

## مدل سازی و شبیه سازی سیستم فتوولتائیک برای تامین انرژی الکتریکی هواپیمای دو نفره با موتور ۶۰ کیلووات

حمیدرضا امین صارمی<sup>۱</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی کارشناسی ارشد، گروه مهندسی برق، سیستمهای قدرت، دانشگاه نوشیروانی، بابل، ایران (نویسنده مسئول)

### چکیده

در این پژوهش قصد داریم به طور مختصر نگاهی داشته باشیم به ظهور و اوجگیری هواپیماهای خورشیدی در آسمان صنعت هوافضا و سپس اشاره ای داشته باشیم به نتیجه ی خیره کننده ی این فرآیند. ابتدا تاریخچه ایی به طور خلاصه از هواپیماهای خورشیدی مطرح میکنیم و با توجه به ویژگی های آنها ، یک هواپیما را برای مقصود مورد نظر انتخاب میکنیم. سپس سلول های فتوولتائیک ، نحوه عملکرد، و انواع و همچنین انتخاب نوع سلول ها مورد بحث و بررسی قرار می گیرد. همچنین طراحی سیستم برق رسانی یک هواپیمای الکتریکی به وسیله سلول های فتوولتائیک و همچنین باتری و سپس مداومت پروازی و وزن هواپیما با توجه به توان ۲۰ کیلو وات که بوسیله یک موتور ۲۰ کیلوواتی بدون جاروبک فراهم می شود را بررسی می کنیم. سپس با بررسی انواع باتری ها و توان مورد انتظار ما منهای توانی که از سلول های فتوولتائیک بدست می آید و همچنین انتخاب نوع باتری بر اساس وزن و ابعاد آن ، باتری مورد نظر را انتخاب می کنیم. سپس بررسی انواع مبدل ها و مبدل مورد نظر ما بر اساس نحوه کار هواپیما و افت و افزایش ولتاژ که با توجه به نیاز به افزایش ولتاژ بعد از انجام عمل دنبال شدن حداکثر توان که باعث افت ولتاژ می شود، مورد بحث قرار می گیرد. با شبیه سازی این هواپیما در متلب ، نتایج مورد انتظار از هواپیما برای مدت پرواز، تحمل بیشینه بار توسط هواپیما و همچنین ابعاد هواپیما به طراحی مورد نظر می رسیم.

**واژه های کلیدی:** هواپیما، فتوولتائیک، موتور BLDC ، گشتاور، اینورتر

## ۱- مقدمه

از گذشته مسئله استفاده از انرژی‌های تجدیدپذیر با توجه به اتمام نه چندان دور منابع انرژی فسیلی، ذهن بشر را به خود مشغول داشته است و در این میان، انرژی خورشید با توجه به ارزانی و سهولت دسترسی به آن از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار است. هواپیماهای خورشیدی نیز با توجه به این ویژگی و مزایایی دیگر همچون مداومت پروازی و ارتفاع بالا، سرعت کم و هزینه پروازی بسیار پایین در سال‌های اخیر به شدت توجه محققان علوم هوانوردی را به عنوان جایگزین برتر ماهواره‌های مخابراتی و تجسسی در کاربردهای اکتشافی، تجسسی، مخابراتی (تلفن همراه و اینترنت)، مدیریت کشاورزی، کنترل مرزها و مقابله با بلایای طبیعی به خود جلب کرده است. برای مثال، سازمان ناسا از سال ۲۰۰۰-۱۹۹۴ مبلغ ۶۴ میلیون دلار و از سال ۲۰۰۳-۲۰۰۱ نیز ۳۳ میلیون دلار، روی پروژه‌های هواپیماهای خورشیدی سرمایه‌گذاری کرده است. از جنبه‌های متعددی این هواپیماها می‌توانند مأموریت سیستم‌های زمینی و ماهواره‌ای را اقتصادی‌تر از هر دو انجام دهند. همچنین آنها توان بازگشت سریع را دارند که این مساله آنها را برای محافظت در برابر عوامل پیش‌بینی نشده و همچنین سرویس‌دهی خوب، مناسب می‌سازد. مهم‌ترین بعد گسترش‌دهنده هواپیماهای خورشیدی، گسترش کاربردهای تجسسی و سرویس‌هایی بر پایه ارتباطات با گستره فرکانسی بالا و سرویس‌های اینترنت است و حتی مأموریت‌های خاصی همچون پدافند موشکی و پرواز بر فراز سیارات دیگر نیز مطرح است [۱].

در سال ۱۹۷۳، فرد میلیتکی و هینو بردیتشکا، یک موتور Brditschka HB-3 glider را به یک هواپیمای الکتریکی Militky MB-E۱ تبدیل کردند که اولین حمل‌کننده انسان بود و همچنین یک هواپیمای کامل که قادر بود به تنهایی زیر قدرت الکتریکی پرواز کند. Heino در همان سال به مدت ۱۴ دقیقه با آن پرواز کرد. در سال ۲۰۰۷، بنیاد غیر انتفاعی CAFE اولین سمپوزیوم هواپیمای الکتریکی را در سان فرانسیسکو برگزار کرد. اولین هواپیمای الکتریکی ثبت شده اولین پروازش را در آن سال انجام داد (شکل ۱).



شکل ۱- طراحی اولیه هواپیمای بدون سرنشین

## ۲- هواپیمای SUNRISE II

در سال ۱۹۷۳ مردی به نام Militky MB-E۱ در آلمان غربی، به اولین نفری که هواپیمای تمام سایز را به تنهایی و تنها با انرژی الکتریکی بلند کرد، تبدیل شد. این هواپیما از باتری‌های نیکل سی دی و ۱۰ کیلو وات (۱۳ اسب بخار) موتور DC، که به مدت ۱۲ دقیقه تامین می‌کرد، استفاده می‌کرد. هواپیمای ۲۷ پوندی (۱۲ کیلوگرم) بدون سرنشین AstroFlight Sunrise که نتیجه یک قرارداد ARPA بود، ساخته شد و اولین پرواز با انرژی خورشیدی در جهان را در تاریخ ۴ نوامبر سال ۱۹۷۴ انجام داد.

نسخه به روز شده Sunrise II در تاریخ ۲۷ سپتامبر ۱۹۷۵ در پایگاه نیروی هوایی نلیز پرواز کرد. اولین پرواز رسمی هواپیما با انرژی خورشیدی حمل کننده انسان در جهان در تاریخ ۲۹ آوریل ۱۹۷۹ اتفاق افتاد. برخیزنده خورشیدی مائورو توسط لری مائورو و بر اساس هواپیمای برخیزنده دوباله UFM ساخته شد. این هواپیما از سلول های فتوولتائیک که ۳۵۰ وات را در ۳۰ ولت ایجاد می کنند، استفاده می کند و قادر به تأمین انرژی موتور به مدت ۳ تا ۵ دقیقه، پس از ۱/۵ ساعت شارژ بود [۲].

### ۳- هواپیمای SOLAR I

یک نوع هواپیمای موتور-گلایدر در اصل به عنوان یک هواپیمای پدالی به منظور گذر کانال ساخته شد، در این هواپیما از یک موتور الکتریکی استفاده شد که باتری آن قبل از پرواز توسط یک آرایه سلول خورشیدی بر روی بال شارژ می شد. پرواز قبل از تکامل از solar one در محل فرودگاه صحرایی لاشام، نیوهمشایر در ۱۳ ژوئن ۱۹۷۹ اتفاق افتاد. تنزیب پنگوئن، یک نسخه کوچکتر از تنزیب آلباتروس را طراحی کرد که به طور کامل از سیستم باتری خورشیدی استفاده می کرد. نمونه دوم، چلنجر خورشیدی، ۲۶۲ کیلومتر (۱۶۳ مایل) از پاریس به انگلستان را پرواز کرد. در ۷ جولای ۱۹۸۱، این هواپیما، تحت انرژی خورشیدی، ۱۶۳ مایل را از Cormeilles-EN-Vexin فرودگاهی در نزدیکی پاریس در سراسر کانال انگلیسی به RAF Manston در نزدیکی لندن به مدت ۵ ساعت ۲۳ دقیقه، پرواز کرد. چلنجر خورشیدی طراحی شده توسط دکتر پل مک کریتی رکورد ارتفاع ۱۴،۳۰۰ فوت را ثبت کرد.

Aerovironment bionic bat یک هواپیمای ساخته شده برای چالش سرعت جایزه کرمر می باشد که توسط حمل و نقل هوایی سلطنتی جامعه برگزار شده بود. این هواپیما از یک موتور الکتریکی به عنوان یک ژنراتور استفاده می کرد که با عمل پدالی خلبان و شارژ باتری های Ni-CAD به کار می افتاد. انرژی ذخیره شده به عنوان مکمل قدرت پدال توسط خلبان در تلاش های رکورد استفاده شد. در سال ۱۹۸۴، بت مصنوعی موفق به کسب دو بخش از چالش سرعت جایزه کرمر شد [۳].

هواپیمای انسان- سرنشین SOLAR I، توسط گونتر روکلت توسعه داده شد و بر اساس هانس فارنر طراحی شد. در این هواپیما سلول های خورشیدی بر روی بال نصب شد که خروجی بین ۱/۸ کیلووات (۲/۴ اسب بخار) و ۲/۲ کیلووات (۳ اسب بخار) بود. این هواپیما برای اولین بار در اونتروسن آلمان در ۲۱ اوت ۱۹۸۳ برای ۵ ساعت و ۴۱ دقیقه پرواز کرد، که عمدتاً با انرژی خورشیدی و همچنین ترمال سوخت گیری می کرد (شکل ۲).



شکل ۲- هواپیمای تک سرنشین solar1

#### ۴- انتخاب نوع هواپیما

با توجه به توان خروجی ۷۵۰۰ و اینکه ۶۰۰ از طریق پنل های فتوولتاییک تامین می شود به باتری ۱۰۰ با وزن ۸kg نیاز داریم که با مجموع وزن سلول های فتوولتاییک وزن مورد نظر به ۴۸۰۰ برسد. برای این منظور از هواپیمای SOLLAR II استفاده می کنیم [۴].

#### ۵- پنل های خورشیدی

این بخش در واقع مبدل انرژی تابشی خورشید به انرژی الکتریکی بدون واسطه مکانیکی می باشد. پنل های فتوولتاییک که در معرض تابش خورشید قرار می گیرند، متشکل از سلول های فتوولتاییک هستند. لازم به ذکر است، جریان و ولتاژ خروجی از این پنل ها DC می باشد. این پنل ها طوری ساخته شده اند که در برابر همه سختی های محیط مانند سرمای شدید قطبی، گرمای بیابان، رطوبت استوایی و بادهای شدید مقاومت می کنند با اینحال جنس این وسایل از شیشه بوده و در اثر ضربات سنگین ممکن است بشکنند.

لازم به ذکر است که در این بخش مشخصات و عناصر تشکیل دهنده با توجه به نیازهای بار الکتریکی مصرف کننده و نیز شرایط آب و هوایی محلی تغییر می کند. بنابراین خرابی احتمالی در هر بخش یا اطلاعات مربوط به هر قسمت را می توان از بخش کنترل گرفت. این مجموعه از زیر مجموعه یا بخش های متعددی تشکیل شده است که شامل: باتری، شارژ کنترل، MPPT، اینورتر و سیستم کنترل می باشد. لازم به ذکر است برای هر مصرف کننده لزوماً از تمام بخش های مذکور استفاده نمی گردد بلکه طبق مشخصات و نیازهای هر مصرف کننده، بخش تولید توان مطلوب از بعضی از زیر بخش های مذکور، تشکیل می گردد. بنابراین وظایف کنترل کننده به شرح زیر می باشد:

تطبیق عملکرد کلیه اجزاء سیستم (شامل MPPT، شارژ کنترل و ...) - فرمان به بخش های مختلف در مواقع لزوم - جمع آوری اطلاعات از عملکرد سیستم - اطلاع رسانی از اجزاء سیستم - حفاظت کل سیستم - حفاظت سیستم زمین [۵].

#### ۶- انتخاب باتری

باتوجه به نیاز ما به یک باتری ۱۰۰/۱ (۱کیلووات بر ساعت) و همچنین در نظر گرفتن وزن باتری مورد نظر با توجه به هواپیمای SOLAR II که انتخاب کردیم، به دلیل قیمت پایینتر و همچنین چگالی انرژی بالاتر باتری های Li-ion از این باتری ها در هواپیمای مورد نظر استفاده می کنیم [۶].

#### ۷- کنترل و درایو موتور بدون جاروبک یا براشلس BLDC

موتورهای آهنربای دائم بدون جاروبک در تجهیزات کامپیوتری، ربات ها و وسایل الکتریکی استفاده می شوند. برای کاربردهایی با سرعت پائین، استفاده از موتورهای آهنربای دائم، نیاز به گیربکس را که در ماشینهای القائی استاندارد وجود دارد، حذف می کند. نمونه ای از یک موتور BLDC در شکل ۳ نشان داده شده است [۷].



شکل ۳- موتور BLDC

در مورد موتورهای جریان مستقیم با جاروبک که عمل کموتاسیون در آنها توسط جاروبک که یک بخش مکانیکی بوده انجام می گیرد باید گفت که اولاً هر بخش مکانیکی نیاز به تعمیر و نگهداری دارد که این مورد نیز مستثنی نیست، ثانیاً به دلیل اصطکاک موجود بین اجزاء این بخش از راندمان موتور کاسته میشود و ثالثاً جرقه های به وجود آمده در هنگام تعویض قطبها نیز احتمال آتش گرفتن موتور را افزایش میدهد.

به منظور فرار از این مشکلات با کمک گرفتن از خاصیت میدان مغناطیسی، کنترل موتورهای DC به صورت الکتریکی صورت می گیرد. به علت این که عملکرد این کنترل کننده با شناسایی موقعیت روتور صورت می پذیرد، موتور قدرت کنترل سرعت و گشتاور را نیز خواهد داشت که احتیاج به انکودر را نیز حذف می کند [۸].

#### ۸- آشنایی با موتورهای DC معمولی و BLDC

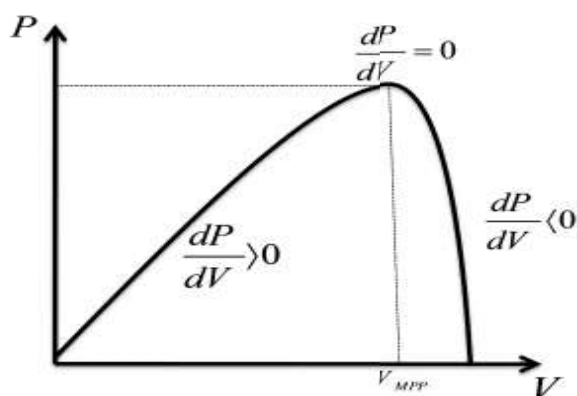
با توجه به بهره گیری عمومی از سیستم های تولید، انتقال و توزیع ac به جای dc، ماشین های dc در حال حاضر تقریباً به طور منحصر به فرد به عنوان موتور مورد استفاده قرار می گیرند. ما نیز در این مقاله از موتورهای بدون جاروبک (BLDC) استفاده می کنیم [۹].

#### ۹- MPPT

##### ۹-۱- روش P & O (Perturbation & Observation)

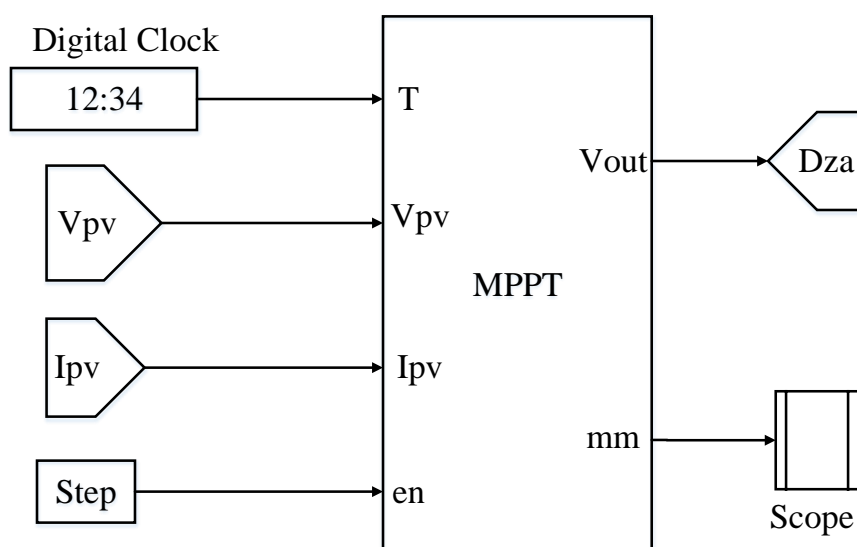
نحوه عملکرد الگوریتم به صورت زیر می باشد.

- ایجاد تغییر در نقطه کار (شکل ۴)
- اندازه گیری P و V
- مقایسه P جدید با P قدیم با توجه به V ها



شکل ۴- اثر تغییرات نقطه کار جهت دستیابی به نقطه کار بهینه

در این شبیه سازی از مدل P&O که روشی متداولتر است استفاده می کنیم. مدل سیمولینک روش P&O در شکل ۵ نشان داده شده است.



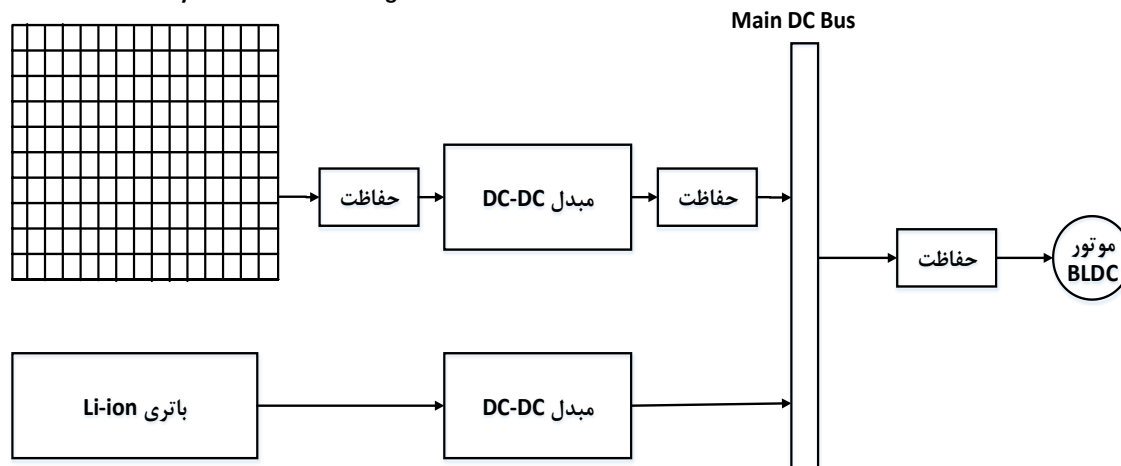
Perturn and Observation

شکل ۵- مدل سیمولینک روش P&O

#### ۱۰- شبیه سازی شبکه برق هواپیمای خورشیدی

جهت نشان دادن عملیات یک هواپیمای خورشیدی سیستمی ساخته شده است که شامل آرایه ی فتوولتائیک (PV)، کنترل کننده شارژ، باتری و یک موتور الکتریکی است. دیاگرام سیستم در شکل ۶ نشان داده شده است. این سیستم انرژی را از آرایه PV جمع آوری می کند و سپس آن را برای عملیات یک موتور الکتریکی یا ذخیره کردن آن در یک باتری قابل شارژ برای استفاده آینده، بهینه می کند. این سیستم یک پنل کنترل دارد که خروجی آرایه و باتری و همچنین جریان نهایی که به موتور الکتریکی می رود را نشان می دهد. پنل کنترلی همچنین برای قرار دادن خروجی به موتور برای کنترل سرعت را انجام می دهد. کل سیستم برای ۱۲ VDC تنظیم شده است.

Photovoltaic array 3\*30 si cells on wing section



شکل ۶- دیاگرام شبکه برق هواپیما

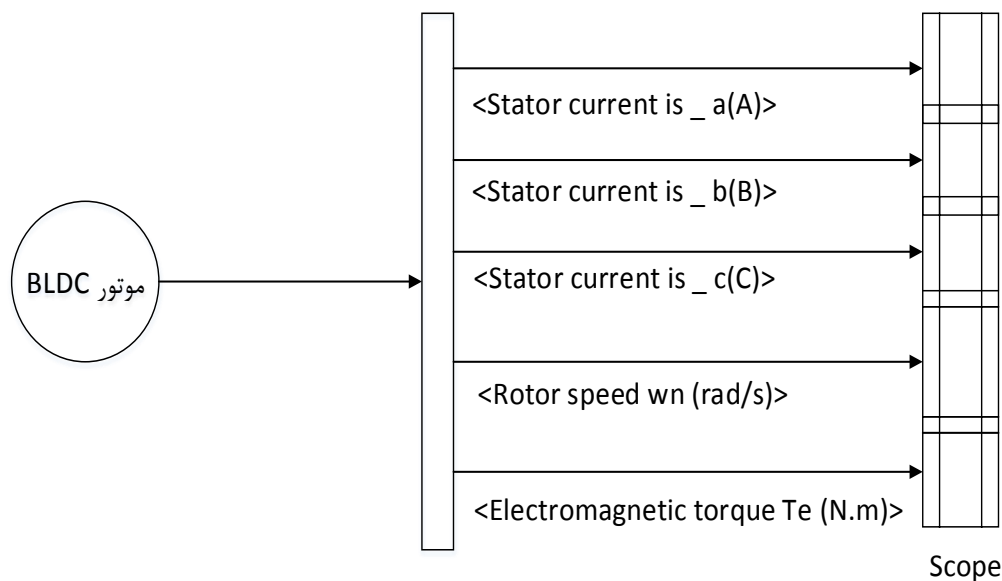
## ۱۱- پارامترهای شبیه سازی

### ۱۱-۱- سرعت ( $\omega$ )

اولین پارامتر شبیه سازی سرعت موتور می باشد که می تواند با توجه به سرعت هواپیما دریافت توان بیشتر در لحظه تیک اف (take off) و همچنین با توجه به کاهش شتاب در لحظات پرواز و همچنین پایتترین سرعت در لحظه فرود، توان لازم برای عملکرد موتور هواپیما را فراهم کند. سرعت هواپیماهای solarII که برای این شبیه سازی انتخاب شده است در لحظه تیک اف به ۳۶ km/h می رسد که با توجه به سرعت موتور توانی حدود ۲۰ کیلووات تولید می کند که با حفاظت تنظیم شده و در لحظه ۰/۵۲ ثانیه که مقدار آن به ۱۶۰ کیلووات می رسد می تواند بیشینه سرعت موتور و ولتاژ پیل را فراهم کند.

### ۱۱-۲- گشتاور ( $T$ )

گشتاور بار دومین پارامتر شبیه سازی می باشد که از حاصلضرب آن ( $Nm$ ) در سرعت ( $rad/s$ )، مقدار توان بدست می آید: حال با قرار دادن پارامترهای باس روی سرعت و گشتاور می توان از حاصلضرب آنها مقدار توان مورد نیاز (۲۰ کیلووات در این آزمایش) را بدست آورد. شکل ۷ پارامترهای خروجی موتور BLDC را نشان می دهد.



شکل ۷- پارامترهای خروجی موتور BLDC

### تحلیل گشتاور

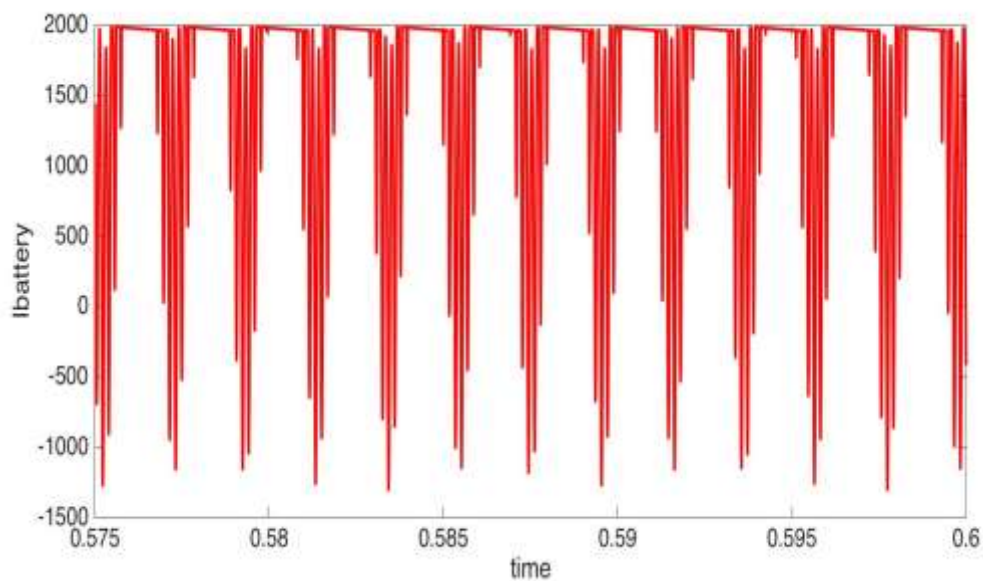
متوسط گشتاور گرفته شده در این شبیه سازی 4/5 NM می باشد. ابتدا گشتاور در لحظه شروع موتور به مقدار 12NM می رسد که حول نقطه ۱۱ نوسان می کند و توان مورد نیاز در لحظه تیک آف و همچنین کاهش آن در طول مسیر بنابر دید خلبان را برعهده دارد. این گشتاور در لحظه ۰/۵۲ ثانیه شروع به نوسان می کند و تا لحظه ۰/۵۳، ۰/۵۵ و ۰/۶ ثانیه (که در اینجا در شبیه سازی در نظر گرفته شده است) ادامه می دهد و در لحظه ۰/۶ ثانیه روی ۴/۶ NM می ایستد که می تواند در لحظه حدود ۰/۱۲ ثانیه روی ۱۵۰۰ rad/s ثابت شده و مقدار توان ۱۸ kw را ایجاد کند.

### ۵- نتایج شبیه سازی

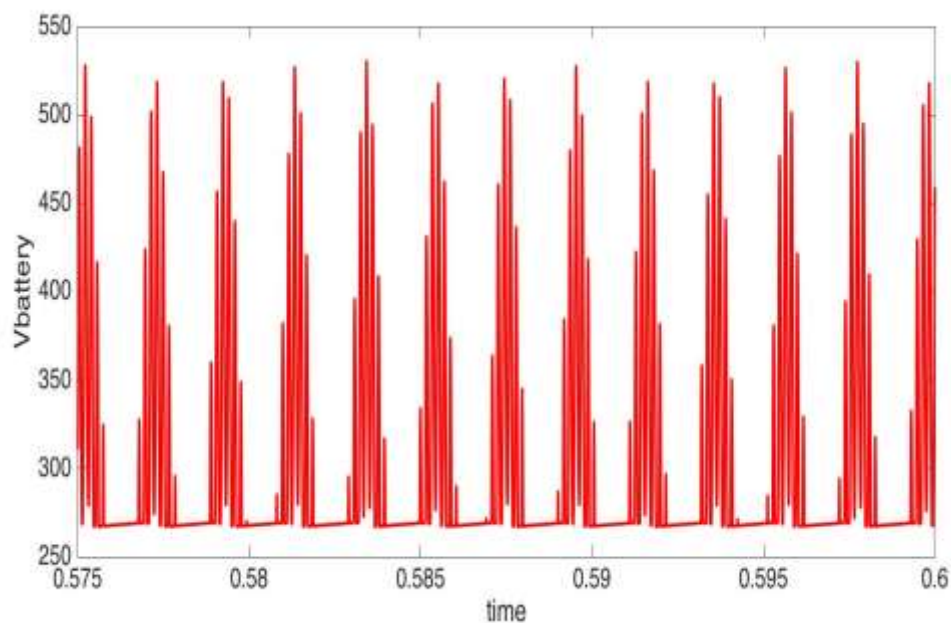
در این بخش نتایج مدل پیشنهادی در شرایط مختلف کارکرد موتور بررسی شده است. جریان خروجی از باتری که با توجه به مبدل بوستی که ولتاژ تضعیف شده را افزایش می دهد در شکل ۸ نشان داده شده است. همانطور که ملاحظه می شود جریان ابتدا از حدود ۱۹۰۰ آمپر شروع گردیده و بعد از ۰/۱۵ ثانیه ۳ نوسان ایجاد می کند و ابتدا جهت آن تا ۱۲۰۰ آمپر تغییر می کند و سپس به مقدار اولیه ۱۹۰۰ آمپر تغییر جهت می دهد. بنابراین برق dc تولیدی از پنل های فتوولتائیک و همچنین باتری لیتیوم - یونی توسط این اینورتر انتخاب شده، گرفته شده و برای حرکت موتور به برق ac تبدیل می شود.

در ولتاژ خروجی باتری نشان داده شده در شکل ۹ ملاحظه می شود که به ازای هر ۰/۰۰۵ ثانیه یک نوسان اتفاق می افتد و ولتاژ باتری تا ۵۳۰ ولت بالا رفته و سپس به مقدار ۲۷۰ ولت پایه برمی گردد که ناشی از جمع شدن ازدیاد شارژ پنل فتوولتائیک در باتری و سپس تخلیه آن به مقدار مورد نیاز ۲۶۰ ولت در موتور الکتریکی هواپیما است:



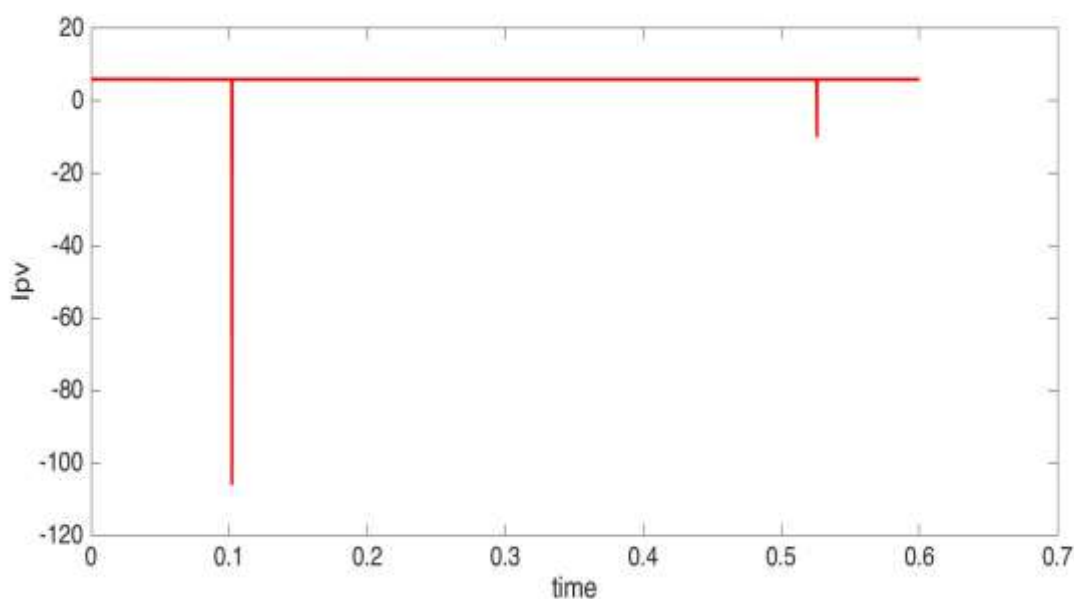


شکل ۸- جریان خروجی از باتری



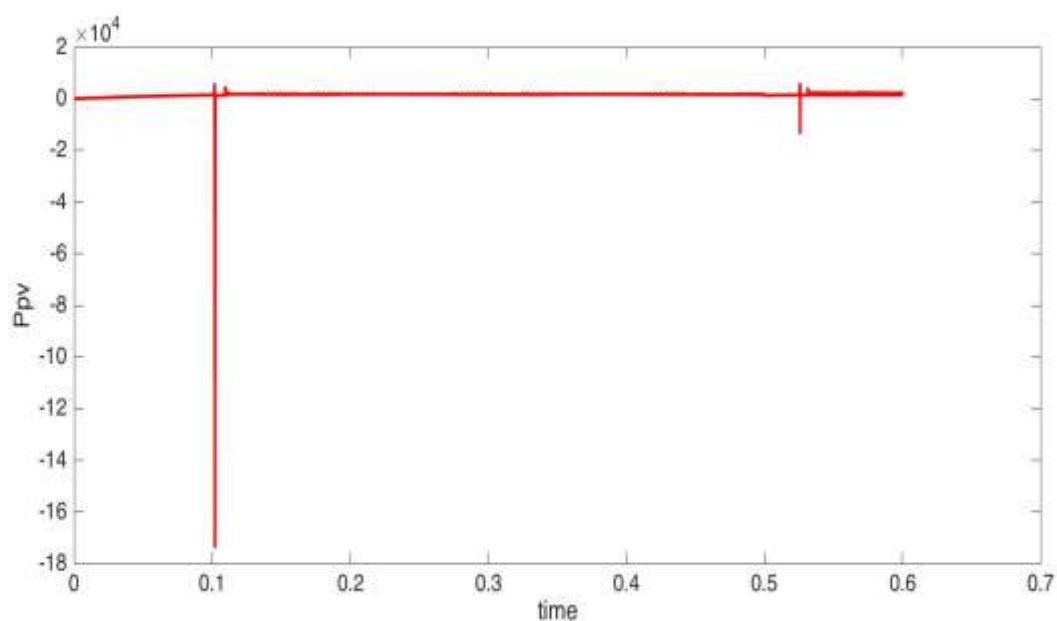
شکل ۹- ولتاژ خروجی باتری

جریان دو سر پیل می تواند در هنگام نوسان ولتاژ، در عکس جهت پیل ایجاد شود (شکل ۱۰). از ثانیه ۰ تا ۰/۱ مقدار جریان با توجه به عدم نوسان ولتاژ ۵ آمپر می باشد. در لحظه ۰/۱ ثانیه ولتاژ نوسانی به مقدار ۱۶۰۰ ولت شکل می دهد و جریان تا ۱۰۵ آمپر در جهت عکس پیل بالا می رود و سپس به مقدار ۵ آمپر برمی گردد و تا ثانیه ۰/۵۲ بر اثر نوسان ولتاژ به مقدار ۱۶ ولت در جهت عکس پیل می رسد که باعث ایجاد توان ۲۰ کیلووات در جهت عکس پیل می شود.

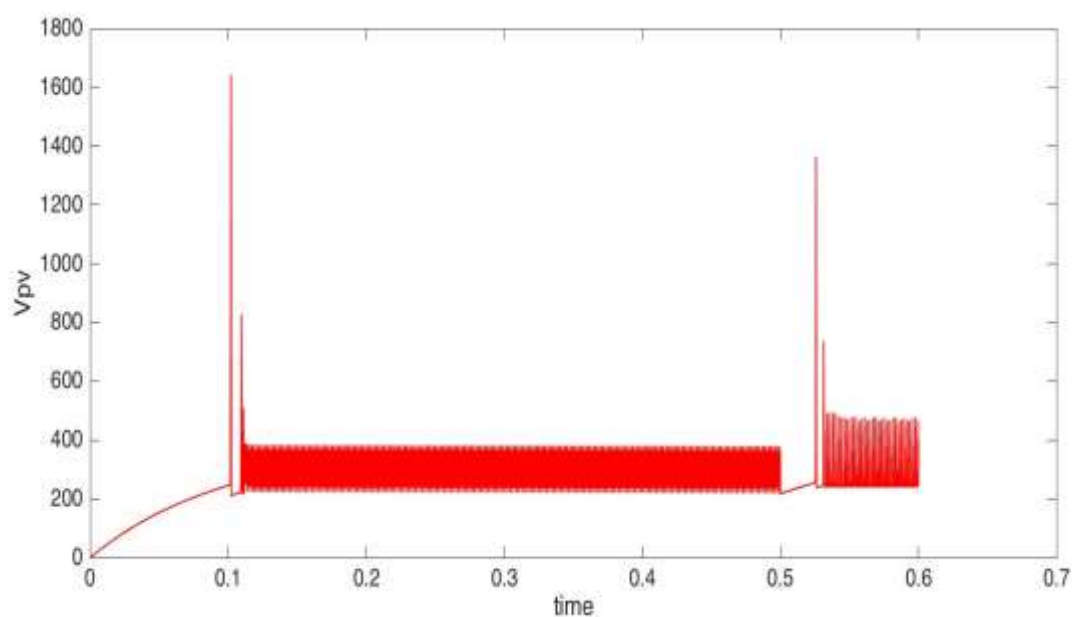


شکل ۱۰- جریان پنل PV

ولتاژ دو سر پنل با توجه به شدت تابش نور و همچنین دنیال کننده حداکثر توان، در دو زمان مورد پالس قرار می گیرد. ابتدا ولتاژ در لحظه ۰/۱ ثانیه به مقدار ۱۶۰۰ ولت می رسد (شکل ۱۱) و سپس به مقدار مورد نوسان خود در ۳۰۰ ولت بر می گردد و باعث نوسان توان به حدود ۱۶۰ کیلو وات شده که از یک مدار حفاظت برای آن استفاده می شود. سپس پس از افزایش ولتاژ به ۳۵۰ ولت در لحظه ۰/۵۲ ثانیه به مقدار ۱۴۰۰ ولت می رسد و باعث ایجاد یک پالس در توان پنل می شود و توان به ۲۰ کیلو وات رسیده که از حفاظت استفاده می شود (شکل ۱۲).

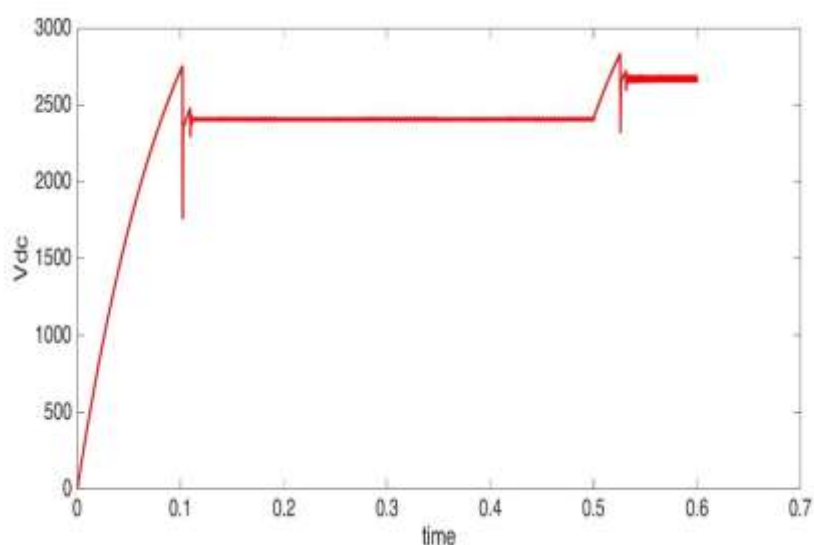


شکل ۱۱- توان پنل PV



شکل ۱۲- ولتاژ پنل PV

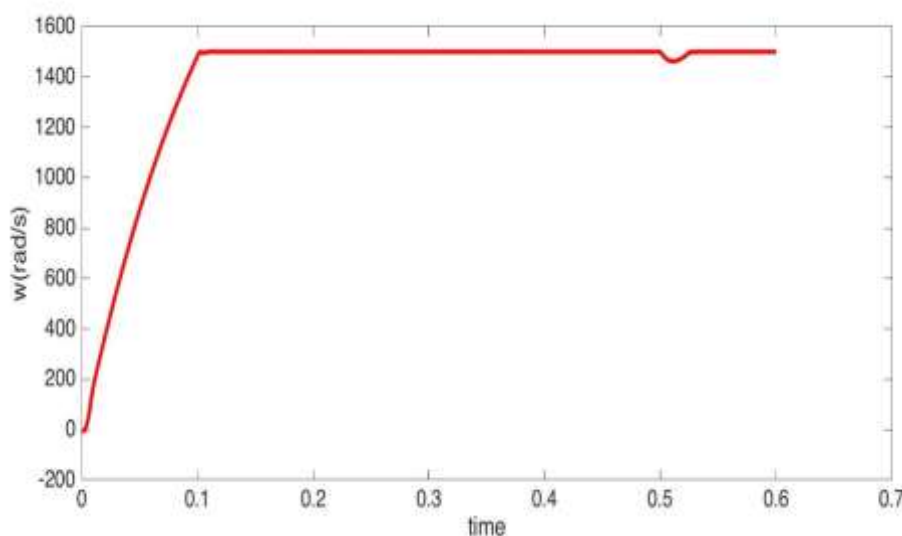
ولتاژ دو سر اینورتر در شکل ۱۳ نشان داده شده است. با توجه به ولتاژ حداکثری ۲۷۰۰ ولت، ابتدا از اینورتر dc to dc بوسه استفاده می کنیم تا ولتاژ ۳۰۰۰ ولت را تحمل کند و سیستم آسیب نبیند. بنابراین همانطور که ملاحظه می شود ولتاژ ابتدا به علت باتری و سلول های فتوولتائیک و همچنین کنترل ولتاژ تا حدود ۲۶۰۰ ولت بالا رفته و سپس پس از افت تا ۱۸۰۰ ولت به مقدار ثابت ۲۴۰۰ ولت می رسد، سپس دوباره تا زمان ۰/۵ ثانیه در ۲۴۰۰ ولت ثابت است تا اینکه پس از over shoot در ۰/۵ ثانیه و همچنین ثابت شدن روی ۲۶۰۰ ولت جریان ac مورد نیاز موتور را فراهم می کند، به همین دلیل از موتور بدون جاروبک (BLDC) استفاده می کنیم که هم قیمت پایینتری نسبت به موتورهای دیگر دارد و هم در صورت بروز مشکل قابل کنترل است.



شکل ۱۳- ولتاژ دو سر اینورتر

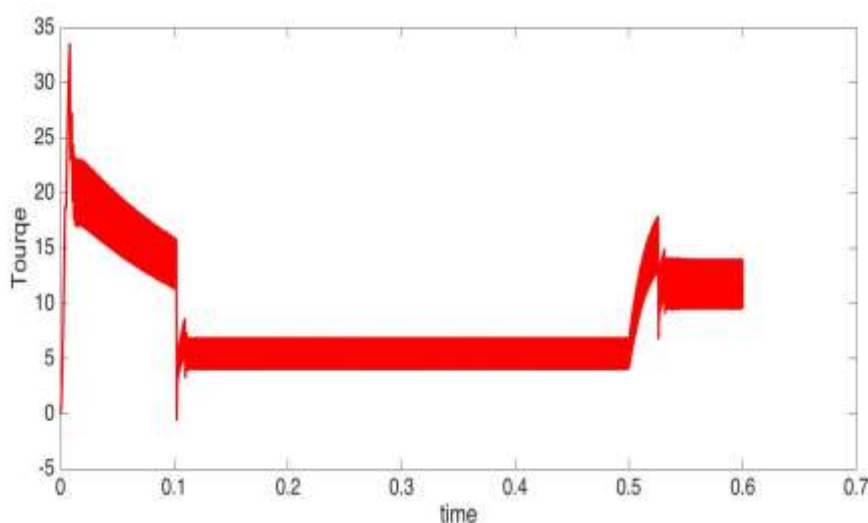
به منظور بررسی اثر تغییرات گشتاور بار بر سرعت خروجی هنگامی که ولتاژ تغذیه و سرعت مرجع ثابت می باشند، فرض شد  $\text{step time} = 0.5$  و  $V_t = 100$  و با اعمال ۲۰٪ افزایش در میزان بار و سپس ۱۰٪ کاهش بار از مقدار نامی، منحنی تغییرات سرعت و سیگنال خطای سرعت در شکل ۱۴ نشان داده شده است. همان گونه که ملاحظه می شود در ثانیه ۰/۵ بار سرعت به علت افت ولتاژ مبدل dc to dc، به میزان ۰/۷٪ کاهش یافته و در مدت زمان کمتر از ۰/۱ ثانیه مجدداً اصلاح و به میزان سرعت مرجع باز می گردد. همچنین در هنگام کاهش بار، سرعت به میزان ۱٪ افزایش یافته و در زمان ۰/۱ ثانیه به میزان اولیه اش باز می گردد.

با توجه به باتری لیتیوم-یونی که مورد استفاده قرار گرفته است و مقدار اولیه ۹۰۰ ولتی و همچنین مقدار اولیه ۱۰۰ ولتی انتظار داریم که سرعت تا حدودی بالاتر از مقدار نهایی حرکت کند و تا سرعت ۱۵۰۰ رادیان بر ثانیه بالا رود:



شکل ۱۴- سرعت بر حسب رادیان بر ثانیه

همان گونه که مشاهده می شود پس از افزایش سرعت مرجع، سرعت خروجی بدون بالازدگی (over shoot) و در کمتر از ۰/۱ ثانیه به سرعت مطلوب می رسد و هنگام کاهش سرعت مرجع سرعت خروجی بدون پائین زدگی (under shoot) و در مدت ۰/۲ ثانیه به سرعت مطلوب می رسد. حال می توانیم با حاصلضرب سرعت در گشتاور مقدار توان ۲۰ کیلووات مورد بحث را بدست آوریم (شکل ۱۵).



شکل ۱۵- نمودار گشتاور خروجی

همانطور که ملاحظه می شود گشتاور اولیه به دلیل ولتاژ سوئیچینگ تا مقدار حدود ۱۸ Nm بالا رفته و سپس در کمتر از ۰/۰۵ ثانیه به مقدار مطلوب می رسد که این بالا زدگی به دلیل افزایش اولیه بار و از طریق ازدیاد سوئیچینگ به وجود می آید، خروجی این شبیه سازی سرعت  $\omega$  و همچنین گشتاور  $T$  می باشد که می توان از حاصلضرب آنها مقدار توان مورد نیاز (۲۰ kw) را فراهم کند که این کار از طریق حاصلضرب سرعت در مقدار گشتاور بدست می آید. می توان گفت که توان مورد بحث که در اکثر هواپیماهای تک نفره و یا آب پاش و یا هواپیماهای بدون سرنشین و همچنین در هواپیماهای نظامی که به عنوان یک موتور استاندارد تلقی می شود مورد استفاده قرار می گیرد. همچنین می توان با تنظیم سرعت و همچنین به دست آوردن مقدار گشتاور (از طریق تغییر ورودی) به توان های بالاتر جهت موتورهای قویتر دست یافت.

#### ۱۰- نتیجه گیری

در این پروژه طراحی یک سیستم خورشیدی طراحی و شبیه سازی شده است. مشخص شد که طراحی هواپیمای خورشیدی نه فقط به ماموریت بلکه به نوع هواپیما نیز بستگی دارد. براساس ویژگی های هر ماموریت طراحی هواپیما هم متفاوت است. با توجه به ویژگی های ماموریت و هواپیما محاسبه انرژی هواپیما از طریق طراحی قابل انجام خواهد بود. پرواز خورشیدی به طراحی، ساخت و تست از هواپیما با تخصص ویژه در مواد پیشرفته، سازه های سبک وزن و یکپارچه سازی سیستم های انرژی خورشیدی در هواپیما می پردازد. بسیاری از پروژه هایی که در گذشته و یا در حال حاضر روی پرواز خورشیدی کار کرده است، طبقه بندی شده یا محرمانه باقی می ماند.

در بسیاری از نقاط جهان نیاز به هواپیماهایی است که بتواند به دور از فرودگاه های بزرگ و جایگاه های سوخت عمل کند. راه حل ایده آل، یک حمل و نقل انرژی برقی- خورشیدی ای که قادر به پرواز در داخل و خارج از زمین های کوچک با یک کلاهک معقول است، می باشد.

پس از سال ها تحقیق بر روی تمام انواع وسایل نقلیه الکتریکی، پرواز خورشیدی یک برنامه برای هواپیماهای نسل بعدی را گسترش داده است.

بال، برای بهترین کارایی آیرودینامیکی با فلپ بزرگ خمیده ایی که قابل تغییر است، برای بلند شدن ها و فرودهای کوتاه بهینه شده است.

منبع اصلی قدرت، یک بسته باتری لیتیوم است، اما یک محدوده قابل تغییر انتخابی را می توان در قسمتی از محفظه بار قرار داد، که شامل یک ژنراتور که در حال اجرا بر روی گاز خودکار بدون سرب است، می باشد.

در آینده، بیشتر و بیشتر هواپیما از نظر الکتریکی مجهز خواهد شد. ایمنی و قابلیت اطمینان بهبود خواهد یافت و تاثیر حمل و نقل هوایی بر محیط زیست تا حد زیادی کاهش می یابد.

یکی از بزرگترین چالش های پیش روی حمل و نقل هوایی امروز حفاظت از محیط زیست است. هواپیماها نیاز دارند که کارآمدتر، پاک تر و بیصداتر شوند.

در پرواز خورشیدی تعهد محیط زیست با توسعه بیشتر از هواپیمای الکتریکی بزرگتر و بهتر ادامه می یابد.

بر استناد ۲۸ سال تجربه در طراحی، ساخت و پرواز هواپیماهای خورشیدی، این پیکربندی جدید پتانسیل عملکردی بیشتری را از هر یک از پروژه های دیگر در حال توسعه ارائه می دهد.

## منابع و مراجع

- M. T.Hagh and M. Abapour, "DC reactor type transformer inrush current limiter," IET Electric Power Applications, vol. 1, no. 5, pp. 808-8۱۴, ۲۰۰۷.
- Noth, André (July 2008). Autonomous Systems Lab. Zürich: Swiss Federal Institute of Technology. p. 3. Retrieved 8 July 2010. Günter Rochelt was the designer and builder of Solair I, a 16 m wingspan solar airplane ... 21st of August 1983 he flew in Solair I, mostly on solar energy and also thermals, during 5 hours 41 minutes.
- "Infographic: A Timeline Of The Present And Future Of Electric Flight". Popular Science. Retrieved 7 January 2016.
- Taylor, John W R (1974). Jane's All the World's Aircraft 1974-75. London: Jane's Yearbooks. p. 573. ISBN 0 354 00502 2.
- Batrawy, Aya (9 March 2015). "Solar-powered plane takes off for flight around the world". Associated Press. Retrieved 14 March 2015.
- Renard, Charles; Arthur Constantin Krebs; Hervé Mangon (1884-08-18). "ACADÉMIE DES SCIENCES / séance du 18 août 1884 / NAVIGATION AÉRIENNE. - Sur un aérostat dirigeable." (in French). French Academy of Sciences. 1884 ... l'année dernière par M. Tissandier, qui le premier a appliqué l'électricité à la propulsion des ballons
- Day, 'Tubby'. "History of Electric Flight". Published in 'Model Engineer' in 1909 ... oak propeller ... flown for eight minutes ... Colonel H. J. Taplin, ... 1957 ... first officially recorded electric powered radio controlled model flight
- Fisher, Arthur (January 1988). "Secret of perpetual flight? Beam-powered plane". Popular Science 232: 62. Retrieved 2012-03-31.
- "Fuel cost - flight international - fuel price - 1973 - 2937 - Flight Archive". flightglobal.com. Retrieved 8 December 2015.