

تحلیل ترمودینامیکی یک سیستم تولید توان پیل سوختی غشایی تبادل پروتونی در یک هواپیمای بدون سرنشین

محسن رستمی

دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران،
cpt.rostami@gmail.com

مجتبی دهقان منشادی*

استاد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران،
mdmanshadi@alum.sharif.edu

چکیده

امروزه، سیستم‌های پیل سوختی در سیستم‌های انرژی مورد استفاده قرار گرفته و استفاده از این سیستم‌ها باعث صرفه‌جویی در مصرف انرژی و ارائه سیستمی با بازده بالا شده است. اخیراً پیل سوختی غشایی تبادل پروتونی برای کاربردهای هوافضایی بویژه در هواپیمای بدون سرنشین (پهپاد) مورد توجه قرار گرفته است. در این مطالعه، سیستمی برای تولید توان مورد نیاز در مراحل مختلف پرواز همانند برخاست، صعود، بیشینه سرعت و کروز استفاده شده است. همچنین یک مطالعه پارامتری برای نشان دادن تأثیر برخی پارامترهای کلیدی (از جمله چگالی جریان، مساحت سلول، مسافت طی شده برای برخاست، ضریب استوکیومتری هوا) روی پارامترهای عملکردی سیستم مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که مقادیر جریان برای توان مورد نیاز برای مراحل بیشینه سرعت، صعود، برخاست و کروز به ترتیب ۸، ۶/۵۷۶، ۵/۵۹۳ و ۲/۰۹۸ آمپر می‌باشد. طبق نتایج حاصله افزایش مسافت بلند شدن منجر به کاهش توان مورد نیاز و هیدروژن ورودی سیستم می‌شود. همچنین با افزایش چگالی جریان، توان و هیدروژن مصرفی افزایش درحالی‌که بازده پیل سوختی و بازده انرژی کاهش یافته است.

واژه‌های کلیدی: پیل سوختی پلیمری، هواپیمای بدون سرنشین (پهپاد)، تولید توان، تحلیل ترمودینامیکی.

Thermodynamic analysis of a Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC) power generation system in an unmanned aerial vehicle

M. Rostami

Department of Mechanical Engineering, Malekashtar university of Technology, Iran

M. Dehghan Manshadi

Department of Mechanical Engineering, Malekashtar university of Technology, Iran

Abstract

Nowadays, fuel cell systems are used in energy systems which caused to saving energy, and a high-efficiency system. Recently, Proton Exchange Membrane Fuel Cell (PEMFC) has been considered for aerospace applications especially in Unmanned Aerial Vehicle (UAV). In the present study, this system has been used for power generation in the different phase of flight, such as takeoff, climb, maximum speed, and cruise. Also, a comprehensive parametric study is carried out to show the effects of some key parameters (including current density, surface area of the fuel cell, takeoff distance, and stoichiometric air ratio) on the main performance criteria of the PEMFC system. The results indicate that the current values for the power required for maximum speed, climb, takeoff, and cruise are 8, 6.576, 5.593, and 2.098, respectively. According to the results, increasing the takeoff distance leads to a reduction in the required power and the system input hydrogen. Also, with increasing current density, power and hydrogen consumption increase, while fuel cell and exergy efficiency decrease.

Keywords: Proton Exchange Membrane (PEM), Unmanned Aerial Vehicle (UAV), power generation, thermodynamic analysis

به دلیل بازده بالا و همچنین تبدیل مستقیم انرژی سوخت به جریان مستقیم الکتریسته در طی واکنش‌های الکتروشیمیایی مورد توجه محققان قرار گرفته است [۳-۵]. از سوی دیگر این سلول‌های سوختی سازگار با محیط‌زیست، دمای کارکرد پایین، بدون سروصدا و بدون هیچ گونه زیرسیستم متحرک، عمر طولانی داشته و نسبت به موتورهای احتراق داخلی بسیار کارآمد هستند. همچنین دمای عملکردی پایین پیل‌های سوختی غشایی تبادل پروتونی (عملکرد در حدود ۸۰ الی ۱۲۰ درجه سلسیوس) نسبت به پیل سوختی اکسید جامد (عملکرد در حدود ۷۰۰ الی ۱۰۰۰ درجه سلسیوس) و پیل سوختی کربنات مذاب (عملکرد در حدود ۶۵۰ درجه سلسیوس) در شرایط بهتری می‌باشد [۶]. بنابراین، این مدل‌های انرژی به عنوان منبع تغذیه برای سیستم‌های انرژی، وسایل نقلیه نسل بعدی، از جمله خودروها، زیردریایی‌ها و

۱- مقدمه

امروزه آلودگی‌های ناشی از مصرف سوخت‌های فسیلی و کاهش این منابع و از طرفی افزایش تقاضای جهانی به دلیل مصارف صنایع و افزایش جمعیت از سویی دیگر، استفاده از منابع انرژی‌های تجدید پذیر و همچنین استفاده از روش‌های تولید توان با کمترین آلودگی را یک چالش بزرگ در جوامع کنونی تبدیل کرده است [۱، ۲]. یک از انواع انرژی‌های تجدید پذیر استفاده از پیل‌های سوختی غشایی تبادل پروتونی^۱ می‌باشد که در حال حاضر استفاده از این نوع سیستم انرژی

^۱ Proton Exchange Membrane (PEM)

وسایل نقلیه هوایی بدون سرنشین^۱ (پهپادها) مورد توجه چشمگیری قرار گرفته‌اند [۷-۹]. در مطالعاتی اوزن و همکاران [۱۰] و همچنین سانتارلی و تورچیو [۱۱] تاثیرات پارامترهای مهم مانند جریان، دما، فشار و چگالی را بر روی یک پیل سوختی بررسی کرده و مورد تحلیل انرژی و انرژی قرار داده و نتایج مطالعات خود را با بررسی‌های گذشته مقایسه کرده و مقدار بیشینه ولتاژ پیل سوختی در این مطالعات را بدست آوردند. طبق نتایج حاصله رسانش غشای پیل سوختی با افزایش دمای کاری، افزایش می‌یابد. همچنین رطوبت زنی سوخت و هوا در عملکرد پیل سوختی تأثیر مطلوبی گذاشته است یا به عبارت دیگر عدم رطوبت زنی با کاهش محسوس ولتاژ پیل سوختی و جریان تولیدی همراه شده است. یک پیل سوختی ۱ کیلووات توسط اوزقور و یاکاریلماز [۱۲] شبیه‌سازی شده و نتایج آن داده‌های تجربی مقایسه گردید. طبق نتایج حاصله با افزایش توان خروجی از ۱۰۰ تا ۱۰۰۰ وات، بازده انرژی برای مدل‌سازی عددی از ۶۲/۸۱ به ۴۱/۲۷ درصد کاهش یافته در حالیکه برای حالت تجربی از ۶۲/۸۱ به ۴۵/۵۸ درصد می‌باشد. همچنین به‌طور کلی با افزایش دما، بازده انرژی پیل سوختی افزایش می‌یابد که به دلیل افزایش انرژی فیزیکی فرآورده‌ها و واکنش‌دهنده‌ها در پیل سوختی می‌باشد. تأثیر افزایش توان تولیدی بر بازده انرژی نیز مورد مطالعه قرار گرفته که افزایش یافته که عموماً به دلیل افزایش بازگشت ناپذیری‌های پیل سوختی همراه بوده است. لانگ و همکاران [۱۳] یک سیستم هیبریدی جدید پیشنهاد دادند که در آن پیل سوختی غشای تبادل پروتونی با چرخه بازیافت گرمایی الکتروشیمیایی کوپل شده بود تا این سیستم بتواند از حرارت تلف شده، توان موردنظر را تولید کند. نتایج به‌دست‌آمده نشان داد که می‌توان بین ۲۰/۵۹ - ۶/۸۵ درصد توان تولیدی پیل سوختی را افزایش یافته درحالی‌که با استفاده از سیستم بازیابی حرارتی، بازده کل سیستم بین ۲/۷۴ تا ۸/۲۷ درصد افزایش یافت.

امروزه از سلول‌های پیل سوختی را به‌جای موتورهای احتراق داخلی به‌عنوان منبع نیرو برای به‌کارگیری در پهپادها با مداومت پروازی بالا مورد مطالعه و استفاده قرار می‌گیرد. با توجه به مقایسه بازده سیستم انرژی با استفاده از پیل سوختی با سایر منابع انرژی برای استفاده در پهپادها، مشخص است که بازده پیل‌های سوختی در مقابل سایر مصارف انرژی مناسب‌تر می‌باشد [۱۴، ۱۵]. در سال ۲۰۰۶، یک گروه تحقیقاتی از مؤسسه تکنولوژی جورجیا نتایج طراحی، ساخت و تست هواپیمای پیل سوختی با هیدروژن فشرده شده را پیشنهاد کرد [۱۶]. هورد و همکاران [۱۷] از طریق آزمایش با یک پیل سوختی پلیمری هوزی در سه ارتفاع مختلف (۲۰۰، ۱۲۰۰ و ۲۲۰۰ متر) در حالت کروز هواپیما و همچنین سه نسبت استوکیومتری مختلف هوا (از ۱/۵ تا ۲/۵) به بررسی عملکرد آن پرداختند. بررسی‌های آن‌ها نشان داد که کارایی پیل سوختی با افزایش ارتفاع و همچنین کاهش نسبت استوکیومتری هوا به شدت کاهش می‌یابد. در این بررسی، فشار هوا در کانال‌های گاز کاتد نیز اندازه‌گیری شده و مورد آنالیز قرار گرفته است. کاهش کارایی پیل سوختی در ارتفاع ناشی از کاهش فشار محیط، افت بازدهی کمپرسور هوا و غوطه‌وری در کانال‌های گاز بوده است. این افت

کارایی با نسبت‌های استوکیومتری بالای کاتد بهبود می‌یابد. صالح و همکاران [۱۸] به شبیه‌سازی عملکرد و حل معادلات ریاضی با استفاده از ابزار سیمولینک مطلب برای پیل سلول سوختی پلیمری افقی ۱ کیلوواتی (H-1000)، پرداختند.

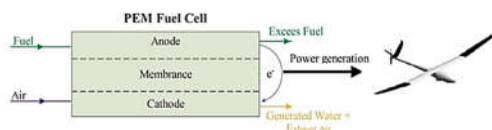
با توجه به مطالعات گذشته بیشتر مطالعات روی یک پیل سوختی با توان مشخص انجام شده است، از سوی دیگر با نگاهی دقیق‌تر به مطالعات گذشته به این نکته پی برده می‌شود که انرژی مصرفی توسط پیل سوختی به‌صورت کلی در پهپاد در نظر گرفته‌شده و طراحی بر مبنای توان موردنیاز برای مراحل مختلف انجام پذیرفته شده است. به‌عبارت‌دیگر با توجه به این نقصان و با رویکرد استفاده از انرژی به بهترین حالت ممکن، ابتدا یک سیستم پیل سوختی بر اساس بیشینه مقدار توان موردنیاز در مراحل مختلف پرواز برای یک پهپاد با مشخصات واقعی به‌دست‌آمده و سپس برای مراحل مختلف مورد بررسی قرار خواهد گرفت. همچنین این سیستم مورد تحلیل انرژی و انرژی قرار گرفته و در ادامه یک مطالعه پارامتری روی آن انجام می‌شود. در واقع ساختار اصلی این تحقیق به‌صورت زیر می‌باشد:

- بررسی توان مورد نیاز برای مراحل مختلف پروازی و طراحی پیل سوختی بر اساس بیشینه مقدار مورد نیاز
- بدست آوردن مقدار هیدروژن ورودی به پیل سوختی و محاسبه جریان بر اساس مراحل مختلف پرواز
- تحلیل انرژی و انرژی سیستم پیل سوختی پلیمری
- تحلیل پارامتری سیستم پیل سوختی پلیمری

۲- توصیف سیستم و مدل‌سازی

۲-۱- توصیف سیستم

برای تأمین توان موردنیاز برای مراحل مختلف پرواز از سیستم پیل سوختی پلیمری همانند شکل ۱ استفاده شده است. در سیستم پیل سوختی پلیمری تبدیل انرژی در الکترودهای سلول اتفاق می‌افتد که الکترون‌ها از هیدروژن در آند آزاد شده و یون‌های هیدروژن تولید می‌کنند. این واکنش باعث تولید توان می‌شود. در واقع این مقدار از توان تولیدی در مراحل مختلف پرواز همانند برخواست، صعود، بیشینه سرعت و کروز استفاده خواهد شد. همچنین الکترون‌های تولید شده در آند از مدار الکتریکی عبور می‌کنند و در کاتد، هوا و یون‌های هیدروژن و الکترون‌ها برای تولید آب و گرما واکنش نشان می‌دهند. در واقع این سیستم نسبت به بیشینه مقدار توان مصرفی، به ازای یک سلول با مساحت مشخص طراحی شده و در ادامه به‌وسیله هیدروژن ورودی و جریان ورودی به پیل سوختی، توان مورد نیاز سیستم جهت فازهای پروازی مختلف تأمین خواهد شد.



شکل ۱- سیستم پیل سوختی پلیمری جهت استفاده در پهپاد

۲-۲- پیل سوختی پلیمری

واکنش در آند و کاتد به‌طور جداگانه به‌صورت زیر به ترتیب ارائه

^۱ Unmanned Aerial Vehicle (UAV)

داده شده است [۱۹، ۱۸]:



واکنش کلی پیل سوختی پلیمری به صورت زیر می باشد:



توان تولیدی پیل سوختی پلیمری از رابطه‌ی زیر محاسبه می شود [۱۹، ۱۸]:

$$W_{fc} = N_{cell} I V_{fc} \quad (۴)$$

که در رابطه بالا N_{cell} ، تعداد سلول‌ها، I جریان و V_{fc} ولتاژ واقعی سلول‌ها می باشد.

برای به دست آوردن ولتاژ واقعی سلول‌ها، میزان ولتاژ نرنست، E_{Nernst} و افت ولتاژ باید محاسبه شود. این تلفات شامل افت ولتاژ فعال سازی، افت ولتاژ اهمی و افت ولتاژ غلظت می باشد. ولتاژ واقعی به دلیل این افت ولتاژ مطابق رابطه زیر، پایین تر از ولتاژ نرنست است [۱۹، ۱۸]:

$$V_{fc} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohm} - V_{conc} \quad (۵)$$

ولتاژ بازگشت پذیر پیل سوختی یا ولتاژ نرنست تابعی از دمای کارکرد و فشارهای جزئی هیدروژن و اکسیژن مطابق رابطه‌ی زیر می باشد [۱۹، ۱۸]:

$$E_{Nernst} = 1.225 - 0.85 \times 10^{-3} (T_{fc} - 298.15) + 4.3086 \times 10^{-5} T_{fc} \ln(P_{H_2} P_{O_2}^{0.5}) \quad (۶)$$

برای یافتن فشارهای جزئی مؤثر هیدروژن و اکسیژن و در یک پیل سوختی پلیمری به ترتیب داریم [۳، ۱۳]:

$$P_{H_2} = 0.5 P_{H_2}^{sat} \left(\frac{1}{\exp\left(\frac{1.653i}{T_{fc} 1.334}\right) x_{H_2O}^{sat}} - 1 \right) \quad (۷)$$

$$P_{O_2} = P \left(1 - x_{H_2O}^{sat} - x_{N_2}^{channel} \exp\left(\frac{0.291i}{T_{fc} 0.832}\right) \right) \quad (۸)$$

در معادلات بالا $P_{H_2}^{sat}$ ، فشار اشباع آب، $x_{H_2O}^{sat}$ کسر مولی آب، $x_{N_2}^{channel}$ کسر مولی هیدروژن در جریان هوا و i چگالی جریان پیل سوختی می باشد. به جز چگالی جریان که ثابت می باشد، سایر پارامترها را می توان از معادلات زیر محاسبه کرد [۳، ۱۳]:

$$\log(P_{H_2O}^{sat}) = -2.1794 + 0.02953(T_{fc} - 273.15) - 9.18137 \times 10^{-5} (T_{fc} - 273.15)^2 + 1.4454 \times 10^{-7} (T_{fc} - 273.15)^3 \quad (۹)$$

$$x_{H_2O}^{sat} = \frac{P_{H_2O}^{sat}}{p} \quad (۱۰)$$

$$x_{N_2, in} = 0.79 (1 - x_{H_2O}^{sat}) \quad (۱۱)$$

$$x_{N_2, out} = \frac{1 - x_{H_2O}^{sat}}{1 + \left(\frac{0.21}{0.79}\right) \left(\frac{\lambda_{air} - 1}{\lambda_{air}}\right)} \quad (۱۲)$$

که در روابط بالا λ_{air} نسبت استوکیومتری هوا است. ولتاژ بازگشت پذیر پیل سوختی را می توان با معادلات فوق به دست آورد. برای محاسبه افت ولتاژ واقعی از معادله زیر (معادله ۱۳) که یک معادله نیمه تجربی است استفاده می شود. در واقع از دست دادن فعال سازی بر روی سطح الکترودها به دلیل کاهش واکنشها اتفاق می افتد. افت ولتاژ

فعال سازی بر روی سطح الکترودها به دلیل کاهش واکنشها اتفاق می افتد که با نرخ انتقال بار محدود می شود و می توان با معادلات زیر محاسبه کرد [۱۹، ۱۸]:

$$V_{act} = -(\xi_1 + \xi_2 T_{fc} + \xi_3 T_{fc} \ln(CO_2) + \xi_4 T_{fc} \ln(I)) \quad (۱۳)$$

$$\xi_1 = -0.944 \quad (۱۴)$$

$$\xi_2 = 3.54 \times 10^{-3} \quad (۱۵)$$

$$\xi_3 = 8.0 \times 10^{-5} \quad (۱۶)$$

$$\xi_4 = -1.96 \times 10^{-4} \quad (۱۷)$$

$$I = i A_{fc} \quad (۱۸)$$

$$CO_2 = 1.97 \times 10^{-7} P_{O_2} \exp\left(\frac{498}{T_{fc}}\right) \quad (۱۹)$$

$$CH_2 = 9.174 \times 10^{-7} P_{H_2} \exp\left(\frac{-77}{T_{fc}}\right) \quad (۲۰)$$

که در رابطه‌ی بالا ξ_i ضرایب پارامتری، C_{H_2} و C_{O_2} به ترتیب غلظت هیدروژن و اکسیژن در فصل مشترک کاتالیزور و I جریان در سلول‌ها می باشد.

افت ولتاژ اهمی بر اساس قانون اهم محاسبه شده و به صورت زیر بیان می شود [۱۹، ۱۸]:

$$V_{ohm} = I (R_m + R_c) \quad (۲۱)$$

$$R_m = \frac{r_{mem} L}{A_{fc}} \quad (۲۲)$$

$$r_{mem} = \frac{181.6 \left(1 + 0.03i + 0.062 \left(\frac{T_{fc}}{303} \right)^2 i^{2.5} \right)}{(\Psi - 0.634 - 3i) \exp(4.18(T_{fc} - 303)/T_{fc})} \quad (۲۳)$$

در روابط بالا R_c مقاومت قسمت ثابت سلول بوده و R_m مقاومت غشایی بوده که توسط r_{mem} به عنوان مقاومت غشایی مخصوص تعیین می شود. همچنین L ضخامت غشا می باشد. همچنین Ψ عامل دیگری است که نشان دهنده آب گیری غشاء بوده که برای آب کاملاً هیدراته شده ۱۴ و برای آب کاملاً اشباع ۲۳ در نظر گرفته شده است [۱۸، ۱۹]:

$$V_{conc} = \frac{3RT_{fc}}{4F} \ln\left(1 - \frac{i}{i_m}\right) \quad (۲۴)$$

در رابطه‌ی بالا F ثابت فارادی، i_m حداکثر چگالی جریان، \bar{R} ثابت جهانی گاز است. بعد از محاسبه ولتاژ واقعی پیل سوختی پلیمری توان تولید شده توسط معادله (۴) به دست خواهد آمد.

میزان مصرف سوخت و هوا برای پیل سوختی پلیمری و آب تولید شده توسط روابط زیر تعیین می شود [۳، ۱۳]:

$$\dot{n}_{H_2, cons} = \frac{N_{cell} I}{2F} \quad (۲۵)$$

$$\dot{n}_{O_2, cons} = \frac{N_{cell} I}{4F} \quad (۲۶)$$

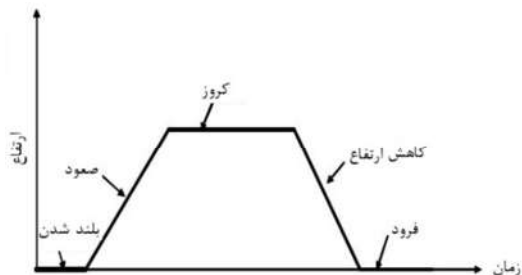
$$\dot{n}_{H_2O, gene} = \frac{N_{cell} I}{2F} \quad (۲۷)$$

و با در نظر گرفتن سوخت اضافی و نیازهای هوا به سلول‌های سوختی، می توان میزان مولی ورودی هیدروژن و اکسیژن را با ضرب نسبت استوکیومتری آن‌ها محاسبه کرد.

نرخ ورودی هیدروژن به کانال آند و اکسیژن به کاتد با ضرب نسبت استوکیومتری آن‌ها (λ_{O_2} و λ_{H_2}) محاسبه می شود:

$$\dot{n}_{H_2, inlet} = \lambda_{H_2} \dot{n}_{H_2, cons} \quad (۲۸)$$

طول مأموریت از یک حالت پرواز به حالت دیگر متنوع است و پارامترهای عملکرد حیاتی برای برآورد بر اساس الزامات عملکرد پهباد لازم است. در جدول ۲ مشخصات فنی مورد انتظار پهباد در مقیاس کوچک را با تأمین نیروی پیشرانه بیان شده است [۲۰، ۲۱]. هرکدام از نیازهای توان یک هواپیماهای بدون سرنشین در ادامه ارائه شده است.



شکل ۲- طرحواره مأموریت یک پهباد

جدول ۲- نیازهای عملکرد پهباد مورد بررسی [۲۰، ۲۱]

پارامتر	مقدار
بیشینه سرعت	۲۵ متر بر ثانیه
بیشینه ارتفاع عملکرد	۱۵۲۵ متر
نرخ صعود (R/C)	۲ متر بر ثانیه
سرعت استال (V_{stall})	۱۱/۶ متر بر ثانیه
مسافت بلند شدن (d)	۳۵ متر
حداکثر ضریب بالابری ($C_{l,max}$)	۱/۲۵
ضریب پسا صفر ($C_{D,0}$)	۰/۰۳۶
حداکثر نسبت L/D	۱۶/۴

۲-۳-۱- عملکرد بلند شدن

توان مورد نیاز برای فاز پروازی برخاست یک پهباد یکی از موارد اصلی برای محاسبه سیستم تولید توان است. معادله (۳۳) نشان می‌دهد که توان برخاست هواپیما ($P_{takeoff}$)، تابعی از نیروی جلوبرنده (T) تولید شده توسط ملخ و سرعت پهباد (V_{∞}) است [۲۰، ۲۱].

$$P_{takeoff} = TV_{\infty} \quad (33)$$

پارامترهای مهم مانند ضریب برآ بیشینه ($C_{L,max}$)، بارگذاری روی بال (W/S) و نسبت نیروی جلوبرنده به وزن (T/W) برای تجزیه و تحلیل توان مورد نیاز در طول مأموریت لازم است.

۲-۳-۱- ضریب نیروی برآ بیشینه

در این بررسی، از مرحله اولیه فرایند طراحی مفهومی پهباد برای شناسایی مقادیر پارامترهای مهم و به دست آوردن نیازهای پیشرانه برای شرایط مختلف پرواز استفاده می‌شود. طبق داده‌های ایرفویل NACA 23012 ضریب برآ بیشینه ($C_{L,max}$) ۱/۲۵ در نظر گرفته شده است [۲۰، ۲۱].

۲-۳-۲- بارگذاری روی بال‌ها

بارگذاری روی بال‌ها (W/S) هواپیما همان‌طور که در رابطه زیر نشان داده شده است به سرعت استال (V_{stall}) بستگی دارد، درواقع

$$\dot{n}_{O_2,inlet} = \lambda_{O_2} \dot{n}_{O_2,cons} \quad (29)$$

با استفاده از قانون اول برای پشته، گرمای خالص یا اتلافی پیل سوختی از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود [۳، ۱۳]:

$$\dot{Q}_{net} = \dot{Q}_{ch} - W_{fc} - \dot{Q}_{sl} \quad (30)$$

در اینجا \dot{Q}_{ch} گرمای تولیدشده توسط واکنش‌ها در سلول و \dot{Q}_{sl} گرمای نهان ورودی و خروجی جریان‌ها از طریق پشته است بوده که از رابطه‌ی زیر حساب شود.

$$\dot{Q}_{ch} = \dot{n}_{H_2,cons} \overline{LHV} \quad (31)$$

$$\dot{Q}_{sl} = \bar{C}_p \cdot H_2 (\dot{n}_{H_2,out} T_{fc} - \dot{n}_{H_2,in} T_{in}) + \bar{C}_p \cdot O_2 (\dot{n}_{O_2,out} T_{fc} - \dot{n}_{O_2,in} T_{in}) + \bar{C}_p \cdot N_2 (\dot{n}_{N_2,out} T_{fc} - \dot{n}_{N_2,in} T_{amb}) + \dot{n}_{H_2O, gene} \overline{H}_v \quad (32)$$

درحالی که \bar{C}_p گرمای ویژه برای هر گاز و \overline{H}_v گرمای نهان تبخیر آب است.

برای بررسی پیل‌های سوختی غشای تبادل پروتونی از داده‌های جدول ۱ استفاده شده است.

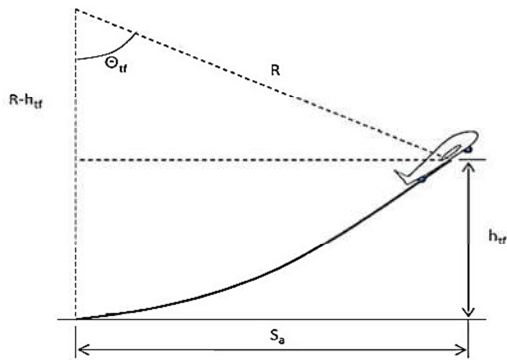
جدول ۱- داده‌های مربوط به پیل سوختی [۱۸، ۱۹]

پارامتر	نماد (واحد)	مقدار
عدد ثابت فارادی	F (C/mol)	۹۶۴۸۵
ارزش گرمایی پایین هیدروژن	LHV (kJ/mol)	۲۴۲
ارزش انرژی واحد	$\bar{e}x_{ch, fuel}^0$ (J/mol)	۲۳۵۲۰۰
درجه‌ی هیدراته شدن غشا	Ψ	۳۳
دمای کاری	T_{fc} (K)	۳۵۳
فشار کاری	P_{fc} (kPa)	۵۵
مساحت مؤثر	A_{fc} (cm ²)	۸۰
چگالی جریان	i (A/cm ²)	۰/۱
بیشینه‌ی چگالی جریان	i_m (mA/cm ²)	۵۰۰
ضخامت غشای تبدالی	L (cm)	۰/۰۰۲۵
دمای اولیه	T_0 (°C)	۲۵
فشار اولیه	P_0 (kPa)	۱۰۱/۳
نرخ استوکیومتری اکسیژن	λ_{O_2}	۲
نرخ استوکیومتری هیدروژن	λ_{H_2}	۱/۲

۲-۳-۲- توان مورد نیاز یک پهباد در حالات مختلف پروازی

مشخصات مأموریت پهباد که در شکل ۲ نشان داده شده است، برای تکمیل مأموریت به مراحل برخاست^۱، صعود^۲، گروز^۳، کاهش ارتفاع^۴ و فرود^۵ نیاز دارد. درواقع مرحله گروز حالتی از پرواز است که در ارتفاع و سرعت ثابتی انجام می‌پذیرد. توان مورد نیاز هواپیما در

- 1 Take off
- 2 Climb
- 3 Cruise
- 4 Descend
- 5 Landing



شکل ۴- شعاع مسیر پرواز

شعاع مسیر پرواز در فاز برخاست از لحظه بلند شدن از زمین تا ارتفاع برخاست از رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$R = \frac{6.96(V_{stall})^2}{g} \quad (38)$$

که در رابطه بالا سرعت استال (V_{stall}) طبق رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S (C_L)_{max}}} \quad (39)$$

ارتفاع هواپیما برای عبور از مانع برای پهپاد ۲ متر می‌باشد. مسافت مورد نیاز از لحظه بلند شدن از زمین تا ارتفاع برخاست (s_a) با توجه به شکل ۴ طبق رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$s_a = R \sin(\Theta_{lf}) \quad (40)$$

که در آن Θ_{lf} با توجه به شکل طبق رابطه‌ی زیر محاسبه می‌شود:

$$\Theta_{lf} = \cos^{-1}\left(1 - \frac{h_{lf}}{R}\right) \quad (41)$$

با جایگزینی روابط (۳۷) و (۴۰) در رابطه (۳۵)، نسبت نیروی جلوبرنده به وزن حاصل می‌گردد.

۲-۳-۴- وزن کلی پهپاد

کل وزن پهپاد (W) مجموع وزن‌های زیرمجموعه مانند پهپاد خالی، سوخت و بار مفید می‌باشد. وزن پهپاد استفاده شده در این مطالعه در جدول ۳ ارائه شده است.

جدول ۳- وزن اجزای پهپاد [۲۰، ۲۱]

وزن (کیلوگرم)	
۴/۳	پیل سوختی
۱/۹۵	تانک هیدروژن
۰/۴۵	کنترل کننده‌ها
۰/۵	لوله‌ها و تبدیل کننده توان
۸/۵۵	گلايدر
۱۵/۶۵	کل وزن

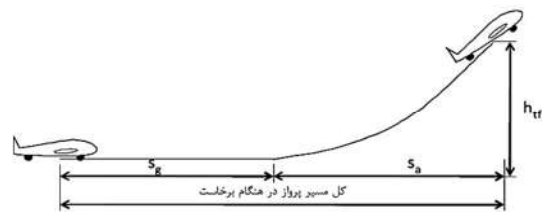
سرعت استال وقتی اتفاق می‌افتد که زاویه حمله به مقداری افزایش یابد که ضریب برآ به بیشینه خود رسیده یا به عبارت دیگر پرند وارد ناحیه واماندگی شود [۲۰، ۲۱].

$$\frac{W}{S} = 0.5\rho_{\infty}V_{stall}^2(C_L)_{max} \quad (34)$$

۲-۳-۳- نسبت نیروی جلوبرنده به وزن (T/W)

در شکل ۳ کل مسیر پرواز در هنگام برخاست (d) را نشان می‌دهد که تشکیل شده از مسافت طی شده تا لحظه بلند شدن از زمین (s_g) و مسافت مورد نیاز تا ارتفاع برخاست (s_a) می‌باشد که طبق رابطه زیر می‌باشد [۲۰، ۲۱].

$$d = s_a + s_g \quad (35)$$



شکل ۳- فاصله طی شده چرخش و هوابرد در هنگام برخاست

شایان ذکر است که وقتی پهپاد به سرعت بلند شدن (V_{LO}) می‌رسد که ۱/۱ برابر سرعت استال (V_{stall}) باشد.

در هنگام برخاست، زاویه فلپ (α) به ۲۵ درجه تغییر می‌یابد و بنابراین ضریب برآ بیشینه یعنی $(C_L)_{max}$ در هنگام برخاست مطابق رابطه زیر حاصل می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$(C_L)_{max} = 0.9(C_{l,max} + 0.9(\alpha/45)) \quad (36)$$

در طی مسافت بلند شدن از زمین، سرعت هواپیما از صفر تا سرعت بلند شدن (V_{LO}) متغیر است و این مسافت طی شده به بارگذاری روی بال‌ها و نسبت نیروی جلوبرنده به وزن (T/W) بستگی دارد. برای پهپاد، مسافت بلند شدن از زمین طبق رابطه‌ی (۳۷) به دست می‌آید [۲۰، ۲۱].

$$s_g \approx \frac{1.21(W/S)}{g\rho_{\infty}(C_L)_{max}(T/W)} \quad (37)$$

مسیر پرواز از لحظه بلند شدن از زمین تا رسیدن به ارتفاع برخاست در شکل ۴ نشان داده شده است. شعاع مسیر پرواز و h_{lf} ارتفاع هواپیما برای عبور از مانع احتمالی می‌باشد.

با فرض اینکه وزن پهپاد (W) در هنگام پرواز برابر با W_0 باشد، توان مورد نیاز برای پرواز از رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$P_{takeoff} = \left(\frac{T}{W}\right)(W_0)V_\infty \quad (42)$$

که در رابطه بالا، سرعت برخاست (V_∞) طبق رابطه‌ی زیر حاصل می‌شود:

$$V_\infty = 0.7V_{LO} \quad (43)$$

$$V_{LO} = 1.1W_{stall} \quad (44)$$

۲-۳-۵- نرخ صعود

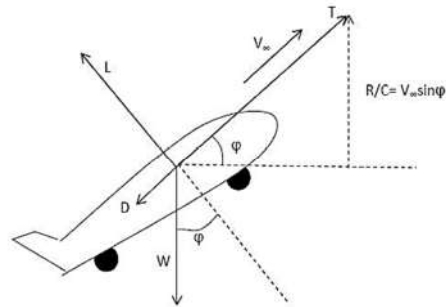
توان مورد نیاز پهپاد در طول حداکثر سرعت صعود یک عامل اساسی برای تعیین توان سیستم است. توزیع نیروها هنگام بالا رفتن مطابق شکل ۵ نشان داده شده است. با فرض هم‌جهت بودن نیروی جلوبرنده (T) و سرعت پرواز (V_∞)، برای نرخ صعود (R/C) خواهیم داشت [۲۰، ۲۱]:

$$\frac{R}{C} = V_\infty \sin(\Phi) \quad (45)$$

$$T - D - W \sin(\Phi) = 0 \quad (46)$$

با توجه به دو رابطه بالا نرخ صعود (R/C) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\frac{R}{C} = V_\infty \frac{(T - D)}{W} \quad (47)$$



شکل ۵- توزیع نیروهای پهپاد در هنگام صعود

برای هوایمای بدون سرنشین ملخی، حداکثر نرخ صعود به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$\left(\frac{R}{C}\right)_{max} = \frac{\eta_{PR} P}{W} - \frac{2}{\rho_\infty} \sqrt{\frac{K}{C_{D,0}}} \left(\frac{W}{S}\right)^{0.5} \frac{1.155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \quad (48)$$

که در رابطه K یک ثابت تناسب، $C_{D,0}$ ضریب پسا صفر و $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$ حداکثر نسبت برا به پسا می‌باشد که طبق رابطه زیر می‌توان ضریب K را محاسبه کرد:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{1}{4KC_{D,0}}} \quad (49)$$

۲-۳-۶- توان مورد نیاز برای حداکثر سرعت

پهپاد در فاز پروازی با حداکثر سرعت (V_{max})، مقداری توان اضافی در ارتفاع پروازی کروز مصرف می‌کند. در فاز پروازی کروز، زاویه

صعود صفر بوده و نیروی جلوبرنده (T) برابر است با نیروی پسا (D) و وزن پهپاد در این حالت (W_{MG}) بوده که طبق رابطه‌ی زیر در نظر گرفته شده است [۲۰، ۲۱]:

$$W_{MG} = 0.9039(W_0) \quad (50)$$

در این حالت با توجه تعریف بارگذاری جدید روی بال‌ها مساحت بال‌ها طبق رابطه زیر حاصل می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$S = \frac{W_0}{\left(\frac{W}{S}\right)} \quad (51)$$

در معادله زیر نسبت نیروی جلوبرنده به وزن در حالت بیشینه سرعت پروازی طبق رابطه زیر حاصل می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$\frac{T}{W_{MG}} = 0.50 \rho_\infty V_\infty^2 \frac{C_{D,0}}{\left(\frac{W_{MG}}{S}\right)} + \frac{2K}{\rho_\infty V_\infty^2} \frac{W_{MG}}{S} \quad (52)$$

در نتیجه توان مورد نیاز در هنگام حداکثر سرعت به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$P_{V_{max}} = \frac{1}{\eta_{PR}} \frac{T}{W_{MG}} W_{MG} V_{max} \quad (53)$$

۲-۳-۷- توان مورد نیاز در فاز پروازی کروز

توان مورد نیاز پهپاد در فاز پروازی کروز به صورت زیر نشان داده شده می‌شود [۲۰، ۲۱]:

$$P_{cruise} = \sqrt{\frac{2W^3 C_{D,0}^2}{\rho_\infty S C_L^3}} \quad (54)$$

شایان ذکر است که کمترین توان مورد نیاز پهپاد در حالت کروز در بیشینه مقدار $\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D}$ مطابق زیر حاصل می‌شود:

$$\frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} = \frac{1}{4} \left(\frac{3}{KC_{D,0}}\right)^{\frac{3}{4}} \quad (55)$$

۲-۴- عملکرد سیستم

بازده انرژی برای سیستم پیل سوختی طبق رابطه‌ی زیر ارائه می‌شود [۳، ۱۱۳]:

$$\eta_{th} = \frac{W_{fc}}{\dot{n}_{fuel} L_{HV_{fuel}}} \quad (56)$$

همچنین بازده انرژی به صورت زیر تعریف می‌شود [۳، ۱۱۳]:

$$\eta_{ex} = \frac{W_{fc}}{\dot{n}_{fuel} ex_{ch_{fuel}}} \quad (57)$$

با توجه به معادلات در نظر گرفته شده و فرضیات گفته شده در قسمت‌های قبلی برای این سیستم، تحلیل‌های انجام شده در نرم افزار E.E.S [۲۲] انجام گرفته است.

۲-۵- اعتبار سنجی

اعتبار سنجی مطالعه حاضر در دو حالت مختلف با نتایج مطالعات گذشته انجام شده است. در حالت اول نتایج مدل‌سازی توان تولیدی یک سلول از سیستم پیل سوختی پلیمری با احمدی و همکاران [۴] و در حالت دوم نتایج مدل‌سازی ولتاژ کل حاصله به ازای جریان با مطالعه تحلیلی و آزمایشگاهی صالح و همکاران [۱۸، ۱۹] به ترتیب در شکل ۶ و شکل ۷ مقایسه شده است. طبق نتایج، مدل‌سازی کنونی

مطابقت بسیار خوبی با نتایج مطالعات قبلی دارد.

جدول ۴- مقدار توان مورد نیاز برای مراحل مختلف پروازی

مرحله پروازی	مقدار توان مورد نیاز (وات)
برخواست	۴۵۴/۶
صعود	۵۲۵/۸
کروز	۱۸۶/۵
بیشینه سرعت	۶۲۲/۸

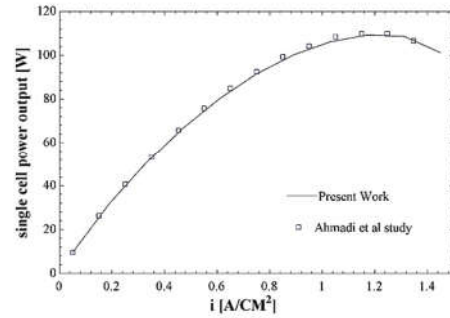
در جدول ۵ مقدار هیدروژن ورودی، جریان، بازده حرارتی و بازده اگزرژی سیستم در مراحل مختلف پروازی ارائه شده است. با توجه به نتایج حاصله از جایی که مقدار توان مصرفی حالت پرواز در بیشینه سرعت دارای مقدار بزرگتری بوده بنابراین مقدار هیدروژن ورودی و جریان مورد نیاز بیشتر از سایر حالت‌ها می‌باشد. طبق نتایج حاصله بیشترین مقادیر حاصله برای این مقادیر بعد از حالت بیشینه سرعت متعلق به مراحل صعود، بلند شدن و کروز می‌باشد. از نتایج جالب این است که مرحله کروز دارای مقدار بیشتری بازده حرارتی و بازده اگزرژی برای پیل سوختی می‌باشد و این بدان علت است که مقدار توان مصرفی در این حالت مقدار کمتری می‌باشد ولی در عوض مقدار هیدروژن مصرفی نیز کمتر بوده و طبق روابط ۵۶ و ۵۷ این باعث یک حالت متضاد در بازده حرارتی و بازده اگزرژی پیل سوختی شده و در نتیجه این مقادیر در مرحله کروز بزرگتر از سایر مراحل خواهد بود.

جدول ۵- مقدار هیدروژن ورودی، چگالی، بازده حرارتی و بازده اگزرژی سیستم در مراحل مختلف پروازی

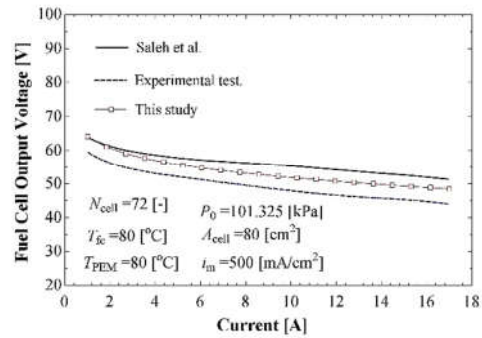
مرحله پروازی	هیدروژن ورودی (mol/s)	جریان مورد نیاز (A)	چگالی جریان (A/cm ²)	بازده حرارتی (%)	بازده اگزرژی (%)
برخواست	۰/۰۰۳۶۸۷	۵/۵۹۳	۰/۰۶۹۹	۶۱/۱۵	۶۲/۹۲
صعود	۰/۰۰۴۳۳۴	۶/۵۷۶	۰/۰۸۲۲	۶۰/۱۶	۶۱/۹۹
کروز	۰/۰۰۱۳۸۳	۲/۰۹۸	۰/۰۲۶	۶۶/۸۹	۶۸/۸۲
بیشینه سرعت	۰/۰۰۵۲۷۳	۸	۰/۱	۵۸/۹۳	۶۰/۶۳

برای مطالعه اثر پارامترهای موثر روی عملکرد سیستم، تحلیل پارامتری انجام شده است. در شکل ۸ تاثیر چگالی جریان روی توان پیل سوختی و هیدروژن ورودی سیستم ارائه شده است. با افزایش چگالی جریان در این حالت مقدار ولتاژ کاهش می‌یابد در حالی که جریان (حاصل ضرب چگالی جریان و مساحت سلول) افزایش می‌یابد. افزایش مقدار جریان بر کاهش مقدار ولتاژ پیل سوختی غلبه کرده و باعث می‌شود تا توان پیل سوختی افزایش یابد. همچنین افزایش چگالی جریان طبق رابطه ۲۵ و ۲۸ منجر به افزایش هیدروژن ورودی و به تبع آن هیدروژن مصرفی در پیل سوختی خواهد شد.

تأثیر بازده‌های حرارتی و اگزرژی برحسب چگالی جریان در شکل ۹ ارائه شده است. در این شکل می‌توان مشاهده کرد که این مقادیر هردو به ازای افزایش چگالی جریان کاهش می‌یابند. در مورد پیل سوختی، با افزایش چگالی جریان، اگرچه توان پیل سوختی افزایش می‌یابد، میزان مولی هیدروژن مصرفی به شدت افزایش می‌یابد و منجر به کاهش بازده و بازده اگزرژی پیل سلول سوختی می‌شود. در واقع



شکل ۶- نتایج مدل‌سازی توان تولیدی یک سلول از سیستم پیل سوختی پلیمری با احمدی و همکاران [۴]



شکل ۷- نتایج مدل‌سازی ولتاژ کل حاصله به ازای جریان با مطالعه تحلیل و آزمایشگاهی صالح و همکاران [۱۸، ۱۹]

۳- نتایج و بحث

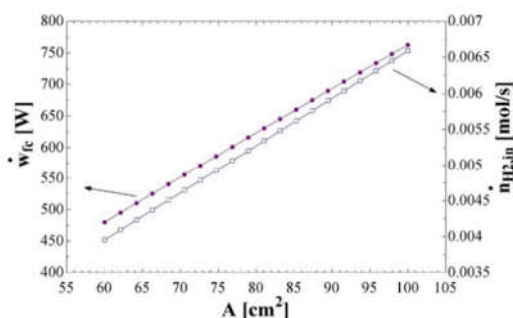
توان مورد نیاز برای مراحل برخاست، صعود، کروز و بیشینه سرعت در جدول ۴ برای پهنای ارائه شده است. در این حالت بیشترین مقدار توان مورد نیاز مرتبط با بیشینه سرعت بدست آمده است. شایان ذکر است کاهش ارتفاع و فرود نیاز به مصرف توان به دلیل سرش^۱ کردن ندارد. طبق نتایج حاصله و با در نظر گرفتن این مقدار توان برای پیل سوختی پلیمری در این حالت تعداد ۱۰۶ سلول ۸۰ سانتی‌متر مربعی برای پیل سوختی بدست آمده است. در واقع در این حالت مقدار ۰/۰۰۵۲۷۳ مول بر ثانیه هیدروژن باید وارد پیل سوختی شده و مقدار ۰/۰۰۴۳۹۴ مول بر ثانیه هیدروژن مصرف شده است، همچنین مقدار اکسیژن ورودی و مصرفی به ترتیب ۰/۰۰۴۳۹۴ مول بر ثانیه و ۰/۰۰۲۱۹۷ مول بر ثانیه حاصل شده است. شایان ذکر است مقدار ۶۲۲ وات از پیل سوختی خالص گرمای تولید می‌باشد.

¹ Glide

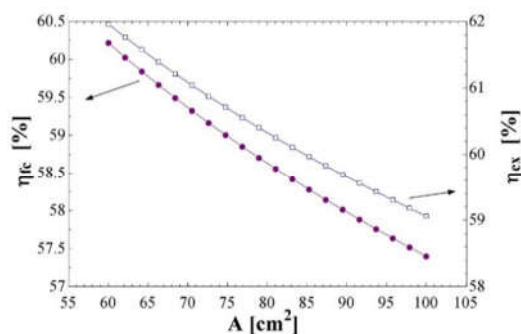
طبق نتایج حاصله با افزایش چگالی جریان از ۰/۱۲۵ تا ۰/۲۱۲۵ آمپربرسانتی مترمربع (جریان از ۱ تا ۱۷ آمپر) بازده پیل سوختی از ۷۰/۷۸ تا ۵۳/۴۲ درصد بازده اگزرژی از ۷۲/۸۲ تا ۵۴/۹۷ درصد کاهش می‌یابند.

در شکل ۱۰ اثر ضریب استوکیومتری هوا بر روی توان تولیدی و بازده پیل سوختی سیستم پیل سوختی نشان داده شده است. در این شکل می‌توان مشاهده کرد توان تولیدی و بازده پیل سوختی با افزایش ضریب استوکیومتری هوا افزایش یافته‌اند. با افزایش ارتفاع مقدار ضریب استوکیومتری هوا کاهش می‌یابد. این کاهش ضریب استوکیومتری همراه با کاهش ولتاژ پیل سوختی و در نتیجه کاهش توان تولیدی توأم می‌باشد. با افزایش ضریب استوکیومتری هوا، مقدار هیدروژن مصرفی و ورودی به پیل سوختی تغییر نمی‌یابد؛ بنابراین بازده پیل سوختی با افزایش ضریب استوکیومتری هوا به دلیل افزایش توان تولیدی افزایش می‌یابد. با افزایش ضریب استوکیومتری هوا از ۱/۲ تا ۲/۵ بازده پیل سوختی از ۵۷/۹۳ تا ۵۸/۸ درصد افزایش می‌یابد.

تغییرات توان تولیدی پیل سوختی و هیدروژن ورودی با تغییر مساحت پیل سوختی در شکل ۱۱ نشان داده شده است. همان‌طور که مشخص است، افزایش مساحت پیل سوختی باعث کاهش ولتاژ پیل سوختی به دلیل افزایش افت ولتاژ فعال‌سازی می‌شود درحالی‌که از سوی دیگر جریان افزایش می‌یابد. مقدار افزایش جریان بر کاهش ولتاژ پیل سوختی غلبه کرده و باعث می‌شود که توان تولیدی پیل سوختی افزایش یابد. از سوی دیگر با افزایش جریان مقدار هیدروژن ورودی و مصرفی در پیل سوختی افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش مخرج در روابط ۵۶ و ۵۷ به دلیل افزایش هیدروژن مصرفی در پیل سوختی، بازده‌های حرارتی و اگزرژی مطابق شکل ۱۲ کاهش می‌یابند.

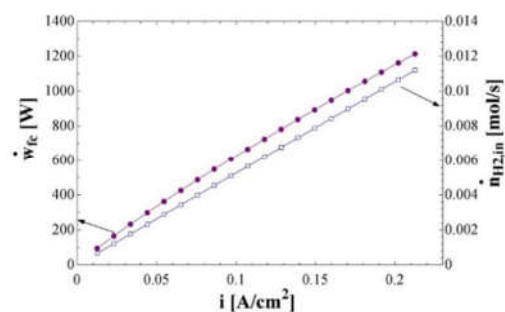


شکل ۱۱- توان تولیدی پیل سوختی و هیدروژن ورودی برحسب مساحت پیل سوختی

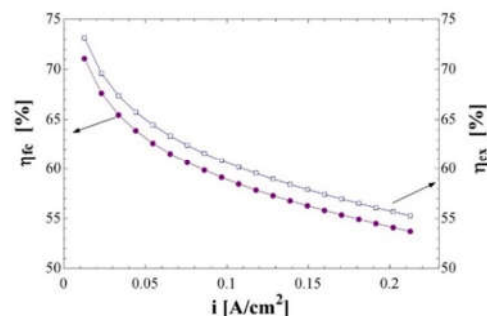


شکل ۱۲- بازده پیل سوختی و بازده اگزرژی برحسب مساحت پیل سوختی

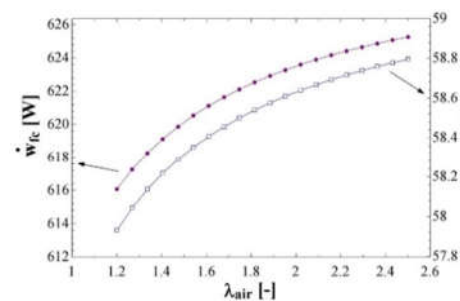
نتایج تأثیر مسافت بلند شدن روی توان تولیدی پیل سوختی و هیدروژن ورودی در شکل ۱۳ نمایش داده شده است. با افزایش مسافت بلند شدن، نیروی جلوبرنده به وزن کاهش می‌یابد، این کاهش طبق رابطه ۴۲ مقدار توان لازم برای برخاست کاهش یابد. با کاهش توان پیل سوختی مورد نیاز برای بلند شدن، مقدار هیدروژن مصرفی و ورودی کمتری به پیل سوختی وارد خواهد شد. بازده‌های حرارتی و اگزرژی پیل سوختی به‌ازای مسافت بلند شدن به دلیل کاهش هیدروژن مصرفی (افزایش مخرج در روابط (۵۶) و (۵۷))، مطابق شکل ۱۴ افزایش می‌یابند.



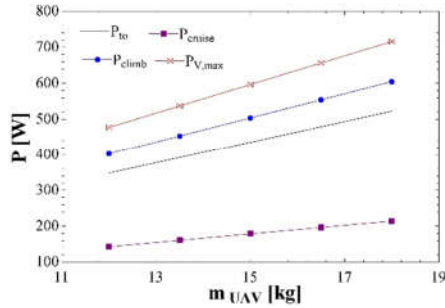
شکل ۸- توان پیل سوختی و هیدروژن ورودی برحسب چگالی جریان



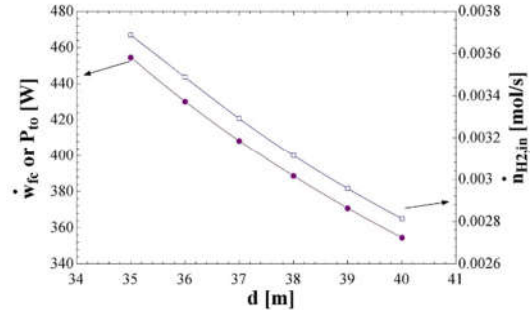
شکل ۹- بازده پیل سوختی و بازده اگزرژی برحسب چگالی جریان



شکل ۱۰- توان و بازده پیل سوختی بر حسب ضریب استوکیومتری هوا



شکل ۱۶- توان مورد نیاز برای مراحل مختلف پرواز برحسب جرم کلی پهپاد



شکل ۱۳- توان تولیدی پیل سوختی و هیدروژن ورودی برحسب مسافت بلند شدن

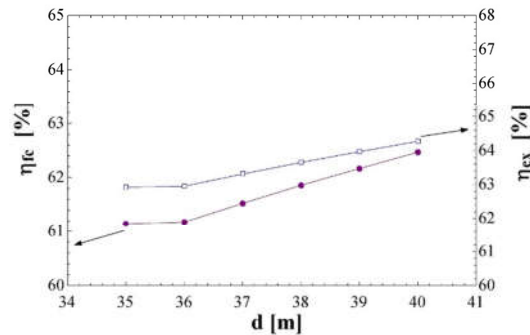
۴- نتیجه گیری

در این بررسی یک سیستم پیل سوختی پلیمری برای تأمین توان مورد نیاز یک پهپاد در حالات مختلف پروازی با مشخصات موجود مورد تحلیل قرار گرفته است و سپس به ازای پارامترهای مختلف مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج کلی این سیستم به صورت زیر ارائه شده است:

- بیشترین مقدار توان مورد نیاز به ازای حالت بیشینه سرعت بوده که برای تأمین این انرژی توسط پیل سوختی پلیمری تعداد ۱۰۶ سلول با مساحت سطح ۸۰ سانتی متر مربع نیازمند است.
- جریان مورد نیاز برای توان مورد نیاز برای مراحل بیشینه سرعت، صعود، برخاست و کروز به ترتیب ۸، ۵۷۶/۶، ۵۹۳/۵ و ۲/۰۹۸ آمپر می باشد.
- در حالت کروز بیشترین مقدار بازده پیل سوختی و بازده انرژی حاصل شده است در حالیکه کمترین این مقادیر متعلق به حالت بیشینه سرعت است.
- با افزایش چگالی جریان، توان و هیدروژن ورودی و مصرفی پیل سوختی افزایش می یابند درحالی که بازده پیل سوختی و بازده انرژی کاهش یافته است.
- با افزایش ارتفاع و به تبع آن کاهش ضریب استوکیومتری هوا، توان تولیدی و بازده پیل سوختی کاهش می یابد.
- با مساحت هر سلول پیل سوختی، توان و هیدروژن ورودی و مصرفی پیل سوختی افزایش می یابند درحالی که بازده پیل سوختی و بازده انرژی کاهش یافته است.
- افزایش مسافت بلند شدن منجر به کاهش توان مورد نیاز برای پهپاد و همچنین هیدروژن ورودی به سیستم می باشد.
- افزایش جرم کلی پهپاد باعث افزایش توان مورد نیاز برای مراحل مختلف پرواز و هیدروژن ورودی به پیل سوختی خواهد شد.

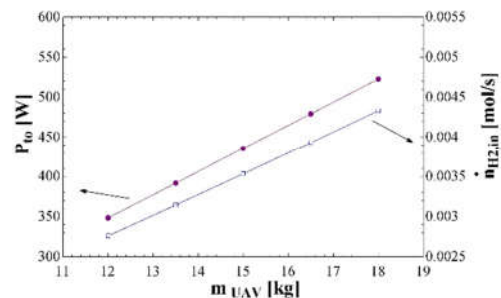
۵- نمادها

A	مساحت سلول (cm ²)
\dot{W}_{fc}	توان تولیدی پیل سوختی (W)
\bar{h}	آنتالپی مخصوص (kJ/kmol)



شکل ۱۴- بازده پیل سوختی و بازده انرژی برحسب مسافت بلند شدن

نتایج تأثیر جرم کلی پهپاد روی توان مورد نیاز برای مرحله برخاست و هیدروژن ورودی در شکل ۱۵ ارائه شده است. با افزایش جرم کل پهپاد، طبق رابطه (۴۲) مقدار توان لازم برای برخاست افزایش می یابد، همچنین افزایش توان مورد نیاز برای برخاست باعث افزایش هیدروژن ورودی به پیل سوختی جهت تأمین انرژی می شود. مطابق شکل ۱۶ همچنین با افزایش جرم کلی پهپاد باعث افزایش توان مورد نیاز برای مراحل مختلف پروازی می شود. در این حالت نیز مشخص است که بیشترین توان لازم در پهپاد برای قسمت بیشینه سرعت می باشد؛ بنابراین یکی از پارامترهای اصلی در یک پهپاد کاهش جرم کلی پهپاد می باشد که باعث افزایش مداومت پروازی به دلیل کاهش توان لازم برای مراحل مختلف پروازی خواهد شد.



شکل ۱۵- توان مورد نیاز و هیدروژن ورودی برحسب جرم کلی پهپاد

[9] قسمتی ع، ساداتی س.ح، قستی ع، عباسی ی، طراحی خلبان خودکار با استفاده از کنترلرگر غیرخطی و تست PII برای نشست یک پهپاد. مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، د. ۴۹، ش. ۱، ص ۲۱۹-۲۲۸، ۱۳۹۸.

[10] Ozen D.N., Timurkutluk B., Altinisk K., Effects of operation temperature and reactant gas humidity levels on performance of PEM fuel cells. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 59, pp. 1298-1306, 2016.

[11] Santarelli M., Torchio M., Experimental analysis of the effects of the operating variables on the performance of a single PEMFC. *Energy conversion and management*, Vol. 48, pp. 40-51, 2007.

[12] Özgür T., Yakaryilmaz A.C., Thermodynamic analysis of a Proton Exchange Membrane fuel cell. *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 43, pp. 18007-18013, 2018.

[13] Long R., Li B., Liu Z., Liu W., A hybrid system using a regenerative electrochemical cycle to harvest waste heat from the proton exchange membrane fuel cell. *Energy*, Vol. 93, pp. 2079-2086, 2015.

[14] Verstraete D., Gong A., Lu D.D.-C., Palmer J.L., Experimental investigation of the role of the battery in the AeroStack hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft systems. *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 40, pp. 1598-1606, 2015.

[15] Renau J., Lozano A., Barroso J., Miralles J., Martín J., Sánchez F., et al, Use of fuel cell stacks to achieve high altitudes in light unmanned aerial vehicles. *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 40, pp. 14573-14583, 2015.

[16] Cambone S.A., Krieg K.J., Pace P., Linton W., Unmanned aircraft systems roadmap 2005-2030. *Office of the Secretary of Defense*, pp. 4-15, 2005.

[17] Hordé T., Achard P., Metkemeijer R., PEMFC application for aviation: Experimental and numerical study of sensitivity to altitude. *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 37, pp. 10818-10829, 2012.

[18] Saleh I.M., Ali R., Zhang H., Simplified mathematical model of proton exchange membrane fuel cell based on horizon fuel cell stack. *Journal of Modern Power Systems and Clean Energy*, Vol. 4, pp. 668-679, 2016.

[19] Salah I.M., Modelling, simulation and performance evaluation: PEM fuel cells for high altitude UAS. *Sheffield Hallam University*, 2015.

[20] Karunarathne L., Economou J.T., Knowles K., Power and energy management system for fuel cell unmanned aerial vehicle. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 226, pp. 437-54, 2012.

[21] Anderson J.D., Aircraft performance and design, 1999.

[22] Klein S., Alvarado F., EES—Engineering Equation Solver. *F-Chart Software*, 2002.

n_k	دبی مولی عبوری از جزء k (mol/s)
P	فشار (bar)
P_{climb}	توان مورد نیاز مرحله صعود (W)
P_{cruise}	توان مورد نیاز کروز (W)
P_{to}	توان مورد نیاز برخاست (W)
$P_{V,max}$	توان مورد نیاز در بیشینه سرعت (W)
T	دما (K)
V	سرعت (m/s)
V_{fc}	ولتاژ پیل سوختی (V)
	مخفف و زیرنویس‌ها
.	حالت محیط
fc	پیل سوختی
PEM	پیل سوختی پلیمری
علامت یونانی	
η_{ex}	بازده اگزرژی (%)
η_{fc}	بازده پیل سوختی (%)
λ_{air}	ضریب استکیومتری هوا (-)

۶- مراجع

[1] Abdolalipouradi M., Khalilarya S., Jafarmadar S., Exergoeconomic analysis of a novel integrated transcritical CO2 and Kalina 11 cycles from Sabalan geothermal power plant. *Energy Conversion and Management*, Vol. 195, pp. 420-435, 2019.

[2] عبدالعلی پورعدل م، رستمی م، خلیل آریا ش، یاری م، تحلیل انرژی و اگزرژی یک سیستم بر مبنای انرژی زمین‌گرمایی برای تولید همزمان توان، آب شیرین، گرمایش و هیدروژن. مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز. درحال انتشار.

[3] Marandi S., Mohammadkhani F., Yari M., An efficient auxiliary power generation system for exploiting hydrogen boil-off gas (BOG) cold exergy based on PEM fuel cell and two-stage ORC: Thermodynamic and exergoeconomic viewpoints. *Energy Conversion and Management*, Vol. 195, pp. 502-518, 2019.

[4] Ahmadi M.H., Mohammadi A., Pourfayaz F., Mehrpooya M., Bidi M., Valero A., et al, Thermodynamic analysis and optimization of a waste heat recovery system for proton exchange membrane fuel cell using transcritical carbon dioxide cycle and cold energy of liquefied natural gas, *Journal of Natural Gas Science and Engineering*, Vol. 34, pp. 428-438, 2016.

[5] افرا م، نظری م، کیهانی م.ح، بررسی تجربی و آشکارسازی انتقال آب در لایه انتشار گاز پیل سوختی غشای پلیمری. مهندسی مکانیک دانشگاه تبریز، د. ۵۰، ش. ۱، ص ۲۷-۳۶، ۱۳۹۹.

[6] Akinyele D., Olabode E., Amole A., Review of Fuel Cell Technologies and Applications for Sustainable Microgrid Systems. *Inventions*. Vol. 5, pp. 42, 2020.

[7] Lee Y., Kim Y., Jang Y., Choi J.M., Effects of external humidification on the performance of a polymer electrolyte fuel cell. *Journal of mechanical science and technology*, Vol. 21, pp. 2188-2195, 2007.

[8] Yang C., Moon S., Kim Y., A self-operated polymer electrolyte fuel cell system operating at dead-end conditions using pure hydrogen and oxygen gases. *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 29, pp. 3541-3547, 2015.