمتر نیز خواهد شد. در مجموع می‌توان گفت مقدار به‌دست‌آمده برای وزن برخاست قابل قبول است.

در این مقاله، روش طراحی یک چندپره با ساختاری جدید با قابلیت حمل بار ۸۰۰ کیلوگرم و بُرد ۴۰۰ کیلومتر، با کاربرد مدیریت بحران بررسی شد. با توجه به عملکرد تعریف‌شده، سیستم پیشران هیبرید بدون تبدیل انرژی انتخاب شد. بدین صورت که وظیفه حمل بار بر عهده موتورهای سوختی و وظیفه کنترل بر عهده موتورهای الکتریکی قرار گرفت. طراحی مفهومی مبتنی بر وزن برخاست چندپره انجام شد. وزن برخاست پرند در حدود ۲۲۵۰ کیلوگرم، توان دو موتور پیستونی برابر با ۱۸۰ اسب بخار، قطر ملخ‌های سوختی برابر با ۴/۸ متر، حداکثر توان چهار موتور الکتریکی برابر با ۴/۲ کیلووات، قطر ملخ‌های الکتریکی برابر با ۱/۲ متر و ابعاد بدنه برابر با ۶/۷۲ متر در ۵/۵ متر در ۱/۷ متر به دست آمد. با توجه به مشخصات گفته‌شده این پرند می‌تواند در کاربرد حمل وسایل ضروری و کمک به منطقه آسیب‌دیده، همچنین ایجاد شبکه مخابراتی موقت استفاده شود.





شکل ۱۲. بارگذاری تیر اصلی در حین فرود

Disaster Management: A Scoping Review," *Science & Justice* 62, no. 1 (2022): 30-42.

5. Koki Yakushiji, Hiroshi Fujita, Mikio Murata, Naoki Hiroi, Yuuichi Hamabe, and Fumiatsu Yakushiji, "Short-Range Transportation Using Unmanned Aerial Vehicles (Uavs) During Disasters in Japan," *Drones* 4, no. 4 (2020): 68.
6. K Yakushiji, F Yakushiji, and H Fujita, "The Quality of Blood Dropped from an Unmanned Aerial Vehicle (Drone)," *Hematology & Transfusion International Journal* 8 (2020): 38-40.
7. Fumiatsu Yakushiji, Koki Yakushiji, Mikio Murata, Naoki Hiroi, Keiji Takeda, and Hiroshi Fujita, "The Quality of Blood Is Not Affected by Drone Transport: An Evidential Study of the Unmanned Aerial Vehicle Conveyance of Transfusion Material in Japan," *Drones* 4, no. 1 (2020): 4.
8. Timothy Amukele, Paul M Ness, Aaron AR Tobian, Joan Boyd, and Jeff Street, "Drone Transportation of Blood Products," *Transfusion* 57, no. 3 (2017): 582-88.
9. Lino Guzzella and Antonio Sciarretta, *Vehicle Propulsion Systems* (Heidelberg: Springer, 2013), 10-11.
10. Teresa Donato, Luigi Spedicato, and Davide Pio Placentino, "Design and Performance Evaluation of a Hybrid Electric Power System for Multicopters," *Energy Procedia* 126 (2017): 1035-42.
11. Matija Krznar, Danijel Pavković, Mihael Cipek, and Juraj Benić,

جدول ۱۰. وزن زیرسیستم‌های طراحی شده و بار

وزن (کیلوگرم)	سیستم
۴۹۶/۸	سیستم پیشران سوختی
۲۹۰	سیستم انتقال قدرت
۳۴۵/۸	سیستم پیشران الکتریکی
۲۳۱/۶	سازه
۸۰۰	بار
۲۱۶۴/۲	جمع

۱۰. مراجع

1. Max Roser Hannah Ritchie. "Natural Disasters." OurWorldInData.org. Last modified Accessed 2014. <https://ourworldindata.org/natural-disasters>.
2. Milan Erdelj, Enrico Natalizio, Kaushik R Chowdhury, and Ian F Akyildiz, "Help from the Sky: Leveraging Uavs for Disaster Management," *IEEE Pervasive Computing* 16, no. 1 (2017): 24-32.
3. Chunbo Luo, Wang Miao, Hanif Ullah, Sally McClean, Gerard Parr, and Geyong Min. "Unmanned Aerial Vehicles for Disaster Management." In *Geological Disaster Monitoring Based on Sensor Networks*, 83-107: Springer, 2019.
4. Sharifah Mastura Syed Mohd Daud, Mohd Yusmiadil Putera Mohd Yusof, Chong Chin Heo, Lay See Khoo, Mansharan Kaur Chainchel Singh, Mohd Shah Mahmood, and Hapizah Nawawi, "Applications of Drone in



- 2018.
19. James Carvill, *Mechanical Engineer's Data Handbook* (Oxford: Butterworth-Heinemann, 1994), 163.
 20. R.W. Prouty, *Helicopter Performance, Stability, and Control* (Florida: R.E. Krieger Publishing Company, 1995), 663-665.
 21. Lycoming. *Lycoming Operator's Manual*. 8th ed. Williamsport: Lycoming, 2009.
 22. Servomech. *Bevel Gearboxes*. 01/12 vols., 2012.
 23. Ji-San Kim, Dong-Chan Lee, Jeong-Joo Lee, and Chang-Wan Kim, "Optimization for Maximum Specific Energy Density of a Lithium-Ion Battery Using Progressive Quadratic Response Surface Method and Design of Experiments," *Scientific Reports* 10, no. 1 (2020): 1-11.
 24. Adrian Mouritz, *Introduction to Aerospace Materials* (Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012), 5-8.
 25. J.T. DeWolf, D. Mazurek, F.P. Beer, and E.R. Johnston, *Mechanics of Materials* (New York: McGraw-Hill Education, 2014),
- "Modeling, Controller Design and Simulation Groundwork on Multirotor Unmanned Aerial Vehicle Hybrid Power Unit," *Energies* 14, no. 21 (2021): 7125.
12. Matija Krznar, Petar Piljek, Denis Kotarski, and Danijel Pavković, "Modeling, Control System Design and Preliminary Experimental Verification of a Hybrid Power Unit Suitable for Multirotor Uavs," *Energies* 14, no. 9 (2021): 2669.
 13. Danijel Pavković, Matija Krznar, Mihael Cipek, Davor Zorc, and Maja Trstenjak, "Internal Combustion Engine Control System Design Suitable for Hybrid Propulsion Applications," 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2020.
 14. Matija Krznar, Danijel Pavković, Yuliia Kozhushko, Mihael Cipek, Davor Zorc, and Mladen Crneković, "Control System Design for Hybrid Power Supply of an Unmanned Aerial Vehicle Based on Linearized Averaged Process Models," 2020 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2020.
 15. Jon Verbeke, Dries Hulens, Herman Ramon, Toon Goedeme, and Joris De Schutter, "The Design and Construction of a High Endurance Hexacopter Suited for Narrow Corridors," 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2014.
 16. Taehyung Kim and Sungkyung Hong, "Control System Design and Experimental Validation of Hybrid Multicopter for Endurance Enhancement," *Asia-pacific Journal of Modeling and Simulation for Mechanical System Design and Analysis* 2, no. 1 (2017): 15-20.
 17. Jan Roskam, *Airplane Design: Preliminary Sizing of Airplanes* (Kansas: DARcorporation, 1985), 2-4.
 18. Alexander Timofeev. *Skyfchain Operating Platform*. Russia, Kazan,

پی نوشت

1. Multicopter
2. VTOL
3. Skid
4. Rotorcraft

