نقش پیل‌های سوختی تجدیدپذیر در افزایش مداومت پروازی سیستم‌های پیشرانش هوایی

جاماسب پیرکندی، استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر
jamasb_p@yahoo.com
مصطفی محمودی، استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر
mostabal@yahoo.com

چکیده

پیل‌های سوختی تجدیدپذیر[1] سیستم‌های تولید توانی هستند که از ترکیب پیل سوختی و صفحات خورشیدی تشکیل می‌شوند. هدف اصلی به‌کارگیری این نوع از سیستم‌های هیبریدی تأمین مداوم انرژی در مدت زمانی طولانی است. از جمله کاربردهای مهم این نوع از پیل‌های سوختی تأمین مداوم انرژی الکتریکی در سیستم‌های پیشرانش هوایی، همچون کشتی‌های هوایی و هواپیماهای بدون سرنشین می‌باشد. استفاده از این نوع سیستم‌های هیبریدی زمانی اهمیت می‌یابد که منابع تأمین سوخت از وسیلهٔ پرنده دور بوده و یا امکان سوخت‌گیری مجدد در فواصل زمانی کوتاه برای آنها میسر نباشد. هدف اصلی این مقاله بررسی عملکرد پیل‌های سوختی تجدیدپذیر در تأمین توان الکتریکی سیستم‌های پیشرانش هوایی با مداومت پروازی بالاست. ارائهٔ نحوهٔ عملکرد اجزای تشکیل‌دهندهٔ سیستم، همچنین بررسی توزیع جرمی و محاسبهٔ ظرفیت قسمت‌های گوناگون آن از دیگر موارد انجام‌شده در این مقاله می‌باشد.

واژگان کلیدی: پیل سوختی تجدیدپذیر، صفحات خورشیدی، الکترولایزر، مخزن

مقدمه

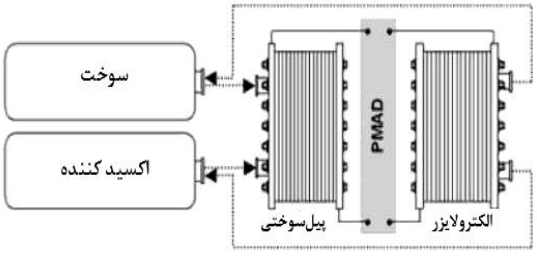
فناوری پیل سوختی که در آن هیدروژن طی یک سری واکنش‌های الکتروشیمیایی با اکسیژن تولید الکتریسیته و حرارت می‌کند، از جمله بهترین گزینه‌های تولید انرژی الکتریکی در آینده محسوب می‌شود [۱ – ۲]. از مزایای این فناوری می‌توان به تولید ناچیز آلاینده‌های زیست محیطی، بازده بالا نسبت به فناوری‌های دیگر، امکان استفادهٔ همزمان از انرژی الکتریکی و حرارتی تولیدشده توسط پیل، دامنهٔ گستردهٔ تولید توان، کاربرد در صنایع گوناگون همچون صنعت حمل نقل، نظامی، هوافضا، تنوع سوخت مصرفی، نداشتن قطعهٔ متحرک، آلودگی صوتی پایین و جز این‌ها اشاره کرد. با توجه به اینکه تولید هیدروژن،

ذخیره‌سازی و حمل‌ونقل آن برای استفاده در پیل‌های سوختی با دشواری زیادی روبروست، در برخی از موارد بهره‌گیری از این فناوری امکان‌پذیر نمی‌باشد. پیل‌های سوختی تجدیدپذیر یا تولید مجدد با هدف رفع چالش تأمین سوخت هیدروژن، با ترکیب یک واحد پیل سوختی و یک واحد الکترولایزر به راهکار جدیدی جهت تأمین هیدروژن مورد نیاز پیل سوختی در مجموعهٔ مولد انرژی تبدیل شده است [۳].

پیل‌های سوختی تجدیدپذیر نوعی مولد قدرت‌اند که واکنش‌دهنده‌های خود را برای تولید جریان برق دوباره بازیابی می‌نمایند. این سیستم‌ها از چند لایه پیل، که پشت سرهم به‌صورت سری بسته شده‌اند، استفاده می‌کنند. این نوع از پیل‌های سوختی در سیستم‌هایی کاربرد دارند که منابع تأمین سوخت از آنها دور است و یا امکان سوخت‌گیری در فواصل زمانی کوتاه برای آنها میسر نمی‌باشد. زمان عملکردی و ماندگاری بالا، تولید انرژی پیوسته و پایدار با نرخ متغیر از ویژگی‌ها، قابلیت کارکرد در ارتفاع‌های بسیار بالا، چگالی زیاد انرژی، عدم آشکارپذیری به‌خاطر نویز پایین، قابلیت کارکرد در شرایط سخت، قابلیت اطمینان بالا، آلایندگی محیطی پایین و هزینهٔ نگه‌داری پایین از جمله مزایای عمدهٔ پیل‌های سوختی تجدیدپذیر به‌شمار آمده و این موضوع برتری استفاده از این سیستم را در مقایسه با باتری‌های قابل شارژ به اثبات می‌رساند [۳].

از مهم‌ترین معایب این سیستم نیز می‌توان به هزینهٔ اولیهٔ بالا و متغیربودن میزان انرژی خروجی با توجه به شرایط آب‌وهوایی محیطی اشاره کرد. پیل‌های سوختی تجدیدپذیر با توجه به قابلیت‌های بالای خود در کاربردهای نظامی و صنایع هوافضا، که به نسبت تولید انرژی به جرم حساس‌اند، انتخاب بسیار مناسبی به‌شمار می‌روند. استفاده از این سیستم جهت تأمین توان سیستم پیشرانش یک وسیلهٔ پرنده، سبب مداومت پروازی بالای آن خواهد شد [۴]. در ادامه نمونه‌ای از کاربرد این نوع سیستم‌های هیبریدی در هواپیماهای بدون‌سرنشین هلیوس[۲] و کشتی‌های هوایی نشان داده شده است. در شکل‌های ۱ و ۲ نمونه‌ای از کاربرد این نوع سیستم‌های پیشرانش در هواپیماهای بدون سرنشین هلیوس مشاهده می‌شود. این هواپیما با نام HP01 توسط شرکت ارست[۳] برای دو هدف اولیه طراحی و ساخته شده است: نخست اینکه بتواند پروازی پایا در ارتفاع نزدیک به ۳۰ کیلومتری، برای حداقل ۲۴ ساعت، داشته باشد. دوم اینکه بتواند مأموریت‌هایی با مداومت پروازی بالا (بحث ارتباطات مخابراتی، مشاهدات جوی، عملیات شناسایی و جز این‌ها) را در ارتفاع ۱۵ تا ۲۰ کیلومتری از سطح زمین انجام دهد.

شکل ۱. نمونه‌ای از کاربرد پیل سوختی تجدیدپذیر در سیستم پیشرانش هواپیماهای بدون سرنشین هلیوس



شکل ۲. نمایی شماتیک از سیستم تولید توان با پیل‌سوختی تجدیدپذیر؛ هواپیماهای بدون سرنشین هلیوس[۵]

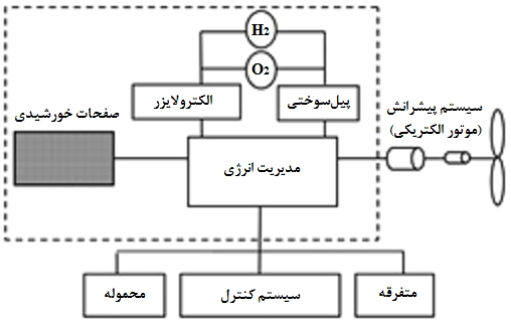
در اولین آزمایش پرواز، که در سال ۱۹۹۹ انجام شد، این هواپیما از باتری‌های لیتیومی که در زیر بال‌ها قرار گرفته بود، استفاده می‌کرد. بیشتر از ۶۲۰۰۰ سلول خورشیدی روی سطح بال این پرنده نصب شده بود. وزن خشک طرح

اولیهٔ هلیوس ۶۰۰ کیلوگرم بود و در سال ۱۹۹۹ در خلال آزمایشات این هواپیما توانست بار مفیدی به مقدار ۲۸۳ کیلوگرم را حمل کند. پرواز این هواپیما شب‌هنگام، زمانی‌که هیچ نوری وجود نداشت، نیازمند منبع تولید توان مناسبی بود تا بتواند نیروی مناسب برای موتورها، اویونیک و تجهیزات آزمایشی را تأمین کند. در آن مقطع، تعداد باتری‌های قابل شارژ لیتومی که ممکن بود مورد نیاز باشد برای اینکه پرنده را در طول شب در آسمان نگاه دارد بسیار سنگین بود و بدین صورت گروه نمی‌توانست به اهداف پروازی (مداومت و ارتفاع) برسد. این مسئله سبب شد که استفاده از پیل سوختی به‌عنوان یک سیستم جایگزین مورد توجه قرار گیرد.

این گروه و چندین شرکت زیرمجموعه، تعدادی از پیل‌های سوختی را آزمایش کردند تا بتوانند سیستم تولید توانی را حاصل کنند که از سیستم‌های موجود سبک‌تر باشد. بنابراین گروه طراحی هلیوس به پیل سوختی پلیمری[۴] به‌عنوان بهترین گزینه برای ترکیب با صفحات خورشیدی و تأمین نیروی مورد نیاز پرنده در شب روی آوردند.

سیستم ترکیبی جدید تحت عنوان پیل‌های سوختی تجدیدپذیر قادر بود توان این هواپیما را طی ۲۴ ساعت فراهم نماید. این پرنده توانست در سال ۲۰۰۱ به یکی از اهداف خود دست یابد و در یک رکورد غیر رسمی در ارتفاع ۲۹/۵ کیلومتر به‌مدت ۴۰ دقیقه پرواز کند. این هواپیما جهت تأمین توان لازم برای سیستم پیشرانش خود، از ۱۴ موتور بی‌زغال[۵] (موتور براش‌لس دی سی) جریان مستقیم با قدرت ۲ اسب بخار استفاده می‌کرد [۵]. نمونهٔ دیگری از این نوع هواپیمای بدون سرنشین با نام هلیوس HP03 در سال ۲۰۰۳ به‌مدت ۱۵ ساعت در ارتفاع ۲۹ کیلومتری به پرواز درآمد. در این هواپیما از پیل سوختی یکپارچه جهت تأمین انرژی مورد نیاز پرنده برای پرواز در شب استفاده می‌شد. این پهپاد از ده موتور الکتریکی بهره می‌برد، که انرژی الکتریکی مورد نیاز این موتورها در روز توسط صفحات خورشیدی و در شب توسط پیل سوختی تأمین می‌شود. پیل سوختی به‌کار رفته در این نوع پهپاد از نوع تجدیدپذیر بود که قابلیت تولید الکتریسته و همچنین الکترولیز آب را داشت. وزن کل این هواپیما در حدود ۴۶۴۰ کیلوگرم بود که ۲۶۰ کیلوگرم آن متعلق به پیل سوختی بود. هزینهٔ ساخت این پرنده در حدود ۹۰ میلیون دلار برآورد شده بود. این هواپیما در پرواز سوم خود پس از ۳۰ دقیقه از پرواز به‌دلیل برخورد با توده‌ای از بادهای سهمگین در اقیانوس آرام سقوط کرد [۵].

از دیگر کاربردهای پیل‌های سوختی تجدیدپذیر می‌توان به استفاده از آنها در سیستم پیشرانش کشتی‌های هوایی اشاره کرد. در کشتی هوایی هال دی[۶] که توسط شرکت لاکهید مارتین[۷] طراحی و ساخته شده بود، از صفحات خورشیدی و باتری لیتیومی برای تأمین نیروی پیشران استفاده می‌شد. اما استفاده از پیل‌سوختی به‌جای باتری لیتیومی از طرح‌هایی بود که این شرکت روی آن تحقیقات زیادی انجام داد. در ۲۷ جولای ۲۰۱۱ آزمایش پرواز این کشتی هوایی با استفاده از پیل‌های سوختی تجدیدپذیر تا ارتفاع ۱۰ کیلومتری انجام شد. سیستم هیبریدی به‌کار رفته در این نوع وسائل پرنده همان‌طور که در شکل ۳ نشان داده شده است، شامل صفحات خورشیدی، پیل سوختی پلیمری، الکترولایزر و مخازن (هیدروژن، اکسیژن و آب)، می‌باشد. هرکدام از این تجهیزات اشاره شده متناسب با ظرفیت و توان خروجی سیستم بوده و رابطهٔ بین وزن و ابعاد بیشتر آنها با توان خروجی سیستم به‌صورت خطی می‌باشد [۶].

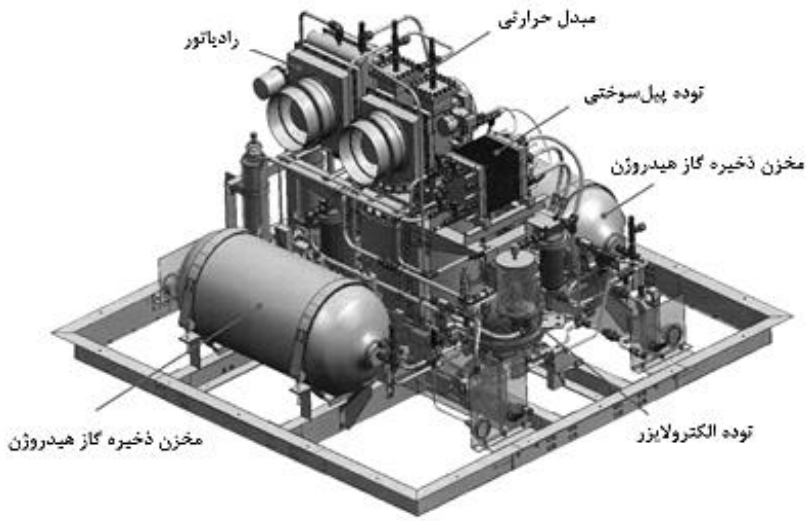


شکل ۳. نمایی شماتیک از سیستم تولید توان با پیل‌سوختی تجدیدپذیر در کشتی هوایی [۶]

کشتی هوایی دیگری که در سال‌های اخیر این سیستم هیبریدی را جهت تأمین توان مورد نیاز خود مورد استفاده قرار داده، استراتوسفر[8] بود. امکان‌سنجی و طراحی این وسیلهٔ پرنده در ژاپن انجام شد. طراحی این کشتی بدین صورت بود که بدنهٔ آن مجهز به تعدادی کیسهٔ گاز هلیوم بوده، صفحات سلول‌های خورشیدی در بالای این کشتی نصب شده بودند. سیستم پیشران این کشتی دارای سه موتور بود که توان مورد نیاز آنها در روز از طریق صفحات خورشیدی و در شب از طریق یک پیل سوختی احیاکننده تأمین می‌گشت. این کشتی هوایی در لایهٔ استراتوسفر قرار می‌گیرد؛ لایه‌ای که چگالی در آنجا یک‌چهاردهم تا یک‌بیستم سطح دریاست.

در سال ۲۰۰۵ م، آژانس فضایی ژاپن با استفاده از این نوع سیستم پیشران هیبریدی یک کیلوواتی، توانست یک کشتی هوایی را با تمام تجهیزات الکترونیکی آن در ارتفاع ۴۰۰۰ متری از سطح دریا نگاه دارد. این کشتی هوایی حدود ۲۰ متر و مدت زمان پایداری در ارتفاع ۴۰۰۰ متری حدود ۲ الی ۶ ماه بود. نمایی از سیستم پیشران این کشتی هوایی در شکل ۴ نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، این سیستم دارای دو تانک هیدروژن جهت تأمین سوخت مورد نیاز پیل می‌باشد.

از دیگر موارد کاربردی این سیستم‌های هیبریدی می‌توان به استفاده از آنها در ماهواره‌های مخابراتی و کاوشگرهای فضایی اشاره کرد. توان الکتریکی این سیستم‌ها در روز توسط پنل‌های خورشیدی تأمین می‌شود، اما در هنگامی که نور خورشید به‌دلائلی کم شود، از پیل سوختی استفاده می‌گردد. هدف از این مقاله بررسی عملکرد پیل‌های سوختی تجدیدپذیر به‌عنوان یک منبع تولید توان با مداومت کاری بالاست. بررسی نحوهٔ کارکرد سیستم در طول شبانه‌روز، معرفی قسمت‌های گوناگون تشکیل‌دهنده، نحوهٔ محاسبهٔ ظرفیت اجزای موجود در سیستم و تعیین توزیع جرمی آنها از دیگر موارد انجام‌شده در این تحقیق می‌باشد.

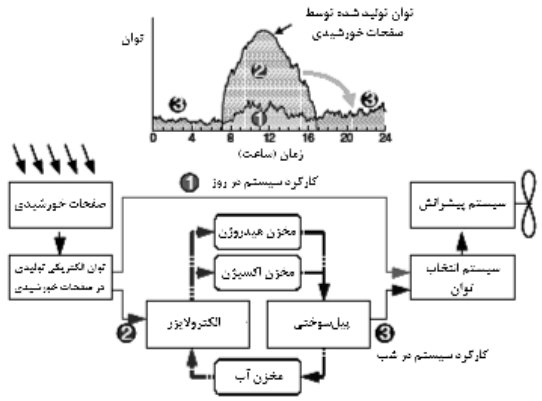


شکل ۴. نمونه‌ای از کاربرد سیستم پیشران هیبریدی یک کیلوواتی در کشتی هوایی ژاپن [۶]

نحوهٔ کارکرد سیستم

ترکیب پیل سوختی و صفحات خورشیدی مناسب‌ترین سیستم برای تأمین توان الکتریکی در سیستم‌های پیشرانش هوایی با ارتفاع و مداومت پروازی بالاست. این سیستم شامل صفحات خورشیدی، پیل سوختی پلیمری، باتری (در صورت نیاز)، الکترولایزر، مخازن (هیدروژن، اکسیژن و آب) و یک موتور الکتریکی می‌باشد. نحوهٔ عملکرد این سیستم بدین صورت است که در روز صفحات خورشیدی طبق اثر فتوولتائیک انرژی تشعشعی خورشید را

به انرژی الکتریکی تبدیل کرده و بدین صورت توان مورد نیاز موتور الکتریکی را تأمین می‌کنند. در طی همین فرایند بخشی از اضافه توان تولیدشده از صفحات خورشیدی به مصرف الکترولایزر رسیده و بخشی نیز در باتری‌های موجود ذخیره می‌شود. در الکترولایزر آب ارسالی از مخزن ذخیرهٔ آب، الکترولیز شده و پس از تبدیل به هیدروژن و اکسیژن در مخازن تعبیه‌شدهٔ موجود در سیستم ذخیره می‌گردد. پس از اتمام روز و کاهش انرژی تشعشعی خورشید در شب، از باتری‌ها و پیل سوختی پلیمری برای تأمین توان موتور الکتریکی استفاده می‌شود. سوخت پیل سوختی هیدروژن و اکسیژن تولید ده در طول روز می‌باشد. همان‌طور که قبلاً بیان شد، هیدروژن و اکسیژن طی روز در اثر الکترولیز آب تولیدشده و در مخازن مربوطه نگه‌داری می‌شود. کارکرد پیل سوختی در شب سبب تولید توان الکتریکی و حرارتی و همچنین تولید آب می‌شود. آب تولیدشده در شب در یک مخزن ذخیره شده و در هنگام روز جهت الکترولیز به‌سمت الکترولایزر هدایت می‌شود. در شکل ۵ نمودار توزیع توان تولیدی در طول ۲۴ ساعت کاری این سیستم نشان داده شده است.



شکل ۵. نمودار توزیع توان در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر
در طول یک شبانه‌روز [۸]

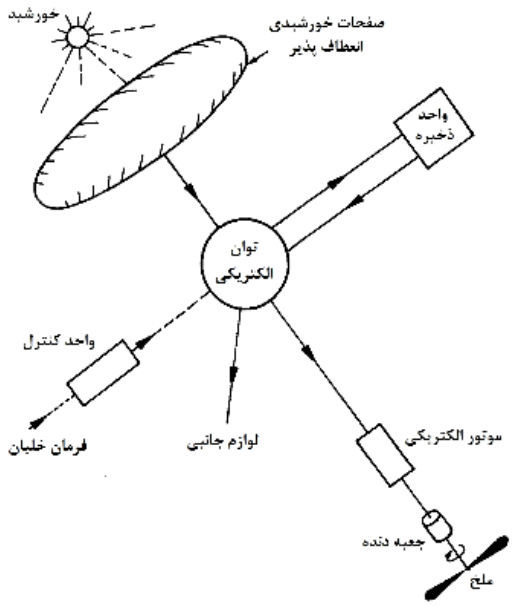
همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، قسمت اعظمی از توان تولیدی در روز (مازاد مصرف موتور) در الکترولایزر مصرف می‌شود. می‌توان این‌گونه بیان کرد که صفحات خورشیدی در طول روز انرژی زیادی تولید می‌کنند که بخش اعظمی از آن جهت تولید سوخت و اکسیدکننده برای استفاده در پیل سوختی (در طی شب) مورد استفاده قرار می‌گیرد.

استفاده از این نوع سیستم هیبریدی سبب مداومت کارکرد سیستم پیشران در نظر گرفته‌شده می‌گردد. با توجه به اینکه در سیستم پیشنهادی انرژی ورودی (سوخت) توسط خورشید و یا خود سیستم (الکترولایزر) تأمین می‌شود، این سیستم از نظر وزنی و صرف هزینه‌های مربوط به تأمین سوخت بسیار مناسب بوده و دارای بازده بالایی می‌باشد.

صفحات خورشیدی

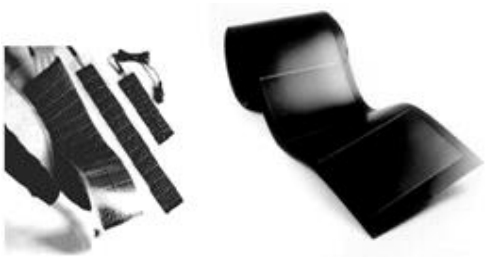
صفحات خورشیدی سیستم‌های فتوولتائیکی هستند که بخشی از فرکانس نور خورشید را به الکتریسیته با جریان مستقیم تبدیل می‌کنند. یک صفحه (سلول) خورشیدی شامل ورقهٔ نازکی از مواد نیمه‌رساناست که دو بخش این نیمه‌رسانا از نوع p و n در کنار هم قرار دارند و به‌صورت الکتریکی با یکدیگر در تماس‌اند. توان الکتریکی تولیدشده در صفحات خورشیدی از طریق سیستم شبکه و با کنترل مناسب، موتورهای الکتریکی را تغذیه کرده و پروانه یا ملخ‌های پیشران سیستم را می‌چرخاند. سیستم کنترل شامل یک کامپیوتر کنترل‌کنندهٔ توان است. چون جریان مستقیمی که سلول‌های خورشیدی تولید می‌کنند، بسته به زاویهٔ تابش خورشید، میزان شدت تابش و جز این‌ها متغیر می‌باشد، این کامپیوتر توان متغیر را به ولتاژ کنترل‌شدهٔ جریان مستقیم تبدیل می‌کند [۹]. بازده این سیستم بیش از ۹۰ درصد بوده، بخشی از این انرژی توسط سلول‌های خورشیدی به تجهیزات ذخیره‌ساز داخلی مناسبی که دارای نسبت انرژی ذخیره‌شده به وزن بالایی هستند، منتقل می‌شود. انرژی مورد نیاز برای سرویس‌های پرواز از قبیل سیستم روشنایی وسیله و تجهیزات می‌تواند به‌طور مستقیم از سیستم کنترل و یا از واحدهای ذخیره‌سازی تأمین شود. لازم به یادآوری است که انرژی اضافی برای هوای طوفانی

به‌وسیلهٔ واحدهای ذخیره‌سازی تأمین می‌شود. کامپیوتر داخلی بخشی از توان تغذیه‌شده به واحدهای ذخیره‌سازی را براساس تعادل بین میزان توان تولیدی توسط سلول‌های خورشیدی و میزان توان مورد نیاز موتورها کنترل می‌کند. شکل ۶ نمایی کلی از سیستم تولید توان خورشیدی را نمایش می‌دهد. همان‌طور که در بخش‌های قبل اشاره شد، در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر توان اضافی تولیدشده در صفحات خورشیدی برای استفاده در الکترولایزر و همچنین جهت ذخیره در باتری‌ها مورد استفاده قرار می‌گیرد.



شکل ۶. نمایی از سیستم تولید توان خورشیدی [۹]

صفحات خورشیدی عموماً با یک پوشش محافظتی پوشیده می‌شوند؛ پوششی که بازتابش نور را کاهش می‌دهد. به‌طور طبیعی در این فرایند مقداری تبدیل به حرارت نیز اتفاق می‌افتد که این حرارت باید به محیط خارج منتقل شود؛ زیرا که افزایش دما سبب کاهش بازدهی صفحات خواهد شد. در یک حالت نوعی، افزایش دمای عملکردی از ۲۰ تا ۱۰۰ درجه بازده خروجی را بیش ۳۰ درصد کاهش می‌دهد. حرکت پرنده و برخورد هوای سرد به سلول‌ها نیز سبب افزایش بازدهی می‌شود. نوع سلول‌های خورشیدی مناسب برای کاربرد در این نوع سیستم‌های پیشران هیبریدی باید ارزان، پایا، انعطاف‌پذیر، دارای وزن و ضخامت کم و همچنین بازدهی بالایی باشند (ضخامت این سلول‌ها می‌تواند کمتر از ۲۰ میکرون و حداکثر ۱ تا ۲ میکرون باشد). پوستهٔ سلول‌های خورشیدی باید به‌صورت یکپارچه و با حداقل وزن و حداکثر انعطاف‌پذیری مکانیکی باشد. در شکل ۷ نمایی از صفحات خورشیدی استفاده شده در سیستم‌های پیشران هوایی با پیل‌های سوختی تجدیدپذیر نمایش داده شده است. با توجه به موارد فوق در این نوع سیستم‌های هیبریدی پیشنهاد می‌شود از صفحات خورشیدی با مشخصات ارائه‌شده در جدول ۱ استفاده گردد.



شکل ۷. نمونه‌ای از یک صفحهٔ خورشیدی به‌کار رفته در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر [۱۰]

جدول ۱. مشخصات صفحات خورشیدی

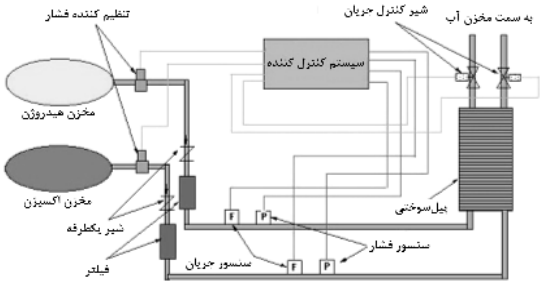
چگالی توان صفحات خورشیدی	۱۲۰ وات بر مترمربع
وزن مخصوص صفحات خورشیدی	۲۰۰ گرم بر مترمربع
دمای کاری صفحات خورشیدی	۳۱۸ کلوین

پیل سوختی

پیل سوختی وسیله‌ای است که طی یک واکنش الکتروشیمیایی سوخت و اکسایندہ را ترکیب و انرژی شیمیایی سوخت را مستقیماً به انرژی الکتریکی و گرمایی تبدیل می‌کند. تحقیقات جدید در زمینهٔ به‌کارگیری پیل سوختی در صنایع هوافضا از اوائل دههٔ ۶۰ م، همزمان با اوج‌گیری فعالیت‌های مربوط به تسخیر فضا، آغاز شد. مرکز تحقیقات ناسا در پی تأمین نیرو جهت پروازهای فضایی با سرنشین بود. ناسا پس از رد گزینه‌های موجود نظیر باتری (به‌علت سنگینی)، انرژی خورشیدی (به‌علت گرانی) و

انرژی هسته‌ای (به‌علت ریسک بالا) پیل سوختی را انتخاب کرد. تحقیقات در این زمینه به ساخت پیل سوختی پلیمری توسط شرکت جنرال الکتریک منجر شد. ایالات متحده فناوری پیل سوختی را در برنامهٔ فضایی جمینی[9] استفاده نمود که نخستین کاربرد تجاری پیل سوختی بود. در ادامه ناسا پیل سوختی قلیایی را به‌منظور کاهش وزن و افزایش توان تولیدی در برنامهٔ فضایی آپولو به‌کار برد. در هر دو پروژهٔ معرفی‌شده پیل سوختی به‌عنوان منبع انرژی الکتریکی استفاده شدند. در دههٔ ۸۰ م، استفاده از پیل سوختی در برنامهٔ فضایی شاتل و در دههٔ ۹۰ نیز بررسی و استفاده از آن برای بالون‌های ارتفاع بالا و پایگاه‌های فضایی مدنظر قرار گرفت. معمولاً از پیل‌های سوختی تجدیدپذیر در هواپیماها و کشتی‌های هوایی با مداومت و ارتفاع پروازی بالا و همچنین در اکتشافات فضایی استفاده می‌شود. با توجه به خصوصیات انواع پیل‌های سوختی، پیل سوختی پلیمری (هیدروژنی) جهت کاربرد در این دسته از سیستم‌های هیبریدی مناسب می‌باشد [۱۱]. در این نوع از پیل‌های سوختی از الکترولیت‌های پلیمری استفاده می‌شود که دارای پلیمرهای با قابلیت عبوردهندگی پروتون می‌باشند. سادگی، طراحی ساده، دانسیتهٔ انرژی بالا، وزن کم، بازده بالا، دمای کارکرد کم (حدود ۸۰ درجهٔ سانتی‌گراد که ردیابی سیگنال‌های حرارتی آن بسیار دشوار است)، زمان راه‌اندازی بسیار کوتاه و جامدبودن الکترولیت، که مشکل الکترولیت‌های مایع و خورندگی در آن وجود ندارد، از مزایای عمدهٔ این پیل‌هاست.

در شکل ۸ نمایی شماتیک از نحوهٔ کارکرد یک پیل سوختی پلیمری در سیستم‌های پیشران هوایی نمایش داده شده است. همان‌گونه که مشاده می‌شود، این سیستم دارای اجزای متنوعی از قبیل استک پیل سوختی، مخازن هیدروژن و اکسیژن، شیرآلات، تنظیم‌کننده‌ها، فیلترها، لوله‌ها و تجهیزات الکترونیکی می‌باشد. هر کدام از این تجهیزات متناسب با ظرفیت و توان خروجی سیستم می‌باشد. رابطهٔ میان وزن و ابعاد بیشتر تجهیزات اشاره‌شده با توان خروجی سیستم خطی می‌باشد. در جدول ۲ مقیاس وزنی زیرسیستم‌های به‌کار رفته در سیکل پیل سوختی ذکر شده است. مقیاس وزنی اشاره شده در این جدول براساس توان خروجی بیشینه نشان داده شده است.



شکل ۸. نمایی شماتیک از نحوهٔ کارکرد یک پیل سوختی [۶]

جدول ۲. ضریب مقیاس اجزای پیل سوختی

اجزاء	ضریب مقیاس کیلوگرم بر کیلووات
تودهٔ پیل سوختی	۱
حسگرهای فشار	۰/۰۴
حسگرهای دما	۰/۰۱
شیر یک‌طرفه	۰/۰۴
حسگرهای جریان	۰/۰۴
فیلترها	۰/۰۶
شیر کنترل جریان	۰/۰۸
کنترل‌کننده	۰/۰۸
مبدل توان	۱
خطوط ارتباطی و رابط‌ها	۰/۲۶
جداکنندهٔ فاز	۰/۰۷
تنظیم‌کنندهٔ هیدروژن	۰/۰۵
تنظیم‌کنندهٔ اکسیژن	۰/۰۹
مبدل حرارتی	۰/۵
سیم‌کشی	۰/۳

حالت دیگری نیز وجود دارد که در آن از هوا به‌جای اکسیژن استفاده می‌شود. در این حالت یک مجموعهٔ فشرده‌کنندهٔ هوا به‌جای تانک اکسیژن قرار خواهد گرفت؛ دلیل این امر نیزفشار پایین هوا در ارتفاعات زیاد می‌باشد. مثلاً در ارتفاع ۲۱/۵ کیلومتری از سطح زمین فشار هوا در حدود ۴۰/۵ میلی بار می باشد، این در حالی است که فشار

کاری پیل در حدود ۱۰۰۰ میلی‌بار است. با توجه به این موضوع، در ارتفاعات زیاد هوا نیاز به فشرده‌شدن خواهد داشت. سیستم فشرده‌کننده شامل یک کمپرسور فشار ضعیف، یک کمپرسور فشار قوی، دو موتور الکتریکی و دو مبدل حرارتی خنک‌کننده است. تمامی این سیستم‌ها وزن بیشتری به مجموعهٔ سیستم پیل سوختی خواهند افزود، کمپرسورها نیز بخشی از توان تولیدی سیستم را مصرف خواهند نمود. در جدول ۳ مقیاس وزنی متعلقات مربوط به مجموعهٔ فشرده‌کنندهٔ هوا ذکر شده است. در نتایج اشاره‌شده بازده کمپرسور ۸۵ درصد فرض شده است. برای اندازه‌گیری مقیاس وزنی مبدل‌های حرارتی به دانستن مقدار هوای مصرفی نیاز است. مقدار هوای مورد نیاز سیستم با استفاده از رابطه ۱ به‌دست خواهد آمد [۶]:

جدول ۳. ضریب مقیاس اجزای سیستم فشرده‌کننده

اجزاء	ضریب مقیاس
کمپرسور فشا پایین و الکتروموتور مربوطه	۰/۷۹ (kg/kW)
مبدل حرارتی Inter cooler	۸۳/۳۳ (kg/M_{air})
کمپرسور فشار بالا و الکتروموتور مربوطه	۰/۱۱۳ (kg/kW)
مبدل حرارتی After cooler	۱۱۸/۲ (kg/M_{air})

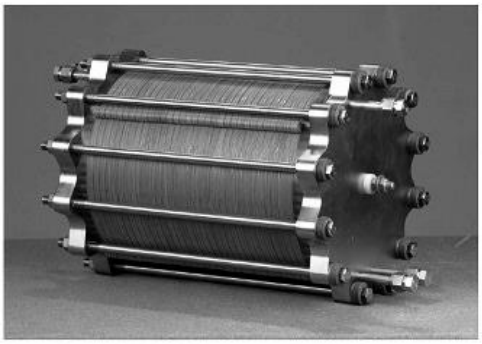
$$\dot{M}_{Air} = 6.91\times10^{-4}\times P_{tot} \qquad (۱)$$

به‌طوری‌که در این رابطه P_{tot} توان خروجی از پیل سوختی برحسب کیلووات می‌باشد.

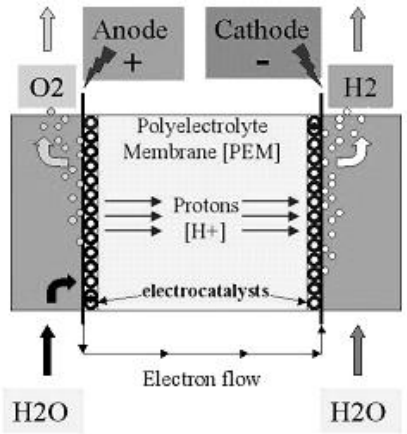
در شکل ۹ نمایی از استک یک پیل سوختی به‌کار رفته در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر نمایش داده شده است.

الکترولایزر

روش الکترولیز آب از جمله روش‌های تولید هیدروژن است که به‌خوبی با انواع انرژی‌های تجدیدپذیر سازگار می‌شود. در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر و در طی روز انرژی اضافی تولیدشده در صفحات خورشیدی، که مورد نیاز موتور الکتریکی نیست، در الکترولایزر مورد استفاده قرار می‌گیرد. وظیفهٔ الکترولایزر تأمین هیدروژن و اکسیژن از طریق الکترولیز آب است. اکسیژن و هیدروژن حاصل از الکترولیز در مخازنی ذخیره می‌شود و شب‌هنگام جهت تأمین توان الکتریکی در پیل سوختی به‌کار می‌رود [۶]. نمایی شماتیک از نحوهٔ کارکرد یک الکترولایزر در شکل ۱۰ نمایش داده شده است.



شکل ۹. نمایی از استک یک پیل سوختی پلیمری به‌کار رفته در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر [۶]



شکل ۱۰. نمایی شماتیک از نحوهٔ کارکرد یک الکترولایزر

همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، با عبور جریان مستقیم برق از الکترولایزر، آب به اجزای سازنده‌اش تجزیه می‌شود. الکترولایزرها با توجه به الکترولیت مورد استفاده نیز دسته‌بندی می‌شوند. در حال حاضر پیشرفت‌های چشمگیری در زمینهٔ طراحی و ساخت الکترولایزرهای پلیمری حاصل شده است که دارای الکترولیت پلیمری هستند. الکترولایزرهای پلیمری فشرده و کم حجم بوده و

بازده آن در صورت افزایش دما کاری تا ۴۵۰ درجهٔ سانتی‌گراد به‌میزان قابل توجهی افزایش می‌یابد. در پیل‌های سوختی تجدیدپذیر از الکترولایزرهای پلیمری استفاده می‌شود.

مخازن ذخیره

با توجه به نیاز پیل سوختی به اکسیژن و هیدروژن به‌عنوان واکنش‌گرهای اصلی، لازم است روش‌های تولید و ذخیره‌سازی این واکنش‌گرها مورد توجه قرار گیرد. به‌منظور ذخیرهٔ هیدروژن مورد نیاز پیل سوختی از روش‌های زیر استفاده می‌شود [۱۱]:

۱. ذخیره‌سازی در سیلندر به‌صورت گاز تحت فشار

۲. ذخیره‌سازی به‌صورت مایع در دمای بسیار پایین

۳. ذخیره‌سازی در هیدریدهای فلزی

۴. ذخیره‌سازی به‌صورت هیدریدهای شیمیایی

۵. ذخیره‌سازی در مخزن کربن نانوتیوب یا کربن فعال

انتخاب روش ذخیره‌سازی هیدروژن در طراحی یک سیستم هیبریدی بسیار مهم است. در این روش هدف از ذخیره‌سازی هیدروژن، استفاده از آن به‌عنوان سوخت در وسائل قابل حمل هوایی همچون هواپیمای بدون سرنشین و کشتی هوایی است، که مخازن ذخیره‌سازی باید با وزن کمتر و بازده بیشتر ساخته شوند. ذخیره‌سازی هیدروژن به‌صورت گاز فشرده در مخازنی از جنس استیل صورت می‌گیرد. اگرچه مخازن استفاده‌شده از این روش سنگین می‌باشند، اما برای کاهش وزن مخزن از سیلندرهای کامپوزیتی نیز می‌توان استفاده کرد. در مخازن کامپوزیتی یک لایهٔ داخلی از آلومینیم به ضخامت ۶ میلی‌متر وجود دارد. روی این لایهٔ آلومینیمی کامپوزیت الیاف آرامید، الیاف کربن و اپوکسی قرار می‌گیرد. مواد کامپوزیتی مورد استفاده خاصیت چقرمگی بالایی داشته، خطر انفجار این سیستم بسیار کم است.

اکسیژن عموماً به دو روش کلی ذخیره‌سازی می‌گردد [۱۱]:

۱. ذخیره‌سازی اکسیژن به‌صورت گاز فشرده

۲. ذخیره‌سازی اکسیژن به‌صورت مایع سرد

ذخیرهٔ اکسیژن در سیلندر به‌صورت مایع دارای فضای اشغال پایین بوده و از لحاظ اقتصادی مقرون به‌صرفه‌تر است. اکسیژن را می‌توان در سیلندرهای مخصوص و به‌صورت مایع، که دارای فضای اشغال کم می‌باشد، ذخیره کرد. مقدار هیدروژن و اکسیژن مورد نیاز سیستم با توجه به نرخ جریان آنها و زمان کارکرد پیل سوختی معین خواهد شد. نرخ جریان هیدروژن و اکسیژن تابعی از توان خروجی پیل (P_{FC}) و ولتاژ کاری آن (V_C) بوده و طبق روابط ۲ و ۳ حاصل می‌گردند [۲]:

$$\dot{M}_{H_2} = \frac{P_{FC}}{2.F.V_C}\left(\frac{mol}{\sec}\right) = 1.05\times10^{-8}\times\frac{P_{FC}}{V_C}\left(\frac{kg}{\sec}\right) \qquad (۲)$$

$$\dot{M}_{O_2} = \frac{P_{FC}}{4.F.V_C}\left(\frac{mol}{\sec}\right) = 8.29\times10^{-8}\times\frac{P_{FC}}{V_C}\left(\frac{kg}{\sec}\right) \qquad (۳)$$

با توجه به زمان کاری پیل سوختی می‌توان جرم و حجم هیدروژن و اکسیژن مورد نیاز سیستم را محاسبه کرد:

$$\dot{V}_{H_2}\left(\frac{lit}{\min}\right) = 7.627\times10^{-3}\times\frac{P_{FC}}{V_C}\left(\frac{lit}{\min}\right) \qquad (۴)$$

$$\dot{V}_{O_2}\left(\frac{lit}{\min}\right) = 3.8\times10^{-3}\times\frac{P_{FC}}{V_C}\left(\frac{lit}{\min}\right) \qquad (۵)$$

در روابط فوق توان پیل برحسب وات و ولتاژ آن برحسب ولت می‌باشد. با توجه به موارد فوق، در طراحی مخازن هیدروژن و اکسیژن مجموعه‌ای از پارامترها از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است که می‌توان به جنس مخزن، شکل مخزن، حجم مخزن، ضریب اطمینان طراحی، فشار و دمای ذخیره‌سازی اشاره کرد. برای آب تولیدشده در پیل‌سوختی نیز باید مخزن مناسبی در نظر گرفت. وزن و حجم آب تولیدی در پیل نیز مطابق روابط ۶ و ۷ حاصل می‌گردد.

$$\dot{M}_{H_2O} = \frac{P_{FC}}{2.F.V_C}\left(\frac{mol}{\sec}\right) = 9.34\times10^{-8}\times\frac{P_{FC}}{V_C}\left(\frac{kg}{\sec}\right) \qquad (۶)$$

$$\dot{V}_{H_2O}\left(\frac{lit}{\min}\right) = 5.604\times10^{-6}\times\frac{P_{FC}}{V_C}\left(\frac{lit}{\min}\right) \qquad (۷)$$

با توجه به موارد فوق، در طراحی مخازن مجموعه‌ای از پارامترها از اهمیت ویژه ای برخوردارند که از آن میان

می‌توان به جنس، شکل و حجم مخزن، ضریب اطمینان طراحی، فشار و دمای ذخیره‌سازی اشاره کرد.

موتور الکتریکی

موتور الکتریکی به‌کار رفته در این نوع از سیستم‌های هیبریدی به‌عنوان مولد نیروی پیشران برای حرکت ملخ باید مورد توجه قرار گیرد. بازده و قابلیت موتور شاخص بسیار مهمی در طراحی یک وسیلهٔ پرنده است. توان خروجی از صفحات خورشیدی و پیل سوختی از نوع جریان مستقیم است. با توجه به این موضوع می‌توان دو نوع موتور الکتریکی جریان مستقیم و متناوب برای وسیلهٔ پرنده در نظر گرفت که الکتروموتورهای جریان مستقیم مزیت بیشتری دارند. وزن موتور انتخابی تابعی از توان خروجی از سیستم است و طبق رابطهٔ ۸ به‌دست می‌آید [۶]:

$$M_{engine} = -0.2669 + 9.845\times10^{-4}\times P_{\max} - 1.12\times10^{-10}\times P_{\max}^{2} \quad (۸)$$

نسبت وزن به توان موتور الکتریکی برابر ۱/۵ کیلوگرم بر کیلووات و نسبت وزن به توان سایر تجهیزات جانبی موتور الکتریکی ۲ کیلوگرم بر کیلووات می‌باشد.

الگوریتم طراحی

به‌طور کلی، دیدگاه مهندسی در طراحی این نوع از سیستم‌های هیبریدی متشکل از واحدهای مجزا، در واقع ایجاد ارتباط و ترکیب عناصر منفرد آن است. این ارتباط به‌نحوی است که طراحی سیستم هیبریدی و ارائهٔ الگوریتم طراحی مناسب جهت دستیابی به هدف اصلی طراحی را محقق گرداند [۳]. الگوریتم طراحی سیستم هیبریدی پیشنهادی به شرح ذیل است:

طراحی پیل سوختی

این مرحله شامل موارد ذیل می‌باشد:

۱. انتخاب ظرفیت پیل سوختی با توجه به میزان انرژی مورد نیاز
۲. محاسبهٔ تعداد سلول‌های پیل و شدت جریان تودهٔ پیل و سایر مشخصه‌های فنی پیل سوختی با توجه به بازده آن
۳. محاسبهٔ دبی جرمی هیدروژن مورد نیاز به‌عنوان سوخت ورودی
۴. محاسبهٔ دبی آب تولیدی در پیل سوختی
۵. محاسبهٔ دبی جرمی اکسیژن مورد نیاز به‌عنوان اکسیدان ورودی

طراحی الکترولایزر

این مرحله شامل موارد ذیل می‌باشد:

۱. محاسبهٔ اختلاف پتانسیل لازم جهت الکترولیز آب با درنظر گرفتن بازگشت‌ناپذیری‌های حاصل از افت ولتاژ
۲. محاسبهٔ بازده الکترولایزر در شرایط گوناگون (واقعی و ایده‌ال)

سلول‌های خورشیدی

این مرحله شامل مورد زیر است:

۱. محاسبهٔ سطح سلول‌ها خورشیدی به‌منظور تولید انرژی الکتریکی مورد نیاز الکترولایزر در شرایط گوناگون

مخازن ذخیره

این مرحله شامل مورد زیر است:

۱. تعیین مشخصات مخازن هیدروژن، اکسیژن و آب

مزایای بهره‌گیری از این الگوریتم پیشنهادی عبارت است از:

۱. قابلیت انجام محاسبات و طراحی مهندسی به‌صورت سیستم‌های منفرد و جداگانه برای هر واحد
۲. برقرارنمودن ارتباط منطقی میان اجزای سیستم و مشخص نمودن پارامتر اصلی طراحی برای سیستم
۳. امکان انجام ارزیابی سیستم تولید انرژی الکتریکی در بخش سلول‌های خورشیدی به لحاظ ایده‌ال یا واقعی بودن

۴. سهولت در ایجاد تغییرات در هر یک از واحدهای سیستم و زیرمجموعه‌های آنها به‌منظور بررسی تأثیر اعمال تغییرات مورد نظر بر شدت انرژی و بازده کلی سیستم

بررسی توزیع وزنی یک پیل سوختی تجدیدپذیر ۳/۵ کیلوواتی

در جدول ۴ فهرست اجزاء و تخمین وزن کل اجزاء برای یک سیستم هیبریدی با توان نمونهٔ ۳/۵ کیلووات در طی زمان دشارژ ۱۲ ساعت آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، بیشترین سهم در وزن این سیستم مربوط به واکنش‌دهنده‌ها و پیل سوختی است. در میان واکنش‌دهنده‌ها آب ذخیره‌شده در مخزن بیشترین سهم را در افزایش وزن سیستم خواهد داشت. در بررسی مخازن ذخیره نیز مشاهده می‌شود که مخزن ذخیره هیدروژن دارای بیشترین وزن در بین دو مخزن دیگر می‌باشد. انتخاب درست پیل‌سوختی و طراحی مخازن هیدروژن و آب با وزن سبک از موارد مهم در انتخاب یک پیل سوختی تجدیدپذیر می‌باشد.

جدول ۴. توزیع وزنی یک پیل سوختی تجدیدپذیر ۳/۵ کیلوواتی

اجزاء	وزن (کیلوگرم)
استک پیل سوختی	۱۵/۰۵
مخزن ذخیره‌سازی هیدروژن	۶/۲۸
مخزن ذخیره‌سازی اکسیژن	۳/۱۲
مخزن آب	۲/۲۷
وزن واکنش‌دهنده‌ها	۱۹/۷۲
سیستم‌های کنترل	۲/۶۸
سایر تجهیزات جانبی	۳/۹۴
وزن کل	۵۳/۰۶

جمع‌بندی

ترکیب پیل سوختی و صفحات خورشیدی مناسب‌ترین سیستم برای تأمین توان الکتریکی سیستم‌های پیشرانش هوایی با ارتفاع و مداومت پروازی بالاست. این سیستم شامل شامل صفحات خورشیدی، پیل سوختی، باتری، الکترولایزر، مخازن هیدروژن، اکسیژن و آب و یک موتور الکتریکی می‌باشد. با توجه به اهمیت نقش توزیع وزنی در این نوع سیستم‌ها، محاسبهٔ توزیع جرمی و ظرفیت قسمت‌های گوناگون از موارد دیگر انجام شده در این مقاله می‌باشد. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین سهم در وزن این سیستم مربوط به واکنش‌دهنده‌ها و پیل سوختی می‌باشد. در میان واکنش‌دهنده‌ها نیز آب ذخیره‌شده در مخزن بیشترین سهم را در افزایش وزن سیستم خواهد داشت. انتخاب درست پیل سوختی و طراحی مخازن هیدروژن و آب با وزن سبک از موارد مهم در انتخاب یک پیل سوختی تجدیدپذیر می‌باشد.

مآخذ

[۱] رشیدی رنجبر، نسرین. پیل‌های سوختی انرژی سبز، پژوهشکده مهندسی جهاد کشاورزی، مرکز تحقیقات مهندسی اصفهان.

[2] Williams, M.C, *Fuel cell handbook*, U.S Department of Energy, Virginia, 2002.

[۳] قدمیان ح.، عتابی ف.، ازگلی ح.، " ارائهٔ الگوریتم نوین طراحی توام با مدلسازی و ارزیابی مقایسه‌ای برای سیستم‌های مرکب پیل سوختی تولید مجدد،" علوم و تکنولوژی محیط زیست، دوره یازدهم، شماره چهار، زمستان ۱۳۸۸.

[۴] پیرکندی، ج، قاسمی، م، حامدی، م.ح. "بررسی عملکرد یک پیل سوختی تجدیدپذیر ۳/۵ کیلوواتی در سیستم‌های پیشرانش هوایی"، دومین کنفرانس هیدروژن و پیل سوختی، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، اردیبهشت ۱۳۹۱.

[5] Baily, M.V.Bower, *High Altitude Solar Power Platform*, NASA Structures and Dynamics Laboratory Science and Engineering Directorate, April 1992.

[6] Colozza, A., *Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship*, NASA/CR-212724, 2003.

[7] David J. Bents and Vincent J. Scullin, *Hydrogen-Oxygen PEM Regenerative Fuel Cell Energy Storage System*, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio; NASA/TM—2005-213381.

[8] Kenneth A., *High Energy Density Regenerative Fuel Cell Systems for Terrestrial Applications*, SAE 99-01-2600, NASA/TM-1999-209429.

[۹] وارطانیان ر.، مقبلی ح.، " آرایه فتوولتائیک متحرک جهت افزایش توان خروجی سلولهلی خورشیدی"، هجدهمین کنفرانس بین‌المللی برق.

[10] Knaupp, W., *Solar electric energy supply at high altitude*, Journal of the Aerospace Science and Technology, vol.8, pp. 245-254, 2004.

[۱۱] مطالعات امکان سنجی - جذابیت پیل‌سوختی و تدوین استراتژی توسعه فناوری آن در کشور، دفتر انرژی‌های نو، وزارت نیرو.

[12] Soban, D.,URETI on Aeropropulsion and Power Technology Sponsored by NASA and DoD, Aerospace Systems Design Laboratory, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology, September 24-25, 2003.

پی‌نوشت

1. Regenerative Fuel Cell:RFC
2. Helios
3. Erst
4. Proton Exchange Membrane Fuel Cell
5. Brushless motor
6. HALE-D
7. Lockheed Martin
8. Stratospher
9. Gemini