

نوع مقاله: پژوهشی

تاریخ دریافت: ۱۳۹۷/۳/۲۳ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۱/۶

طراحی سیستم انرژی خورشیدی جهت تأمین انرژی الکتریکی هواپیمای فوق سبک به منظور تشخیص دود و اعلان حریق

حمید رادمش

دانشیار، دانشکده مهندسی برق، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

radmanesh@ssau.ac.ir

چکیده: هدف از این مقاله طراحی و امکان سنجی ساخت یک هواپیمای سبک وزن خورشیدی است که توانایی پرواز بی وقفه به مدت ۲۴ ساعت را تنها با تکیه بر انرژی خورشیدی دارد. انرژی مورد نیاز در طول روز با پنل‌های خورشیدی جذب می‌شود؛ مقداری به صورت مستقیم برای پرواز استفاده می‌شود و مازاد انرژی، برای پرواز در طول شب در باتری هواپیما ذخیره می‌شود. سپس از این هواپیما برای مأموریت‌هایی که نیاز به مداومت پروازی طولانی است استفاده خواهد شد. به همین منظور یک سیستم تشخیص حریق و اعلان به ایستگاه زمینی طراحی و برای نصب آن در هواپیما تمهیداتی در نظر گرفته شده است. در این مقاله یک روش تحلیلی برای تشکیل مدل پیش بینی جرم هواپیما ارائه می‌شود که بر مبنای دخالت دادن تمام ادوات الکتریکی و مکانیکی است. به نحوی که بتوان به یک مدل طراحی بهینه دست یافت. این روش تحلیلی، مبتنی بر توازن جرم و انرژی در مراحل مختلف پرواز است. با دخالت دادن نزدیک ۳۰ پارامتر مختلف در این مدل‌سازی، در نهایت با توجه به اهداف تعیین شده، به مشخصه‌های طراحی مورد نظر همچون طول بال بهینه هواپیما، ظرفیت باتری، ارتفاع پروازی، سطح توان فرستنده و... می‌توان دست یافت. یک چهارچوب شبیه‌سازی الکتریکی معرفی و در نرم افزار سیمولینک متلب^۱ به صورت زمان واقعی اجرا شد که نتایج آن ارائه شده است. برای صحت عملکرد مدل شبیه‌سازی شده، یک نمونه آزمایشگاهی ساخته شده است و تمام پارامترهای پروازی، الکتریکی و مکانیکی روی آن آزمایش شده است.

واژه‌های کلیدی: هواپیمای خورشیدی، انرژی خورشیدی، شبیه‌سازی الکتریکی، سلول‌های خورشیدی، حسگر دود، اعلان حریق.

* نویسنده مسئول

۱. مقدمه

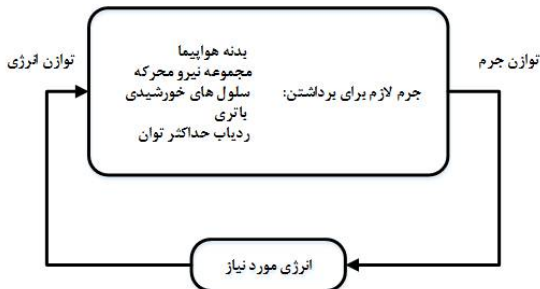
خورشیدی و ساخت باتری های ذخیره سازی انرژی، اکنون امکان دریافت و ذخیره انرژی وجود دارد و همین مسئله باعث شده در زمینه هواپیماهای خورشیدی مقیاس کوچک، توسعه چشمگیری حاصل شود [۸-۱۰]. در مواجهه با محدودیت های انتخاب ساختار بال هواپیما، فعالیت های مثبتی انجام گرفته است؛ به عنوان راه حل، پرنده های بدون سرنشینی با قابلیت تغییر حالت از وضعیت بال ثابت به وضعیت کوادروتور (بالگردهای چهارموتوره) طراحی و مدل سازی شده اند [۱۱]. در زمینه پرنده های با مأموریت خاص هم استفاده از هواپیماهای بدون سرنشین با استقبال مناسبی روبه رو شده است. استفاده از چندین هواپیما بدون سرنشین غیر خورشیدی با قابلیت پرواز در ارتفاع پایین، به منظور بررسی مراتع و جنگل ها با تعیین چهارچوبی مبتنی بر استفاده از حسگرهای مادون قرمز پیش تر بررسی شده است [۱۲]. فضای عمل کافی برای مانور تحقیقاتی بر روی پرنده های سبک وزن خورشیدی با مأموریت خاص وجود دارد و توسعه روزافزون فناوری های دخیل در طراحی سلول های خورشیدی، باتری و ردیاب های حداکثر توان، هر روز اشتیاق ما را برای کار در این حوزه بیشتر از گذشته می کند [۱۳]. در سال های اخیر، بر روی پرنده های بدون سرنشین در کلاس های کاری و سرعت های مختلف کار شده است؛ همچون پرنده های هیبریدی مبتنی بر ترکیب سلول های خورشیدی، باتری و سلول های سوختی در سرعت های پایین و مدت پرواز بالا و کلاس کاری ۲۰۰ وات به دنیا معرفی شده است. به منظور استفاده از چنین سیستم نیرومحرکه های پیچیده ای، نیاز است تا سیستم مدیریت توان قابل اعتمادی در نظر گرفته شود که بسته به نیاز و طبق برنامه مشخصی توان تأمین شود و نه فقط بر اساس مشخصه فنی تولیدکننده های توان طراحی شود [۱۴-۱۶]. اصول سیستم الکتریکی هواپیما بر معیارهایی است که می تواند برای بهبود دامنه پرواز و زمان پرواز بهینه سازی شده طراحی و ساخته شود. در مرجع [۱۷] دو نوع هواپیما به منظور طراحی بهینه سیستم الکتریکی بررسی شده که شامل هواپیما بال ثابت و هواپیمای قابل شارژ خورشیدی است. کاربرد هواپیمای خورشیدی در ناوگان دریایی و اثر پارامترهای مختلف روی عملکرد آن در مرجع [۱۸] بررسی شده است. در مرجع [۱۹] یک سلول خورشیدی انعطاف پذیر ساخته شده بر روی یک بستر فیلم شفاف توسعه یافته است. حداکثر توان خروجی ۵۵۰ وات و نسبت قدرت به وزن ۲۷۵mW/g برای یک سلول خورشیدی یکپارچه با اندازه ۱۱۵×۱۱ میلی متر به دست آمده است. به عنوان اولین کاربرد این سلول خورشیدی انعطاف پذیر

هواپیماهای بدون سرنشین که به اختصار به آن ها UAV گفته می شود، وسیله هایی هستند که قابلیت انجام هر سه مرحله برخاستن، پرواز و فرود را بدون حضور خلبان در داخل هواپیما دارند [۱]. متخصصان بر این باورند که با استفاده از انرژی های پاک نظیر انرژی خورشیدی به جای انرژی های حاصل از سوخت های فسیلی از آلودگی های زیست محیطی و خطرات مرتبط با آن همچون افزایش دمای هوا و تغییرات گسترده آب و هوایی در زمین که اثر گلخانه ای نامیده می شود، می توان جلوگیری کرد [۲]. از طرفی جایگزین کردن منابع انرژی نو، سطح وابستگی به منابع تمام شدنی را نیز پایین می آورد. اجماع این دلایل و فاکتورها و جست و جو برای پیدا کردن فناوری های جدید و انواع مختلف نیروهای محرکه، مسیری را برای مطالعه امکان سنجی استفاده از انرژی تابشی خورشید به عنوان منبع انرژی در هواپیماها، به خصوص هواپیماهای با مأموریت خاص باز کرد [۳]. فلسفه عملکرد هواپیماهای بدون سرنشین خورشیدی راه اندازی و به حرکت درآوردن این وسیله پرنده به صورت خودگردان و متناسب با نوع مأموریتی است که از قبل برای آن تعریف شده است. همین مسئله باعث به وجود آمدن تفاوت ساختاری میان این مدل هواپیما با مدل معمول سیستم محرکه احتراق شیمیایی می شود [۴]. پژوهش و تحقیق در زمینه هواپیماهای بدون سرنشین خورشیدی دارای پیشینه قابل قبولی است و در سال های اخیر فعالیت های مهمی در این راستا انجام گرفته است. برای مثال در فعالیت مشتری که بین دانشگاه توکای ژاپن و دانشگاه عبدالعزیز عربستان سعودی انجام گرفت، مدل سازی کامل یک هواپیما خورشیدی در راستای ساختن یک شبیه ساز پرواز کامل انجام گرفت و مدل به دست آمده در شبیه سازی کنترل ارتفاع آزمایش شد [۵]. متداول ترین ساختار در هواپیماهای خورشیدی استفاده از پنل های فتولتائیک، ردیاب حداکثر توان و یک بانک باتری قابل اعتماد است [۶]. اگرچه این نوع ساختار در مواردی که ما فضای نصب زیادی داریم بسیار کاراست، محدودیت های فضای نصب، نیاز به نوآوری و اعمال تغییرات در این ساختار را روزه روز آشکارتر می سازد. یکی از این روش ها تغییر در پیکربندی آرایش آرایه های فتولتائیک است؛ بخشی که وظیفه اصلی را برای در تهیه انرژی الکتریکی برای پرنده بدون سرنشین خورشیدی بر عهده دارد [۷]. به لطف پیشرفت قابل توجه در بهینه سازی و بهبود عملکرد موتور، افزایش بازده سلول های

طول روز نیز همواره در حال تغییر است. در طول روز نیز دارای نقطه حداکثر و نقطه حداقل تابش است. برای یک مأموریت مشخص که در یک مکان مشخص تعیین شده است، این پارامترها بایستی در نظر گرفته شوند تا مشخص شود که پیل‌های خورشیدی در طول زمان و بسته به نوع مأموریت باید دارای چه مشخصاتی باشند. از نظر موقعیت جغرافیایی استان تهران به مرکزیت شهر تهران، با وسعتی حدود ۱۸۸۱۴ کیلومتر مربع بین ۳۴ تا ۳۶/۵ درجه عرض شمالی و ۵۰ تا ۵۳ درجه طول شرقی قرار گرفته است. از نظر شدت دریافت نور خورشید، در منطقه مناسبی قرار گرفته و دارای پتانسیل خوبی است.

۳. مدل ریاضی پیش‌بینی وزن

روش طراحی ارائه‌شده بر اساس توازن بین جرم و انرژی است. بلوک دیاگرام توازن بین جرم و انرژی در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل (۱): توازن انرژی و جرم در هواپیمای بدون سرنشین خورشیدی

نحوه طراحی مفهومی و تشکیل مدل مکانیکی به این صورت است که ابتدا رابطه توان مورد نیاز برای سطح پرواز معرفی می‌شود، سپس نحوه محاسبه مقدار انرژی خورشیدی روزانه به کمک روابط ریاضی نشان داده خواهد شد، در ادامه با دخالت دادن تمامی عناصر تشکیل‌دهنده این هواپیما، حلقه مدل پیش‌بینی وزن تشکیل خواهد شد و طرح‌واره روش طراحی ارائه خواهد شد و در نهایت راه‌حل ریاضی به منظور یافتن پاسخ حلقه نشان داده می‌شود.

۴. انرژی مورد نیاز روزانه

۴.۱. توان مورد استفاده برای سطح پرواز (P_{lev})

برای به دست آوردن توان مورد نیاز برای برخاستن هواپیما از رابطه (۱) استفاده شده است [۱۳].

$$P_{lev} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \frac{\sqrt{2} AR g^3}{\rho} \frac{m^{3/2}}{b} = a \frac{m^{3/2}}{b} \quad (1)$$

که C_L نیروی برخاستن، C_D نیروی کشش، b بیانگر طول بال و AR نسبت مربع طول بال به محیط بال (S) است.

در هواپیما، یک هواپیمای خورشیدی توسعه یافته است و یک پرواز بین قاره‌ای را در سراسر ایالات متحده به اتمام رسانده است. یک روش گرافیکی برای ارزیابی استقامت تقریبی هواپیما بدون سرنشین در مرجع [۲۰] ارائه شده است. این روش بر پایه اصل تعادل انرژی در این مطالعه تعیین شده است. با توجه به این اصل، استقامت کروز به عنوان یک پرواز پایدار در نظر گرفته می‌شود که در آن اثرات تاریخ و مکان در نظر گرفته می‌شود، اما سایر اثرات (شتاب یا مسیر پرواز) نادیده گرفته می‌شوند. اولاً برای پیش‌بینی کل انرژی هواپیما، یک مدل برداشت انرژی بر اساس تابش خورشید روشن آسمان معرفی شده است. سپس، عبارت مورد استفاده برای محاسبه مصرف انرژی برای هواپیما در سطح پرواز نمایش داده می‌شود. پس از آن، روند برآورد استقامت توصیف شده است. همچنین استفاده از انرژی‌های تجدیدپذیر در هواپیما رواج فراوانی داشته و در مقالات متعددی به طراحی و شبیه‌سازی سیستم‌های خورشیدی، پیل سوختی و ... جهت کاربرد هوایی پرداخته شده است [۲۱-۲۳].

در مقاله حاضر با در نظر گرفتن پروفایل‌های تابش نور خورشید در منطقه مورد بررسی در این پروژه (تهران)، سیستم تأمین نیرومحرکه خورشیدی طراحی شده که دارای دو مزیت اصلی است: میزان نوبز پایین و قابلیت عملکرد طولانی مدت. سپس با تکیه بر استفاده از تجربیات گذشته و اطلاعات فعلی، سعی شده یک خط سیر جدید در راستای طراحی هواپیماهای خورشیدی سبک‌وزن معرفی شود که مبتنی بر حفظ تعادل بین وزن پرنده خورشیدی و میزان انرژی مورد نیاز است. این مقاله دارای چند بخش مجزاست که هر یک پایه و اساس بخش‌های دیگر است. مأموریت جانبی این پرنده خورشیدی در این پروژه، گشت‌زنی بر روی مراتع و جنگل‌ها با هدف یافتن حریق و ارسال گزارش تعیین شده است. در بخش تحلیلی، طراحی مفهومی به کمک معادلاتی که معرفی خواهند شد، با ارائه یک مدل ریاضی، پیش‌بینی وزن هواپیما و انتخاب مشخصه‌های مرتبط انجام شده است. نتایج شبیه‌سازی مورد بحث قرار گرفته است. سپس شبیه‌سازی زمان واقعی در محیط سیمولینک معرفی می‌شود که این امکان را می‌دهد تا وضعیت شارژ باتری را در زمان‌های دلخواه پیش‌بینی شود و تأثیر تغییر بعضی از پارامترها بر روی پرواز بی‌وقفه را مستقیماً بتوان مشاهده کرد. به منظور صحت عملکرد، یک مدل آزمایشگاهی ساخته شده و رفتار بخش‌های مختلف هواپیما و سنسورها در حین پرواز آزمایش شده است.

۲. پروفایل تابش در منطقه جغرافیایی تهران

تابش امواج خورشید در هر نقطه از کره زمین متفاوت است و در

۲.۴. مصرف توان الکتریکی کل ($P_{elec\ tot}$)

توان الکتریکی مصرفی کل به کمک رابطه (۲) محاسبه می شود.

$$P_{elec\ Tot} = \frac{1}{\eta_{ctrl} \eta_{mot} \eta_{grb} \eta_{plr}} P_{lev} + \frac{1}{\eta_{bec}} (P_{av} + P_{pld}) \quad (2)$$

که $\eta_{ctrl}, \eta_{mot}, \eta_{grb}, \eta_{plr}$ نمایانگر بازده های پروانه، گیربکس، موتور و کنترل کننده الکتریکی است. همین طور P_{av} مصرف توان بخش خودکار هواپیما و P_{pld} مصرف توان محموله ای است که قرار است توسط هواپیما حمل شود. با اضافه کردن مدت زمان طول روز و طول شب، معادله نهایی توصیف کننده انرژی الکتریکی مورد نیاز هواپیما طبق رابطه (۳) به دست خواهد آمد.

$$E_{elec\ tot} = P_{elec\ tot} \left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg} \eta_{dchrg}} \right) \quad (3)$$

۳.۴. انرژی خورشیدی روزانه

انرژی الکتریکی کل را برحسب سطح مقطع سلول خورشیدی، بازده سلول های خورشیدی، بازده خمیدگی، بازده ردیاب حداکثر توان و طول رو و حداکثر مقدار تابش خورشیدی روزانه به صورت رابطه (۴) می توان محاسبه کرد.

$$E_{elec\ tot} = \frac{I_{max} T_{day}}{\pi / 2} A_{sc} \eta_{wthr} \eta_{sc} \eta_{cbr} \eta_{mppt} \quad (4)$$

که A_{sc} سطح مقطع سلول خورشیدی، η_{sc} بازده سلول های خورشیدی، η_{cbr} بازده خمیدگی، η_{mppt} بازده ردیاب حداکثر توان و η_{wthr} حداکثر مقدار تابش خورشیدی روزانه است.

۵. جرم های اثرگذار بر مدل تخمین جرم

برای هر بخش از هواپیما، به منظور دستیابی به مقدار جرم کل m و جای گذاری آن در رابطه (۱) لازم است تا مقادیر و روابط مؤثر به درستی معرفی و معادلات مربوط ذکر شود.

۵.۱. مجموعه جرم های ثابت

این مجموعه فارغ از قرار گرفتن دیگر قطعات است و مقادیر m_{av} جرم سیستم هدایتگر خودکار هواپیما و m_{pld} جرم قسمت محموله در آن در نظر گرفته شده است و از رابطه (۵) به دست می آید.

$$m_{fixed} = m_{av} + m_{pld} = a_3 \quad (5)$$

۲.۵. جرم سلول های خورشیدی

در این بخش سطح مورد نیاز بال هواپیما برای پوشیده شدن توسط سلول های خورشیدی به صورت دقیق محاسبه خواهد شد تا بین مقدار انرژی الکتریکی مصرفی روزانه و انرژی الکتریکی کل به دست آمده از خورشید، توازن برقرار باشد. سطح پوشش مورد نیاز توسط پنل های خورشیدی را از رابطه (۶) به دست می آید.

$$A_{sc} = \frac{\pi}{2 \eta_{sc} \eta_{chrg} \eta_{mppt} I_{max} \eta_{dchrg}} \left(1 + \frac{1}{\eta_{chrg} \eta_{dchrg}} \right) P_e \quad (6)$$

که در آن، $\eta_{chrg}, \eta_{dchrg}$ به ترتیب بازده شارژ و دی شارژ هستند. برای به دست آوردن مقدار جرم (m_{sc})، سطح پوشش مورد نیاز پنل های خورشیدی در مقدار ضرایب ثابت چگالی سطح سلول و چگالی محفظه بندی ضرب می شود.

۳.۵. ردیاب نقطه حداکثر توان

استفاده از ردیاب حداکثر توان به منظور تهیه بیشترین میزان توان ممکن ضروری است. جرم ردیاب نقطه حداکثر توان از رابطه (۷) به دست می آید.

$$m_{mppt} = k_{mppt} I_{max} \eta_{sc} \eta_{cbr} \eta_{mppt} A_{sc} = a_4 A_{sc} \quad (7)$$

که در آن k_{mppt} نسب جرم با مقدار توان ماکزیمم است و برابر مقدار $1/2368 \text{ Kg/W}$ است.

۴.۵. باتری

جرم باتری با مقدار انرژی ای که لازم است ذخیره کند، رابطه مستقیم دارد؛ نحوه محاسبه این جرم در رابطه (۸) نشان داده شده است.

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{\eta_{dchrg} k_{bat}} P_{elec\ tot} \quad (8)$$

۵.۵. مجموعه تأمین نیروی محرکه

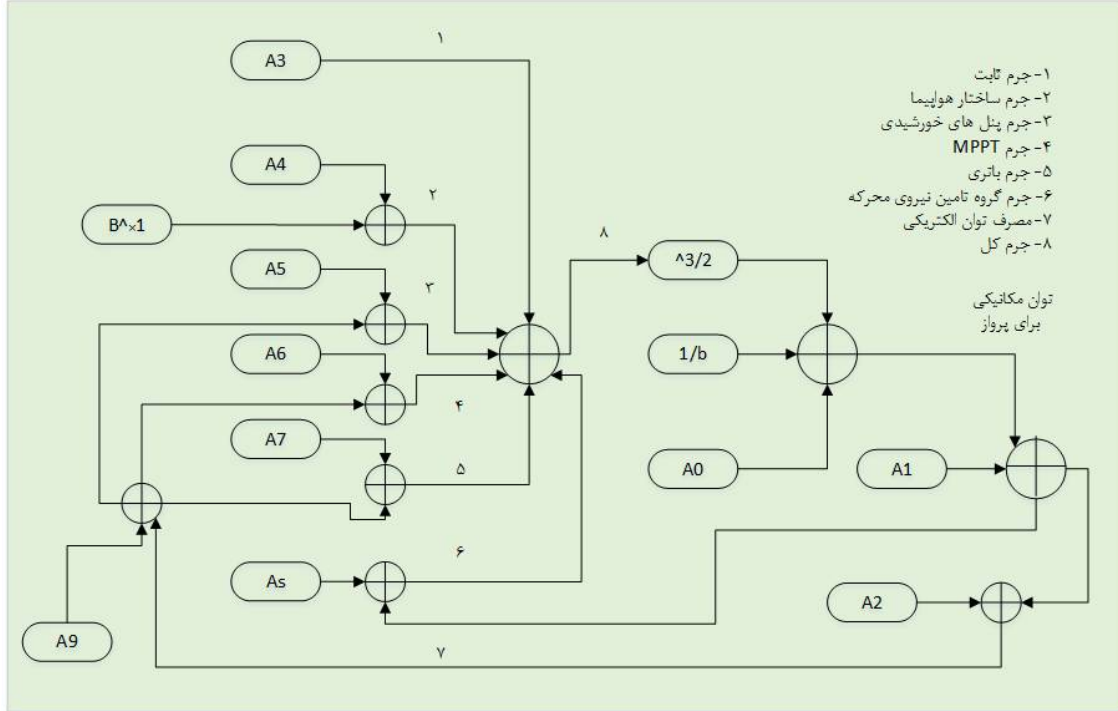
مدل سازی مجموعه تأمین نیروی محرکه کار ساده ای نیست زیرا از چهار بخش اصلی شامل ادوات کنترل الکترونیکی، موتور، گیربکس و پروانه تشکیل شده است که هر کدام دارای چگالی و بازده مخصوص خود هستند. رابطه ای که در مدل پیش بینی جرم برای جرم تأمین نیروی محرکه در این طراحی استفاده شده، به صورت رابطه (۹) است.

در دسترس و توسعه تمامی مدل‌های جرم، اکنون بلوک دیاگرام ارائه شده در شکل (۱) به بلوک دیاگرام تحلیلی شکل (۲) تبدیل می‌شود.

$$m_{prop} = K_{prop} P_{lev} = K_{prop} a_1 \frac{m^{3/2}}{b} \quad (۹)$$

۵. مدل تخمین جرم

با استخراج روابط انرژی مورد نیاز روزانه، میزان انرژی خورشیدی



شکل (۲): طرح‌واره روش طراحی شده

بهبودسازی در حال تغییر هستند تا بهترین طرح‌بندی هواپیما تعیین شود، طول بال هواپیما و متغیر نسبت منظری (AR) در این دسته قرار می‌گیرند.

جدول (۱): پارامترهایی که ثابت‌اند یا ثابت فرض شده‌اند

پارامتر	مقدار	واحد	توضیح
AR	۱۲/۹	-	نسبت منظری (AR)
B	۳/۱	[m]	طول بال
M	۲/۶	[Kg]	جرم کل

لیست کامل از پارامترهایی که ثابت‌اند یا ثابت فرض شده‌اند و پارامترهایی که با نوع مأموریت مشخص شده‌اند و همین‌طور متغیرهایی که به شکل و ساختار هواپیما مرتبط‌اند. در جداول (۱)، (۲) و (۳) دسته‌بندی شده است.

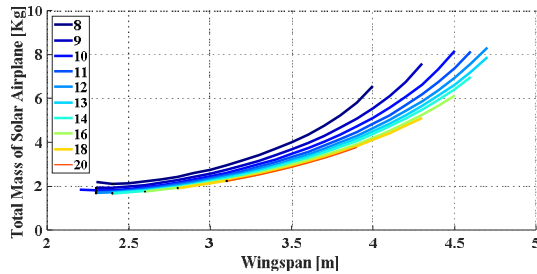
در مدل تخمین وزن، همه‌المان‌های تأثیرگذار در ساخت هواپیما ارائه شده است. برای اینکه اطلاعات قابل استفاده و کاربردی استخراج شود، لازم است که در بین بیش از ۳۰ پارامتر تأثیرگذار در مدل، سه دسته‌بندی متفاوت به شرح زیر مشخص شود:

- گروه اول پارامترهایی هستند که به یک فناوری خاص مرتبط هستند و معمولاً ثابت بوده یا حداقل برای یک طراحی قابل قبول، ثابت در نظر گرفته می‌شوند. برای مثال بازده‌های موتور و پروانه که برای کاربردهای مشخص بایستی حوالی ۸۵٪ باشند.
- گروه دوم از پارامترها به عملیات مرتبط هستند که شامل چگالی هوا (مرتبط با ارتفاع پرواز)، طول زمان روز و شب (بسته به زمان و مکان) و مصرف توان و جرم محموله.
- گروه سوم شامل پارامترهایی هستند که در طول

جدول (۳): متغیرهایی مرتبط با شکل و ساختار هواپیما				جدول (۲): پارامترهایی که با نوع مأموریت مشخص شده‌اند			
پارامتر	مقدار	واحد	توضیح	پارامتر	مقدار	واحد	توضیح
m_{pld}	۰/۰۵	Kg	جرم بار و محموله	C_L	۰/۸	-	ضریب لیفت سطح بالواره
η_{wth}	۰/۷	-	ضریب حاشیه تابش	C_{Daf1}	۰/۰۱۳	-	ضریب کشش سطح بالواره
P_{pld}	۰/۵	[W]	مصرف توان محموله	C_{Dpar}	۰/۰۰۶	-	ضریب کشش پارازیت
P	۱/۱۶۵۵	$\left[\frac{Kg}{m^3} \right]$	چگالی هوا (۵۰۰ متر)	E	۰/۹	-	نرخ راندمان Oswald
T_{day}	۱۳/۲*۳۶۰۰	☉	طول روز	I_{max}	۹۵۰	W/m^2	تابش حداکثر
				k_{bat}	۱۹۰*۳۶۰۰	J/Kg	چگالی انرژی لیتیوم یون
				k_{sc}	۰/۳۲	Kg/m^2	چگالی جرم سلول خورشیدی
				k_{enc}	۰/۲۶	Kg/m^2	چگالی جرم محفظه
				k_{mppt}	۰/۰۰۰۴۲	Kg/W	جرم نسبت توان ردیاب حداکثر توان (MPPT)
				k_{prop}	۰/۰۰۸	Kg/W	جرم نسبت توان گروه تأمین نیروی محرکه
				k_{af}	۰/۴۴/۹/۸۱	Kg/m^3	ثابت جرم ساختار
				m_{av}	۰/۱۵	Kg	جرم سیستم هدایت خودکار
				η_{sc}	۰/۱۶۹	-	راندمان سلول خورشیدی
				η_{cbr}	۰/۹۰	-	راندمان پنل‌های خورشیدی انحنای داده شده
				η_{chrg}	۰/۹۵	-	راندمان شارژ باتری
				η_{ctrl}	۰/۹۵	-	راندمان کنترل کننده موتور
				η_{dchrg}	۰/۹۵	-	راندمان دشارژ باتری
				η_{grb}	۰/۹۷	-	راندمان گیربکس
				η_{mot}	۰/۸۵	-	راندمان موتور
				η_{mppt}	۰/۹۷	-	راندمان ردیاب حداکثر توان (MPPT)
				η_{plr}	۰/۸۵	-	راندمان پروانه
				P_{av}	۱/۵	[W]	توان سیستم اتو پایلوت
				X_2	۰/۲۵	-	مرتبط با نسبت منظری

۶. خلاصه روش طراحی شده و نتایج آن در محیط متلب

با توجه به مأموریت محوله به هواپیما و پارامترهای فناورانه مرتبط، حلقه تشکیل شده در شکل (۳) در محیط متلب پیاده‌سازی شده است.



شکل (۳). پیکربندی احتمالی که نشانگر جرم کل به‌عنوان تابعی از طول بال (b) و مقادیر مختلف ضریب منظری (AR)

هدف اصلی طراحی هواپیمایی است که امکان پرواز مداوم به مدت ۲۴ ساعت را داشته باشد و بهترین زمان برای انجام این کار ماه‌های تابستان (به‌خصوص ماه ششم و هفتم میلادی) است که شدت تابش خورشید در منطقه مورد بررسی (تهران) بالاتر از حد استاندارد در نظر گرفته شده در طراحی است. مدت زمان تابش روزانه حدود ۱۳ ساعت در نظر گرفته شده است. برای تعیین طرح بندی کلی هواپیما با توجه به پارامترهای فنی و مأموریتی، مقادیر مختلف نسبت منظری (AR) و طول بال (b) مرتباً در برنامه نویسی مربوطه قرار گرفته و برای هر ترکیبی در طی مسیر طرح بندی‌های مختلفی امکان‌سنجی می‌شود و در صورت قابل قبول بودن، معادلات حل خواهد شد تا مشخص شود که جرم ناخالص هواپیما در نهایت تعیین شود. شکل (۳) نتایج حاصل را برحسب جرم کلی هواپیما به نسبت طول بال نشان می‌دهد. همان طور که مشخص است، کمترین طول بالی که هواپیما برای یک پرواز بی وقفه باید داشته باشد، حدود ۲/۳ متر است. محدودیت دیگری

از بین این پارامترها تنها AR و b متغیر در نظر گرفته شده است و بقیه پارامترها ثابت‌ها هستند. از همه این پارامترها و مقادیر آن‌ها برای حل ریاضیاتی حلقه استفاده شده است.

استخراج می‌شود. با در نظر گرفتن سطح پنل‌ها و بازده سلول‌ها و ردیاب حداکثر توان، مقدار توان الکتریکی در دسترس به دست می‌آید.

بخش دوم المان‌های مصرف‌کننده توان است، مانند مدارهای ارتباطی و فرستنده‌ها و بخش‌های کنترلی پرنده که با دریافت انرژی الکتریکی کار می‌کنند.

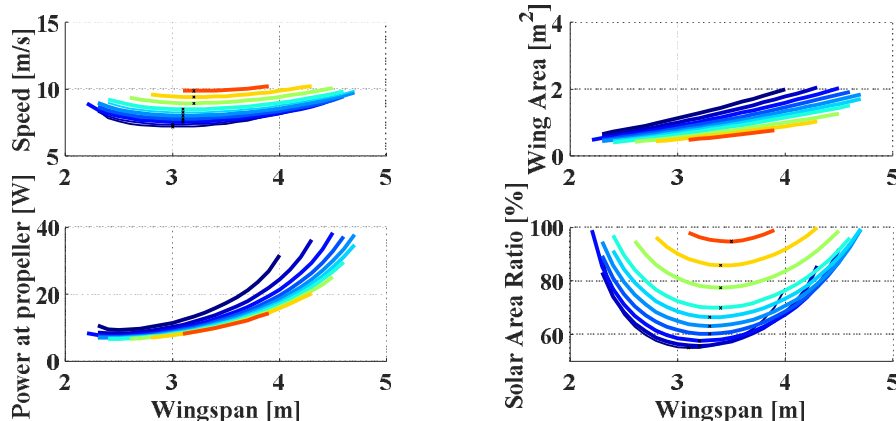
بخش سوم، مرحله اصلی پرواز است، همراه با افزایش ارتفاع امکان ذخیره انرژی نیز در نظر گرفته می‌شود. همچنین بلوک «تنظیم‌کننده موتور» وظیفه وفق دادن وضعیت پرواز بین حالت‌های گلایدینگ (پرواز بدون نیروی موتور)، بالارونده و سطح پرواز اصلی مبتنی بر مقدار توان خورشیدی در دسترس در همان لحظه را به عهده دارد.

بخش چهارم شامل ذخیره‌سازی انرژی در باتری است. در این مورد وضعیت باتری با دخالت دادن بازده شارژ و دشارژ در حالت حداکثر ظرفیت در نظر گرفته می‌شود.

در محل تلاقی این سه بخش اول، دوم و چهارم، بلوک مدیریت توان وجود دارد تا انرژی جاری شده را در جهت مناسبی هدایت کند. در واقع با داشتن توان الکتریکی گرفته شده از ژنراتور خورشیدی و کل توان مصرفی و تفاضل این دو مقدار، باتری را با مقدار اضافه انرژی شارژ یا دشارژ می‌کند.

که وجود دارد، طول بال بیشتر از $4/6$ متر است زیرا پرواز بی‌وقفه با این طول بال امکان‌پذیر نیست. دلیل آن هم این است که با مدل پیش‌بینی وزنی که در این مقاله در نظر گرفته شده است، با افزایش طول بال هواپیما، بدنه هواپیما از حد مجاز سنگین‌تر خواهد شد و بنابراین با توان در دسترس، امکان پرواز وجود ندارد. با داشتن جرم کل برای هر احتمال به دست آمده، می‌توان آن جرم را وارد حلقه شکل (۲) کرد تا دیگر مشخصه‌های هواپیما شامل سطح بال، سطح پنل‌های خورشیدی، توان‌های محاسبه شده در پروانه و همین‌طور سرعت پرواز محاسبه شود. شکل (۴) توان محاسبه شده در پروانه و سطح بال را بسته به طول بال (b) و نسبت منظری (AR) نشان می‌دهد. همچنین سطح پنل‌های خورشیدی و سرعت پرواز را بسته به طول بال (b) و نسبت منظری (AR) در این شکل نشان داده شده است.

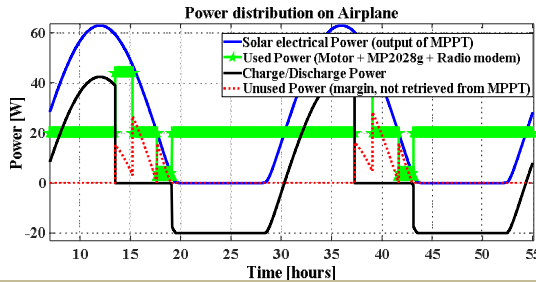
می‌توان آزمایش‌های متعددی را بر وضعیت‌های پروازی مختلف مانند اواخر عصر که باتری کامل شارژ شده ولی تابش برای مرحله اصلی پرواز ناکافی است انجام داد. در واقع این ابزار شبیه‌سازی اضافه بر روش بحث شده نیست و مکمل آن است. این شبیه‌ساز چهار بخش اصلی متمایز به شرح زیر دارد: بخش اول مدل تابش است و بستگی به زمان، جهت پنل‌ها متناسب با تابش خورشید، موقعیت جغرافیایی بر روی زمین و ضریب بازتابش نور در خروجی دارد. مقدار تابش در خروجی بر حسب وات بر مترمربع



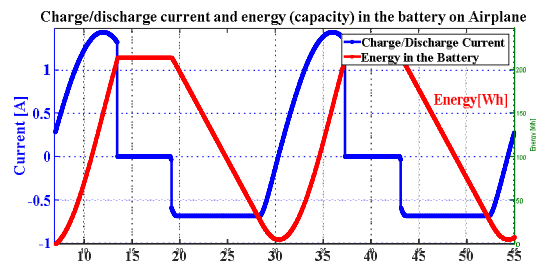
شکل (۴): توان محاسبه شده در پروانه، سطح بال، سطح پنل‌های خورشیدی و سرعت پرواز بسته به طول بال (b) و نسبت منظری

۷.۱. خروجی شبیه‌ساز الکتریکی

شکل‌های (۶) و (۷) نتایج حاصل از این شبیه‌سازی را نشان می‌دهد. روز اول تیر و شروع از ساعت هفت صبح برای شبیه‌سازی در نظر گرفته شده است.

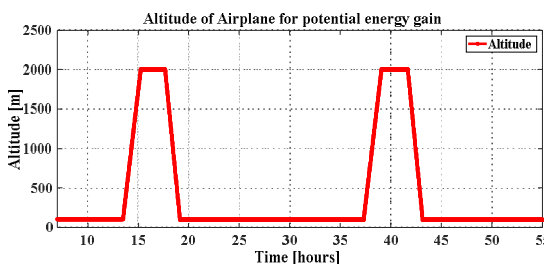


شکل (۶): نحوه توزیع توان الکتریکی در هواپیما



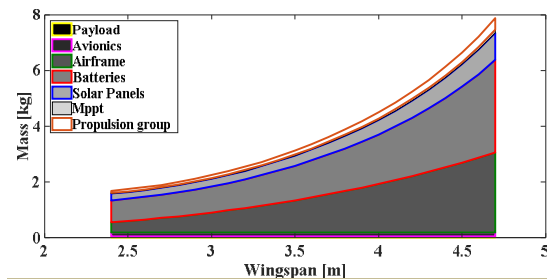
شکل (۷): جریان شارژ/دشارژ و ظرفیت باتری در طول دوره مطالعه

شکل (۶) نشان می‌دهد که حداکثر توان دریافتی از پنل‌ها در هنگام ظهر به مقدار ۸۰ وات می‌رسد. در طی این مدت باتری با مقدار اضافه انرژی در حال شارژ شدن است. مقدار توان مصرفی در حد ۲۰ وات و به صورت ثابت و یکنواخت است. بعد از گذشت ۱۸ ساعت دیگر پنل‌ها به تنهایی قادر به تأمین انرژی نخواهند بود و باتری شروع به تأمین مازاد انرژی درخواستی هواپیما می‌کند. شکل (۷) سطح جریان شارژ و دشارژ باتری هواپیما را در طول دوره مطالعه نشان می‌دهد. بیک جریان شارژ باتری به ۲ آمپر می‌رسد. شکل (۸) نمودار ارتفاع هواپیما را برحسب زمان نشان می‌دهد. این منحنی میزان ارتفاع قابل دسترسی به‌ازای پتانسیل انرژی به‌دست آمده در زمان‌های مختلف را تعیین می‌کند.



شکل (۸): ارتفاع قابل دسترسی/زمان

نتایج حاصل از این مدل‌سازی در محیط MATLAB، اطلاعاتی را که برای انتخاب طرح‌بندی نهایی هواپیما قطعی هستند نشان می‌دهد. این انتخاب در راستای شرایطی است که توسط کاربرد مورد نظر در این پژوهش تعیین شده است. در نهایت طول بال ۳/۲ متر، و نسبت منطری ۱۳ و طول وتر بال هواپیما ۲۵ سانتی‌متر تعیین شده است. وزن هدف هواپیما نیز ۲/۵۵ کیلوگرم به دست آمده است. شکل (۵) اطلاعات بسیار مهمی از وزن بخش‌های مختلف هواپیما را نشان می‌دهد؛ برای مثال، چند درصد از وزن کل مربوط به کدام یک از اجزا و قطعات است. این اجزا شامل سیستم تأمین نیروی محرکه، ردیاب‌های حداکثر توان، پنل‌های خورشیدی، باتری‌ها، بدنه هواپیما، سیستم هدایت خودکار و بخش محموله هواپیماست.



شکل (۵): نحوه توزیع وزن با توجه به مقدار نسبت منطری ۱۳ و مقدار طول بال ۳/۲ متر

۷.۲. شبیه‌سازی الکتریکی زمان واقعی

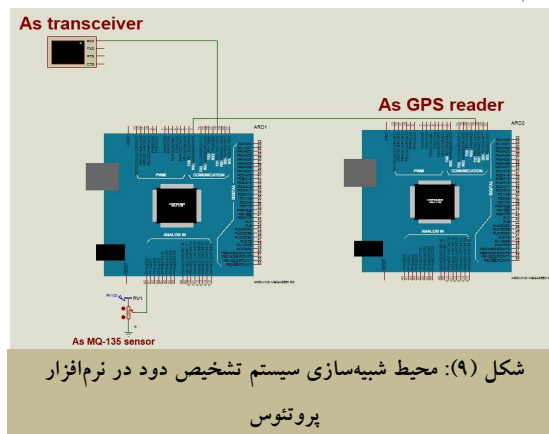
در روشی که تا اینجا ارائه شده، میزان تابش در منطقه جغرافیایی تهران به صورت یک مقدار متوسط در طول کل روز در نظر گرفته شده است. بنابراین اطلاعاتی که در انتها از خروجی به دست آمد، راهکاری است که پرواز خورشیدی را در طول همان روز خاص ممکن می‌سازد. برای دستیابی به سیر تکاملی پرواز لحظه‌به‌لحظه با تابشی که در طول روز در حال تغییر است، بایستی امکان مانیتورینگ همه متغیرها و تحلیل نحوه جاری شدن انرژی بر روی هواپیما از غروب تا طلوع و بالعکس وجود داشته باشد.

شبیه‌سازی زمان واقعی این امکان را فراهم می‌کند تا وضعیت شارژ باتری قابل پیش‌بینی شود و توانایی دسترسی به حاشیه انرژی در صبح ممکن شود. هدف بعدی از اجرای شبیه‌سازی زمان واقعی، مشاهده تحلیل تغییر بعضی از پارامترها بر روی پرواز بی‌وقفه است. برای مثال با کم کردن مقدار راندمان مساحت پنل‌های خورشیدی، می‌توان مقدار خسارت و تأثیر آن بر روی امکان‌سنجی پرواز مداوم ۲۴ ساعته را مشاهده کرد.

۲.۷. شبیه‌سازی قسمت تشخیص دود و سیستم ارسال اخطار

از آنجا که مأموریت این پرنده به منظور گشت‌زنی و تشخیص حریق و ارسال گزارش تعیین شده است، به کمک یک فرستنده و گیرنده SX1276 که در رنج فرکانسی ۱۳۷ تا ۱۰۲۰ مگاهرتز کار می‌کند و قطعه جی‌پی‌اس u-blox6 و مجموعه‌ای از حسگرهای تشخیص سطح دود (مجموعه MQ) و همین‌طور یک برد میکروکنترلی آردوینو امکان برنامه‌ریزی برای تشخیص خودکار دود و ارسال گزارش لحظه‌ای به ایستگاه زمینی وجود دارد.

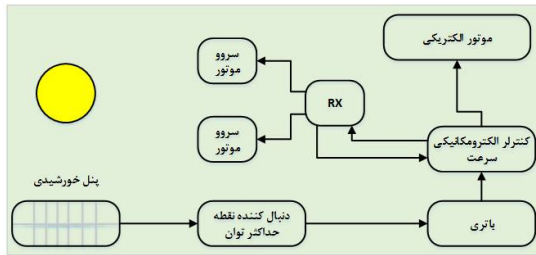
در صورتی که پرنده خورشیدی در ارتفاع مناسب پرواز کند، به کمک حسگرهای تشخیص سطح دود تعبیه‌شده در هواپیما، مقدار سطح غیرمجاز تعریف‌شده دود را تشخیص داده شده و در همین حین قطعه جی‌پی‌اس بی‌وقفه در حال دریافت اطلاعات و ارسال آن به کمک قطعه فرستنده به سیستم گیرنده در مرکز کنترل ایستگاه زمینی است. مقدار حساسیت و غلظت مجاز در برنامه‌نویسی انجام گرفته در محیط آردوینو تنظیم شده و سطح حساسیت سنسورها قابل تغییر است. شبیه‌سازی سیستم تشخیص دود در محیط نرم‌افزار پروتئوس انجام گرفته است و در شکل (۹) مشاهده می‌شود.



۸. نتایج ساخت نمونه آزمایشگاهی

یکی از اهداف اصلی مقاله، داشتن یک پرنده با قابلیت بهره‌گیری از خورشید به‌عنوان یک منبع انرژی است. در انتخاب طرح‌واره مدار الکتریکی پرنده، مسائل متعددی مورد توجه قرار گرفت. شکل (۱۰) بلوک دیاگرام سیستم خورشیدی پرنده را نشان می‌دهد.

در این بلوک با تعبیه پنل‌های خورشیدی روی بال و اتصال خروجی آن‌ها به مدار دنبال‌کننده حداکثر توان، باتری هواپیما شارژ خواهد شد و از انرژی آن برای تأمین انرژی مورد نیاز پرنده استفاده می‌شود.



شکل (۱۰): بلوک دیاگرام مدار شارژ سیستم خورشیدی پرنده

۸.۱. سلول‌های خورشیدی

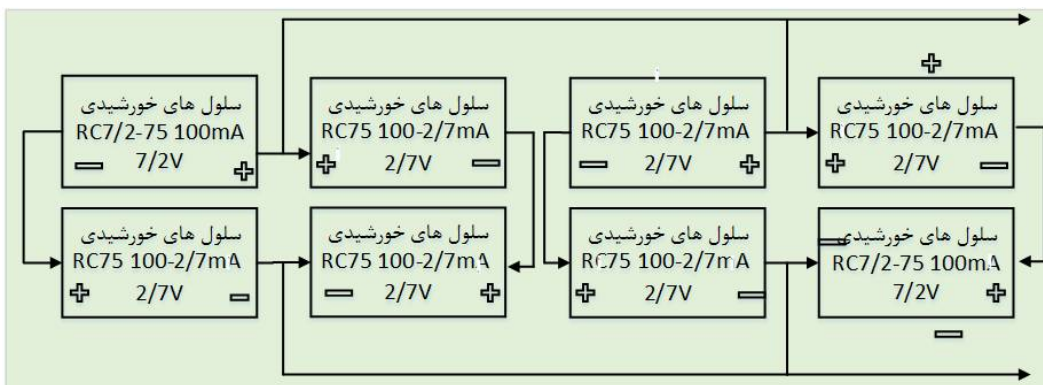
سلول‌های خورشیدی ساخته‌شده از ویفرهای سیلیکونی، کاربرد بسیاری دارند، سیلیکون عنصر فراوانی بر روی زمین است. تقریباً تمام عناصر و موادی که بر روی زمین یافت می‌شوند، ردی از سیلیکون در خود دارند. سه نوع تجاری از صفحات انرژی خورشیدی آماده برای مشتریان وجود دارد: تک‌کریستال، چندکریستال و سلول‌های سیلیکونی بی‌شکل. سلول‌های تک‌کریستال ابتدا خالص می‌شوند سپس با رشد دادن یک بذر کریستال در یک ماده مذاب حاصل می‌شوند. این بذر به‌عنوان یک کریستال‌ساز، برای باقی‌مانده پرورش کریستالی عمل می‌کند. سلول‌های تک‌کریستال، بهینه‌ترین سلول‌ها در تبدیل نور به الکتریسیته قابل استفاده هستند، سلول‌های تک‌کریستال با بازدهی ۱۷٪ در تبدیل نور به الکتریسیته عمل می‌کنند. این سلول‌ها در رشد فناوری بیشترین سرعت را دارند. سلول‌های سیلیکونی چندکریستاله حدود ۱۲ تا ۱۵٪ در تبدیل انرژی خورشید به الکتریسیته موفق هستند. قطعه‌های سیلیکون چندکریستاله بر اساس اندازه کریستال‌ها و تعداد ناخالصی‌های موجود پس از تولید طبقه‌بندی می‌شوند. هرچه مقدار ناخالصی‌ها بیشتر باشد، قطعه کم‌بهره‌تری به دست خواهد آمد. هرچه که اندازه ویفرهای کریستالی بزرگ‌تر باشد، هزینه تولید آن‌ها نیز بیشتر می‌شود. سیلیکون کریستالی از هر دو سلول‌های کریستالی تک و چندتایی ساخته می‌شوند. نوع دیگر این سلول‌ها، سیلیکون بی‌شکل است. مزیت این نوع سلول نسبت به رقبا، وزن سبک، تحمل گرمای بیشتر، تحمل خم شدن بیشتر و هزینه تولید کمتر است. قطعه‌های سیلیکون بدون شکل بهره حدود ۸ تا ۱۲٪ در تبدیل نور به الکتریسیته دارند. بزرگ‌ترین ایراد این سلول‌ها، چگالی کم آن‌ها در تولید توان برحسب وات در واحد متر مربع است. سلول‌های بی‌شکل بهره کم با انعطاف بالا و سلول‌های کریستالی بهره بالا با انعطاف کم دارند. سلول‌های خورشیدی با بهره بالا، سبک و بادوام از نیازهای اساسی بخش ساخت است. با سطحی به این اندازه کوچک بر روی بال برای وصل کردن سلول‌های خورشیدی، دریافت حداکثر توان از سطح کم بسیار

را در ساختارهای سری/موازی پیکربندی کرد. این کار با داشتن چهار گروه از جفت سلول‌های انجام می‌گیرد. توان کل خروجی آرایه حدود $7/2$ وات با مقاومت معادل $28/8$ اهم است. با داشتن هرکدام از سلول‌ها که ولتاژ $9/4$ V دارند، نیاز است که با آرایه‌های سری/موازی، $19/8$ V ولتاژ مورد نیاز برای شارژ باتری تولید شود. حداقل اندازه سیم مورد استفاده، سیم مسی با گنج 24 است. در انتهای مدار، یک دیود قطع‌کننده جریان معکوس مثل 1N5817 برای ممانعت از تغذیه معکوس از طرف باتری‌ها به صفحات خورشیدی قرار داده می‌شود که از این طریق صفحات از هر بازخورد احتمالی سیستم حفظ می‌شوند.

مهم بود. دوام سلول‌ها نیز به اندازه بهره مهم به نظر می‌رسد. در این بخش از صفحات سلول خورشیدی نازک و انعطاف پذیر که روی سطح بالایی سازه بال نصب می‌شوند استفاده شده است. یکی از صفحات منعطف خورشیدی، Solmaxx Flex با ولتاژ $2/7$ V و 200 mA بوده و مقدار جریان خروجی آن به ازای هر سلول 100 است. اگر قرار باشد که از این مدل استفاده شود حدوداً به چهار سلول با آرایه سری/ موازی نیاز است. کل سطح اشغال شده توسط Solmaxx حدود $282/56$ اینچ مربع است و بهره $8/4$ درصدی دارد.

۲.۸ طراحی رابط

برای افزایش حداکثری مقدار خروجی صفحات خورشیدی باید آن‌ها



شکل (۱۱): پیکره‌بندی آرایه خورشیدی

حجم 3200 mAh و $11/1$ V از نوع لیتیوم - پلیمر است. اغلب باتری‌های فروخته شده برای هواپیماهای رادیو کنترلی از نوع لیتیوم - پلیمر هیبرید هستند. اسم صحیح این نوع، پلیمر لیتیوم یونی است اما آن‌ها را Lipo صدا می‌زنند؛ هرچند که در واقع Lipo ها خشک نیستند. از آنجا که از الکترولیت ژله‌ای استفاده می‌شود سرعت تبادل یون افزایش یافته و احتمال نشست کاهش می‌یابد؛ هرچند هنوز قابل اشتعال است. Lipo‌های هیبرید به اندازه Lipo خشک خطرناک نیستند اما هنوز احتمال آتش سوزی و انفجار در صورت شارژ بیش از حد، اتصال کوتاه یا سوراخ شدن وجود دارد. هزینه تولید و عرضه این نوع در ابتدای معرفی به بازار مصرف بالا بود؛ هرچند خوشبختانه با رشد فناوری قیمت آن‌ها کاهش پیدا کرده است. Lipo‌های هیبریدی نیز همانند مشابه‌های خود از ساختار سلول‌های مسطح استفاده می‌کند به این معنی که انعطاف و اندازه و شکل پذیری آن‌ها کارایی آن‌ها را در مصارف ویژه در پروژه پهنای ایدنل می‌سازد.

باتری‌های لیتیوم - یون پلیمری دارای فناوری پیشرفته‌ای در صنعت باتری‌ها هستند. باتری‌های Lipo برخلاف NiCad و NiMH نیاز به ولتاژ ثابت برای شارژ دارند. ولتاژ متصل به باتری همواره باید

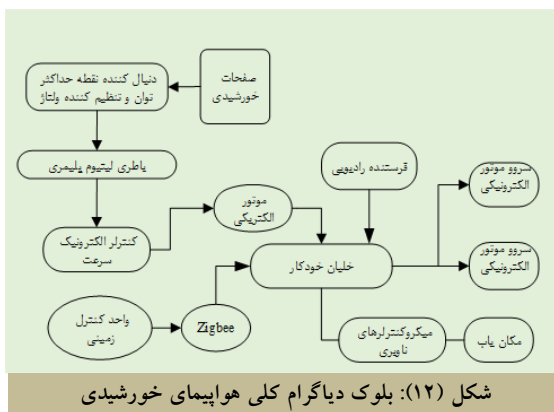
انتخاب موتور مناسب و کنترل‌کننده سرعت الکترونیک استفاده شده در پروژه، یک پیشرفت بزرگ در فرایند طراحی سیستم پیش‌رانش پهپاد محسوب می‌شود. باید انتخاب می‌شد که این پرنده از یک موتور احتراق داخلی استفاده کند یا یک موتور الکتریکی. سیستم‌های قدرت پهپادها می‌توانند تغییرات عمده‌ای بر اساس کاربردهایشان داشته باشند. پهپادهای خورشیدی در حال حاضر برای پرواز دائم به کمک باتری‌های با چگالی و حجم بالا برای حرکت در شب مورد تحقیق و بررسی هستند.

۳.۸ بررسی باتری مورد نظر

باتری انتخاب شده برای پهپاد، باید به ولتاژ ورودی صحیح موتور انتخاب شده، همخوانی داشته باشد. در طول فرایند اولیه طراحی، یک E-Flite EFLB1040 انتخاب شد. این مدل $2/1$ آمپر کشش جریان در ولتاژ 10 ولت هنگامی که موتور در سرعت آماده‌به‌کار است دارد. حداکثر کشش جریان که از این مدل به دست می‌آید، 42 آمپر است؛ بنابراین ضروری است که حجم باتری مناسب و ESC صحیح انتخاب شود. باتری مورد استفاده برای پروژه، یک EFLB 1040 با

۵.۸ حسگر نوری سیلیکونی IR

گرمای منتشرشده از سطح بیرونی اجسام به صورت تشعشعات مادون قرمز که توسط چشم انسان قابل رؤیت نیستند، آزاد می شود. این تشعشعات را می توان از طریق دوربین ها و حسگرهای ترموگرافی که پیشرفته ترین و کامل ترین تجهیزات در زمینه آنالیز حرارتی محسوب می شوند، مشاهده کرد. حسگر نوری سیلیکونی PIN با شماره S1223-01 است؛ این حسگر طراحی شرکت Hamamatsu است و قابلیت های فراوانی در حوزه و برای شناسایی تابش IR (۷۵۰ تا ۱۴۰۰ نانومتر که معادل ۲۰۰ تا ۴۰۰ تراهرتز است) دارد. البته این حسگر قابلیت شناسایی طیف مرئی را هم دارد اما بیشینه حساسیت آن در طیف IR است. فرکانس قطع حسگر ۲۰ مگاهرتز و دارای خازن ترمینال اندکی (حدود ۲۰ پیکوفاراد) است.



فرایند ساخت، به سه فاز آزمایشی تقسیم می شود: فاز اول، شامل ساخت یک پهپاد رادیو کنترلی که به منظور آزمون قطعات اصلی الکترونیکی و انجام آزمون پروازی به منظور حصول اطمینان از عملکرد مدارهای الکترونیکی است. فاز دوم شامل انجام پرواز آزمایشی با نمونه کوچکتری از پرنده نهایی است؛ و فاز سوم ترکیب قطعات آزمون های قبلی و شروع به ساخت نسخه نهایی است. در این مقاله دو فاز اول با موفقیت انجام و آزمایش شده است. پس از دو فاز ابتدایی آزمون، ساخت طرح نهایی پرنده خورشیدی انجام خواهد شد که به دلیل محدودیت امکانات مالی، این فاز انجام نشده است. بدنه هواپیمای ساخته شده توانایی جای دهی قسمت اعظم بار اضافی را در خود دارد. تمام مدارهای الکترونیکی درون بدنه جای می گیرند. یکی از این بردها، مولد شارژ و دیگری شامل قطعات الکترونیکی زیادی می شود، مثل ریزکنترلرها، GPS، ژيروسکوپ، شتاب سنسور و حسگر فشار، حسگر تشخیص دود، مدارهای مخابراتی و دوربین تصویربرداری. از چوب بالسا برای ساخت بدنه استفاده شده زیرا

بیش از ولتاژ پایه باشد. هر سلول این باتری دارای ولتاژ اسمی ۳/۷ تا ۴/۲ ولت در شارژ کامل است. الگوریتم اصلی، شارژ باتری با جریان ثابت ۰/۲ تا ۰/۷ تا زمانی است که به ۲/۴ ولت به ازای هر سلول برسد. در این صورت یک باتری Lipo سه سلولی که کاملاً خالی شده مقدار ۱۲ ولت را در کل باتری نشان می دهد. ولتاژ میانگین قطع در کنترل کننده الکترونیک سرعت، ۳ تا ۳/۲ ولت است که باعث می شود باتری کاملاً خالی نشود و از آسیب دیدن جلوگیری شود. همچنین هرگز نباید Lipo را اتصال کوتاه کرد حتی برای یک لحظه کوتاه زیرا مقدار انرژی زیاد ذخیره شده در حجم کوچک باتری به سرعت مشتعل شده و باعث آسیب فیزیکی می شود. نوع باتری انتخاب شده برای پروژه یک باتری پر قدرت سری لیتیوم پلیمر E-Flite EFLB1040 است. این نوع خاص باتری در بازار موجود است و موارد استفاده زیادی در هواپیماهای رادیو کنترلی دارد. بیش از همه این باتری همخوانی مناسبی با موتور الکتریکی انتخاب شده برای پروژه از نوع EFLM4010A دارد. این باتری دارای ظرفیت 3200mAh با سه سلول سری، ۱۱/۱ ولت ولتاژ خروجی و جریان تخلیه ۱۵ آمپر است. هرکدام از سلولها جداگانه دارای ۷/۳ ولت و در کل ۱۱/۱ ولت ولتاژ باتری است؛ بنابراین ظرفیت آمپر معادل باتری روی 3200mAh باقی می ماند [۱۸].

۴.۸ دنبال کننده حداکثر توان

برای شارژ کردن باتری ها باید یک کنترل کننده شارژ به منظور تنظیم ولتاژ صفحات خورشیدی برای رسیدن به مقدار ایدئال ولتاژ برای سیستم باتری وجود داشته باشد. تجهیز بسیار خوبی که ولتاژ خروجی صفحات خورشیدی را کنترل می کند، دنبال کننده نقطه حداکثری توان (MPPT) نام دارد. دنبال کننده نقطه حداکثری توان با دنبال کردن منحنی ولتاژ و جریان یک صفحه خورشیدی کار می کند، ولتاژ و جریان باید به دقت تصحیح شوند تا به مقدار ولتاژ خروجی درست مدار برسند. LT3652 یک دنبال کننده نقطه حداکثری توان کاملاً یکپارچه است و توانایی تأمین ولتاژ بالا در کاربردهای با طراحی جمع و جور را دارد. ویژگی کلیدی LT3652، ولتاژ ورودی با دامنه وسیع بین ۴/۹۵ تا ۳۲ ولت تا حداکثر ولتاژ مطلق ۴۰ ولت، شارژ خارجی قابل برنامه نویسی با جریان تا ۲ آمپر، ولتاژ شناور قابل برنامه نویسی در مقاومت تا ۴/۱۴ ولت است. LT3652 همچنین دارای حلقه تنظیم ولتاژ ورودی است که در صورتی که ولتاژ ورودی به زیر سطح ولتاژ از پیش تعیین شده افت کند، جریان را کاهش می دهد.

راستای افق گردش می‌کند. این دو قطعه مستقیماً با یکدیگر مانورپذیری پهپاد را تحت تأثیر قرار می‌دهند.

۹. نتیجه‌گیری

در این مقاله به صورت مختصر نوع عملیات پرنده بدون سرنشین خورشیدی و پیکربندی سیستم تأمین انرژی الکتریکی مورد نیاز هواپیما تشریح شد. جزئیات تابش نور خورشید در تهران در طول زمستان نشان داد که شدت تابش در وضعیت قابل قبولی قرار دارد، خصوصاً در طول ماه‌های تابستان که در اوج شدت قرار دارد. در ادامه با ذکر جزئیات، طراحی مفهومی و مدل ریاضی، پیش‌بینی وزن هواپیما انجام گرفت. سپس شبیه‌سازی الکتریکی زمان واقعی در محیط سیمولینک معرفی شد و نتایج آزمایش آن در روز اول تیر تشریح شد. این ابزار شبیه‌سازی این امکان را فراهم کرد تا وضعیت شارژ باتری را پیش‌بینی شود و تأثیر تغییر بعضی از پارامترها بر روی پرواز بی‌وقفه مستقیماً مشاهده گردد. حداکثر توان دریافتی از پنل‌ها در روز مشخص شده، به مقدار ۸۰ وات در هنگام ظهر رسید و مدت زمان مورد نیاز برای شارژ کامل شدن باتری نیز مشخص شد. به منظور تحقیقات تکمیلی، امکان اتصال دوربین‌های فتوترمال، یا انواع دیگر دوربین‌ها برای ثبت و تشخیص حریق روی یک نمونه آزمایشگاهی ساخته‌شده بررسی شد، در صورت استفاده از دوربین، بهره‌گیری از روش‌های پردازش تصویر و بهینه‌سازی نتایج ضروری و کاربردی به نظر می‌رسد. همچنین می‌توان طراحی هواپیما را در مقیاس‌های مختلف (بزرگ‌تر یا کوچک‌تر) و با اندازه‌های گوناگون باتری و پنل‌های بهتر و با بازده بالاتر ساخت. در نمونه ساخته‌شده به علت هزینه‌بر بودن پنل‌های خورشیدی، فقط هواپیمای الکتریکی با همان سطح توان باتری ساخته شد و عملکرد حسگرها و دوربین ارسال تصویر، سامانه موقعیت‌یاب، خلبان خودکار و... روی آن با موفقیت آزمایش شد.

واژگان تخصصی استفاده شده در متن

واژگان اصلی	ترجمه استفاده‌شده
Real time	زمان واقعی
Photovoltaic	خورشیدی
Elevator	بالابرنده
Rudder	سکان هواپیما
UAV	پرنده بدون سرنشین
Autopilot	خلبان خودکار
Aileron	قسمت متحرک بال هواپیما
Tail	دم هواپیما
MPPT	سیستم دنبال‌کننده حداکثر توان
Regulator	تنظیم‌کننده

دارای وزن بسیار کم و استحکام نسبتاً خوبی است که کارایی خود را در این طرح نشان داده است. اسکلت مستقیماً بر روی باتری سوار نمی‌شود بلکه اندکی فاصله می‌گیرد تا جریان هوای عبوری، باتری را خنک‌کاری کند. این ساختار توسط چسب‌های دوطرفه به باتری وصل می‌شود و کل آن را روی بدنه نگه می‌دارد. وزن باتری به‌علاوه نوارچسب بردها را پایدار و هم‌سطح نگه می‌دارد که در کالیبره کردن حسگرها بسیار مهم است. قسمت‌های بنیادی بدنه در شکل (۱۴) آورده شده‌اند که شامل سه قسمت بال اصلی، بدنه، سکان هواپیما و بالابرنده می‌شود.



شکل (۱۴): قسمت‌های ساخته‌شده بدنه هواپیما

یکی از وجوه مهم در فرایند ساخت شامل پیاده‌سازی سلول‌های خورشیدی می‌شود. سلول‌ها بر روی بال اصلی نصب می‌شوند. هدف، داشتن ۱۰ سلول بر روی هواپیماست. هشت تا از آن‌ها تحت آرایه ۲×۴ و دوتای آخر به‌صورت عمود به‌منظور استفاده حداکثری از فضا قرار می‌گیرند. سلول‌های خورشیدی برای سیستم شارژ به باتری متصل می‌شوند. سلول‌های خورشیدی به طریقی که قبلاً اشاره شد بر روی بال نصب می‌شوند. بال اصلی در سه قسمت جداگانه که توسط دو میخ پرچ و دو میله فلزی به هم وصل هستند ساخته شده، یک میخ پرچ و یک میله فلزی در هر سمت قسمت میانی، دو قسمت دیگر را نگه می‌دارد. قسمت بالای بدنه ناحیه اتصال موتور پهپاد است. این قسمت به‌عنوان برج پره اطلاق می‌شود. پروانه بر روی موتور نصب شده و خارج از بدنه قرار می‌گیرد. سپس بال اصلی بر روی این قسمت قرار گرفته و موتور را پوشش می‌دهد. سروها از قسمت زیرین بدنه قابل دسترسی هستند. طرح به‌طور کلی شامل دو عدد سرو موتور برای کنترل سکان هواپیما و بالابرنده است. آخرین قسمت بدنه، دم است. دم شامل دو قسمت برجسته می‌شود. یکی سکان هواپیما و دیگری بالابرنده. سکان هواپیما به‌صورت عمودی گردش می‌کند و به قسمت انتهای دم وصل شده، بالابرنده هم در

- [1] Dovgal, T. A., Oreshkin, V. I., Prikhodko, D. V. and Chistukhin, V. V., "Evaluation of High-Speed UAV Communication System", IEEE Conference of Russian Young Researchers in Electrical and Electronic Engineering (EIConRus), pp. 2252-2254, 2020.
- [2] Divshali, P. H., Choi, B. and Liang, J. H., "Multi-agent transactive energy management system considering high levels of renewable energy source and electric vehicles", IET Generation, Transmission & Distribution, vol. 11, no. 15, pp. 3713-3721, 2017.
- [3] Lee, S. and Yu, K. H., "Optimal Path Planning of Solar-Powered UAV Using Gravitational Potential Energy", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 53, No. 3, pp. 1442-1451, 2017.
- [4] Obaid, W., Hamid, A. and Ghenai, C., "Hybrid Fuel-Cell-Solar Power System Design for Water Pumping Applications with Fuzzy Energy Management and Weather Forecasting", Advances in Science and Engineering Technology International Conferences (ASET), pp. 1-5, 2020.
- [5] Anand, I., S., Senthilkumar, D. Biswas and Kaliamoorthy, M., "Dynamic Power Management System Employing a Single-Stage Power Converter for Standalone Solar PV Applications", IEEE Transactions on Power Electronics, vol. 33, No. 12, pp. 10352-10362, 2018.
- [6] Zhang, T, Zhu, X, Zhou, Z., Wang, R. and Chen, R., "Energy Management of Solar UAV Level Flight", IEEE International Conference on Prognostics and Health Management (ICPHM), pp. 1-6, 2020.
- [7] Wang, J. Wu, Huang, H., Su, Y., Z. and Zhang, M., "Energy Management Strategy for Solar-Powered UAV Long-Endurance Target Tracking", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 55, No. 4, pp. 1878-1891, 2019.
- [8] Azari, M., Geraci, G., Garcia-Rodriguez, A. and Pollin, S., "UAV-to-UAV Communications in Cellular Networks", IEEE Transactions on Wireless Communications, Vol. 19, No. 9, pp. 6130-6144, 2020.
- [9] Kim, S., Padilla Kim, G. E. G., K. and Yu, K., "Flight Path Planning for a Solar Powered UAV in Wind Fields Using Direct Collocation", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol. 56, No. 2, pp. 1094-1105, 2020.
- [10] Chiaraviglio, L. et al., "Minimum Cost Design of Cellular Networks in Rural Areas with UAVs, Optical Rings, Solar Panels, and Batteries", in IEEE Transactions on Green Communications and Networking, Vol. 3, No. 4, pp. 901-918, 2019.
- [11] Sujit, P.B., Kingston, D. and Beard, R., "Cooperative forest fire monitoring using multiple UAVs", IEEE Conference on Decision and Control, pp.4875-4880, 2007.
- [12] Shiao, J.K. Ma, D.M., Yang, P.Y. Wang, G.F. and Gong, J.H., "Design of a Solar Power Management System for an Experimental UAV", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, Vol.45, No.4, pp.1350-1360, 2009.
- [13] Guizani, S., "Low Energy System Proposal for UAV Applications Using Flexible Solar Cells", International Wireless Communications & Mobile Computing Conference (IWCMC), pp. 455-458, 2019.
- [14] Thipyopas, C., Sripawadkul, V. and Warin, N., "Design and Development of a Small Solar-Powered UAV for Environmental Monitoring Application", IEEE Eurasia Conference on IOT, Communication and Engineering (ECICE), pp. 316-319, 2019.
- [15] Wang, H. and Shen, J., "The Research of Voltage Prediction of Solar UAV Panel by Improved Mind Evolutionary Algorithm", International Conference on Computational Intelligence and Applications (ICCA), pp. 71-74, 2018.
- [16] Ragot, P., Markovic, M. and Perriard, Y., "Optimization of electric motor for a solar airplane application", IEEE Transactions on Industry Applications, Vol. 42, No. 4, pp. 1053-1061, 2006.
- [17] Karabetsky, D., "Solar rechargeable airplane: Power system optimization", International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), pp. 218-220, 2016.
- [18] Zhenyu, M., Xiaoping, Z. and Zhou, Z., "Taxiing Control of Full-wing Solar-powered UAV by Using Differential Propeller Thrust", IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), pp. 1-5, 2018.
- [19] Dwivedi, V. S., Patrikar, J., Addamane, A. and Ghosh, A. K., "MARAAL: A Low Altitude Long Endurance Solar Powered UAV for Surveillance and Mapping Applications", International Conference on Methods & Models in Automation & Robotics (MMAR), pp. 449-454, 2018.
- [20] Huang, Y., Wang, H., Li, N. and Yu.Y., "Endurance Estimate for Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles", International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics (IHMSC), pp. 66-70, 2017.
- [21] Tayyar, A., Rezvan, M.T. and hashemi, H., "Site Selection of Large-Scale Photovoltaic Power Plants by Using a Geographic Information System, Analytic Hierarchy Process, and TOPSIS: A Case Study of Karbala Province in Iraq", Journal of Energy Management, Vol. 9, No. 4, pp. 60-73, 2020.
- [22] Karanian, S., Farhadi, P. and Gholampoor, M., "Performance Analysis of a Gas Turbine Cycle Equipped with a Double Acting Type Stirling Engine in a Power Generating Unit", Journal of Energy Management, Vol.10, No.1, pp.112-121, 2020.

- [23] Rezapour, M. and Fanaee, S, A., "*Modeling the Effect of Porosity on a Solar Water-cooled Coil Filled with Water and Al₂O₃ Nanofluid*", Journal of Energy Management, Vol.10, No.1, pp.100-111, 2020.