



مدل سازی ترمودینامیکی یک واحد توان کمکی مجهز به پیل سوختی اکسید جامد لوله‌ای با کاربرد در سیستم‌های پیشران‌ش هوایی

جاماسب پیرکندی^{1*}، مصطفی محمودی¹، فرهاد امانلو²

1- استادیار مهندسی مکانیک، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

* تهران، کدپستی 3159916111، jpirkandi@mut.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 15 اسفند 1393

پذیرش: 17 فروردین 1394

ارائه در سایت: 01 اردیبهشت 1394

کلیدواژگان:

واحد توان کمکی،

پیل سوختی اکسید جامد

توربین گاز

سیستم ترکیبی

راندمان

چکیده

قابلیت پیل‌های سوختی اکسید جامد در ترکیب با سیکل توربین گاز سبب شده است که سیستم ترکیبی حاصل به عنوان یک سیستم تولید توان جدید مد نظر پژوهشگران مختلف قرار گیرد. از کاربردهای مهم این نوع سیستم‌های هیبریدی استفاده از آنها در واحدهای پیشران‌ش هوایی‌ها بدون سرنشین و مسافربری به عنوان واحد توان کمکی است. هدف عمده این تحقیق طراحی یک سیستم تولید توان کمکی هیبریدی مجهز به پیل سوختی اکسید جامد است که در آینده نزدیک یکی از نیازهای اساسی جهت تولید توان الکتریکی در هواپیماهای بزرگ خواهد بود. پارامترهای طراحی و متغیرهای تصمیم‌گیری در تحلیل سیستم، نسبت فشار کمپرسور، دمای گازهای ورودی به توربین و تعداد سلول پیل انتخاب شده‌اند. نتایج نشان می‌دهد که افزایش فشار کاری سیستم سبب کاهش دمای گازهای خروجی از توربین و دمای کاری پیل شده و این مسئله به شدت بر روی توان تولیدی و راندمان الکتریکی سیستم اثر می‌گذارد. در دمای 1000 درجه سلسیوس برای گازهای ورودی به توربین راندمان الکتریکی سیستم در حدود 49 درصد است. حداکثر راندمان الکتریکی سیستم در پیل سوختی نیز در حدود 55 درصد برآورد می‌گردد. بررسی نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که در صورت کنترل حرارت تولید شده در پیل و استفاده مفید از آن راندمان کلی سیستم تا حدود 84 درصد قابل افزایش خواهد بود. از طرف دیگر افزایش تعداد سلول‌های توده پیل-سوختی سبب افزایش راندمان الکتریکی و کاهش راندمان کلی سیستم هیبریدی خواهد شد.

Thermodynamic Modeling of an Auxiliary Power Unit Equipped with a Tubular Solid Oxide Fuel Cell with Application in Aerospace Power System

Jamasb Pirkandi*, Mostafa Mahmoodi, Farhad Amanloo

Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

* P.O.B. 3159916111 Tehran, Iran, jpirkandi@mut.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 06 March 2015
Accepted 06 April 2015
Available Online 21 April 2015

Keywords:
Auxiliary Power Unit
Solid Oxide Fuel Cell
Gas Turbine
Hybrid System
Efficiency

ABSTRACT

Solid oxide fuel cells capability in combination with gas turbine cycle has caused the obtained synthetic system to become a new power production system in the opinion of different researchers. One of the important applications of this type of hybrid system is to use them in UAV propulsion systems and in airliners as an APU. The main purpose of this research is design of a hybrid APU equipped with solid oxide fuel cell which would be one of the basic requirements for electric power generation in larger aircrafts in the future. Design parameters and decision-making variables in analysis of this system are the compressor pressure ratio, gas temperatures entrance to turbine and the number of selected cells. The results show that the system's increasing pressure causes decrease in the temperature of outlet gases from the turbine and the cell's operating temperature; and this problem severely affects the productivity and efficiency of the electrical system. At 1000°C, for entrance gases to the turbine, electrical efficiency of system is about 49 percent. Also, the maximum electrical efficiency of the system in fuel cell is estimated to be about 55 percent. The obtained result shows that in case of controlling the generated heat in the cell and effective usage of it, the overall system efficiency will be increased about 84 percent. On the other hand, increasing the number of cells will cause electrical efficiency to increase and reduce the overall efficiency of the fuel cell hybrid system.

1- مقدمه

هوایی تأمین توان الکتریکی لازم برای روشن کردن موتور اصلی است.

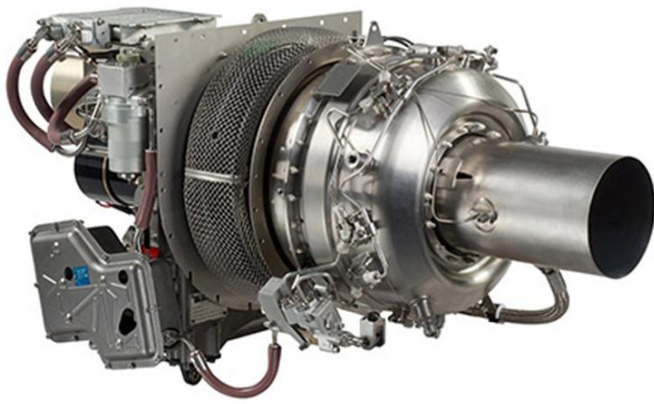
موتورهای توربینی برای فراهم کردن تراکم هوای کافی جهت شروع به کار،

هدف اولیه از به کارگیری واحدهای توان کمکی در سیستم‌های پیشران‌ش

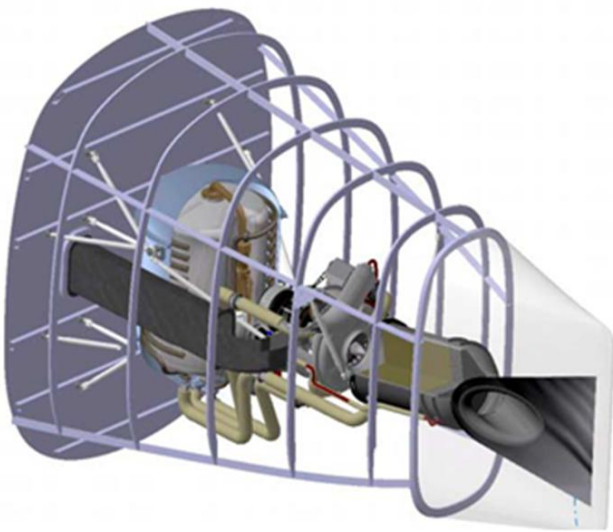
Please cite this article using:

J. Pirkandi, M. Mahmoodi, F. Amanloo, Thermodynamic Modeling of an Auxiliary Power Unit Equipped with a Tubular Solid Oxide Fuel Cell with Application in Aerospace Power System, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, No. 6, pp. 132-144, 2015 (In Persian)

برای ارجاع به این مقاله از عبارت ذیل استفاده نمایید:



شکل 1 نمایی از یک میکروتوربین APU60 به کار رفته در واحدهای توان کمکی با توان خروجی 60 کیلووات [1]



شکل 2 طرح مفهومی سیستم APU هیبرید مجهز به پیل سوختی اکسید جامد هواپیمای بویینگ 777 [3]

هواپیما در نظر گرفته شده و قرار است بر روی یک فروند هواپیمای ایرباس A320 مورد آزمایش قرار گرفته و کاهش مصرف سوختی به میزان 15 درصد برای هواپیما داشته باشد. این پیل سوختی علاوه بر تولید انرژی الکتریکی وظایف دیگری را نیز بر عهده دارد. در نتیجه واکنش های شیمیایی در پیل سوختی، می توان از آب تولید شده در قسمت های مختلف هواپیما استفاده کرد. این پیل سوختی 100 کیلوواتی نیروی مورد نیاز تاکسی کردن روی باند را فراهم خواهد کرد. به گزارش گروه هوافضای هیتنا آزمایشات پروازی این سامانه از سال 2015 آغاز خواهد شد و در آزمایش اول پیل سوختی در محفظه بار یک فروند هواپیمای ایرباس A320 نصب می شود. سایر تجهیزات شامل یک مخزن هیدروژنی، بازیاب حرارتی و یک فن نیز در انتهای مخروطی دم هواپیما نصب می شوند. شرکت ایرباس در این پروژه با انستیتو تحقیقات هوافضایی آلمان (DLR) و شرکت هوافضایی پارکر همکاری می کند. این شرکت هم چنین در سال 2011 یک پیل سوختی 90 کیلوواتی را در یک فروند هواپیمای A320 با همکاری انستیتو (DLR) آزمایش کرده است [4].

هدف از این مقاله تحلیل ترمودینامیکی یک واحد تولید توان کمکی مجهز به پیل سوختی و بررسی عملکرد آن در شرایط مختلف کاری است. در این مقاله ابتدا یک سیستم هیبریدی همراه با تجهیزات جانبی آن در نظر گرفته شده و سپس برای تمام اجزاء سیکل مورد نظر یک تحلیل ترمودینامیکی انجام شده است. با توجه به تأمین بخش بیشتری از توان سیستم هیبریدی توسط پیل سوختی، پیل مورد استفاده علاوه بر تحلیل ترمودینامیکی تحت یک تحلیل الکتروشیمیایی و حرارتی مجزا و کامل نیز قرار گرفته است. پارامترهای بررسی شده در این تحقیق نسبت فشار کاری

باید تا سرعت های دورانی بالا شتاب داده شوند. موتورهای جت کوچک اغلب به وسیله موتورهای الکتریکی روشن می شوند درحالی که این کار در موتورهای بزرگ تر اغلب با یک موتور توربینی هوایی انجام می گیرد. قبل از اینکه موتور اصلی روشن شود واحد توان کمکی به وسیله باتری یا یک سیستم هیدرولیکی روشن می گردد (شکل 1). زمانی که این واحد توان کمکی شروع به کار می کند، توان الکتریکی لازم برای روشن شدن موتور اصلی هواپیما و همچنین سایر سیستم های جانبی آن را (سیستم های هیدرولیکی، پنوماتیکی و ...) فراهم می کند. از سوی دیگر واحدهای توان کمکی در زمان هایی که موتور اصلی خاموش است، برای راه اندازی سیستم های جانبی هواپیما مانند سیستم های تهویه مطبوع هواپیما مورد استفاده قرار می گیرند. از کاربردهای دیگر این واحدهای تولید توان، تأمین توان الکتریکی لازم برای کنترل سیستم های مختلف هواپیما قبل از پرواز است [1]. برخی از واحدهای توان کمکی به یک پمپ هیدرولیکی نیز متصل می باشند که این مسئله به خدمه اجازه می دهد، تجهیزات هیدرولیکی مانند کنترل پروازی یا سطوح برازا (فلپ) را قبل از پرواز کنترل نمایند. در بعضی از هواپیماها این قابلیت همچنین به عنوان یک سیستم جایگزین در صورت خرابی موتور یا سیستم های هیدرولیکی است.

همان طور که اشاره شد تولید انرژی الکتریکی در هواپیما معمولاً توسط دوران ژنراتور الکتریکی به وسیله موتور اصلی هواپیما و یا توسط یک واحد تولید توان کمکی است. در حالت پرواز راندمان انرژی الکتریکی تولید شده توسط ژنراتورها و موتورهای اصلی حداکثر 30 تا 40 درصد است. این در حالی است که در روی زمین و همراه با خاموش بودن موتورهای اصلی استفاده از سیستم تولید توان کمکی سبب مصرف 20 درصد سوخت می شود که با تولید سر و صدای نامطلوب و آلودگی های زیست محیطی همراه است. با توجه به این مسئله استفاده از تکنولوژی پیل سوختی و ترکیب آن با یک توربین گاز به عنوان یک سیستم تولید توان کمکی مورد علاقه تولیدکنندگان هواپیما قرار گرفته است. پیل سوختی اکسید جامد به دلیل بازدهی بالا در تبدیل انرژی شیمیایی سوخت های فسیلی به انرژی الکتریکی و انتشار ناچیز آلاینده ها یکی از اولویت های تولید توان در آینده هستند. علاوه بر این قابلیت پیل های سوختی اکسید جامد در ترکیب با سیستم های تولید توان مانند سیکل توربین گاز، سبب شده است که سیستم ترکیبی حاصل به عنوان یک سیستم تولید توان در سیستم های پیشرانش هواپیماهای بدون سرنشین و هواپیماهای مسافربری مورد استفاده قرار گیرد. طراحی یک سیستم تولید توان کمکی هیبریدی مجهز به پیل سوختی یکی از نیازهای اساسی جهت تولید توان الکتریکی در هواپیماهای بزرگ است که در آینده ای نزدیک به تحقق خواهد پیوست [2]. یکی از اصلی ترین تحقیقات صورت گرفته در این زمینه، طراحی سیستم تولید توان کمکی هیبریدی در هواپیماهای بویینگ 787 و بویینگ 777 است. هدف اصلی، توسعه و رشد استفاده از سیستم های تولید توان کمکی هیبریدی تا سال 2015 بر روی هواپیمای بویینگ 787 است [3]. در مدل طراحی شده مجموع توان خروجی در واحد پیل سوختی و ژنراتور الکتریکی توربین گاز 440 کیلووات است که در خروجی واحد توان کمکی سیستم های پیشرانش فراهم می شود (شکل 2).

در حال حاضر شرکت ایرباس در حال آزمایش یک پیل سوختی به جای واحد تولید توان کمکی هواپیما، به منظور تولید انرژی الکتریکی در هواپیما است. برای این پیل سوختی کاربردهای دیگری نیز پیش بینی شده است. این پیل سوختی چندمنظوره برای جایگزینی واحد تولید توان کمکی

قرار گرفته در شکل 3 نشان داده شده است. سیستم پیشنهادی شامل یک توربین، کمپرسور هوا، مخزن سوخت، شیر فشارشکن سوخت، محفظه احتراق، پیل سوختی اکسید جامد و سه بازیاب حرارتی است. در این سیستم ابتدا هوا به وسیله کمپرسور متراکم شده و در ادامه مسیر با عبور از بازیاب حرارتی، با دمای بالا وارد بخش کاتد پیل سوختی می‌شود. از سوی دیگر در این سیستم یک مخزن حاوی گاز هیدروژن تحت فشار قرار دارد. هیدروژن با گذشتن از یک فشارشکن وارد بازیاب حرارتی شده و پس از گرم شدن وارد بخش آنود پیل سوختی می‌شود. پس از انجام واکنش‌های الکتروشیمیایی در پیل سوختی، هوا و سوخت باقیمانده در ادامه وارد محفظه احتراق می‌گردند. در محفظه احتراق برای بالا بردن دمای محصولات احتراق از یک جریان جداگانه سوخت استفاده می‌شود. پس از انجام واکنش در محفظه احتراق، محصولات خروجی با دمای بالا وارد توربین شده و در اثر انبساط کار مکانیکی تولید می‌کنند. گازهای داغ پس از خروج از توربین و در ادامه مسیر خود وارد سه بازیاب حرارتی معرفی شده می‌گردند.

4- فرضیات

در این قسمت فرضیات حاکم در تحلیل سیکل ترکیبی توربین‌گاز با پیل سوختی اکسید جامد جهت مدل‌سازی ترمودینامیکی آورده شده است. این فرضیات عبارت‌اند از:

- کلیه اجزا سیکل ترکیبی آدیاباتیک فرض می‌شوند.
- جریان سیال در کلیه اجزا پایا است.
- از تغییرات انرژی‌های پتانسیل و جنبشی صرف نظر شده است.
- رفتار تمام گازها ایده‌ال فرض می‌شود.
- از اثرات مربوط به خنک‌کاری کمپرسور صرف نظر می‌شود.
- از نشتی گاز داخل سیستم به بیرون صرف نظر شده است.
- سوخت مورد مصرف سیستم هیبریدی هیدروژن فرض شده است.
- ولتاژ در ریز توده‌های پیل سوختی ثابت فرض شده است.

5- معادلات حاکم

در این بخش ابتدا با استفاده از روابط موجود عملکرد تمامی اجزاء بکار رفته در سیستم هیبریدی معرفی شده و سپس به صورت مجزا و تحت شرایط پایدار، سیستم فوق مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. جهت این کار یک برنامه رایانه‌ای نوشته شده و سپس عملکرد ترمودینامیکی سیستم با تغییر چند پارامتر موثر مانند نسبت فشار کاری کمپرسور، دمای گازهای ورودی به

سیستم، دمای گازهای ورودی به توربین و تعداد سلول پیل سوختی می‌باشند. تعیین راندمان بهینه در سیکل هیبریدی و پیل سوختی و همچنین محاسبه حداکثر توان خالص تولیدی در سیکل از دیگر اهداف این تحقیق است. با توجه به اهمیت نقش دمای کاری پیل در عملکرد آن، برخلاف بیشتر تحقیقات انجام شده [1-4] در این مقاله دمای پیل متغیر فرض شده و مقدار آن در شرایط مختلف کاری سیستم محاسبه شده است.

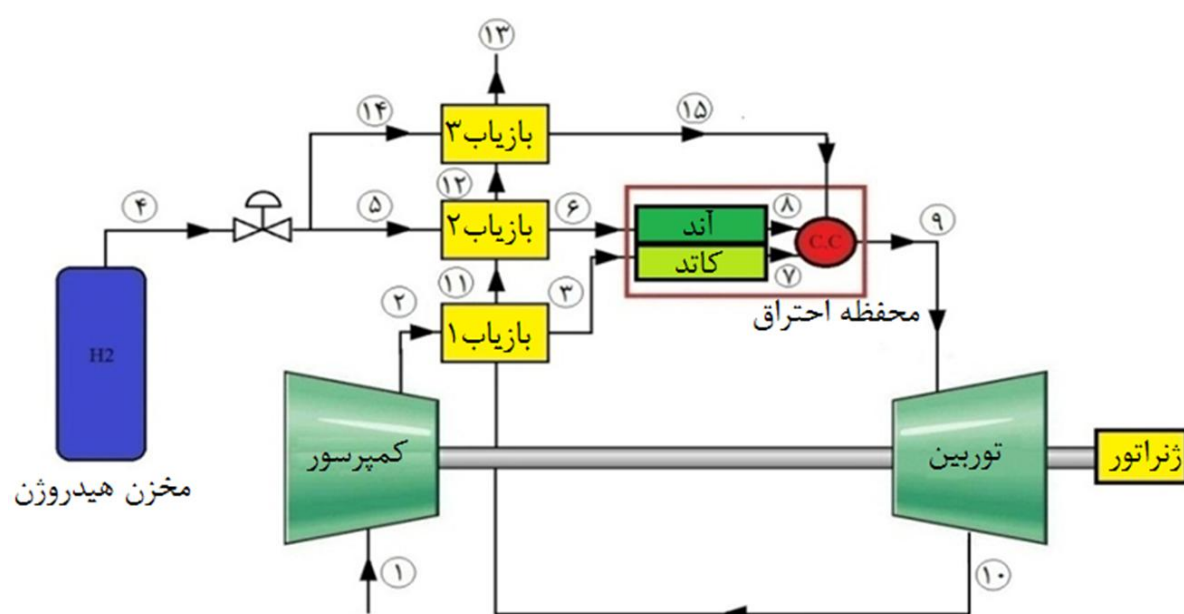
2- مروری بر تاریخچه پژوهش

مطالعات تئوری سیکل‌های ترکیبی در سرتاسر جهان با استقبال خوبی از طرف محققان روبرو شده است. مقالات متعددی در رابطه با تحلیل ترمودینامیکی، طراحی و مدل‌سازی سامانه‌های تولید توان هیبریدی توربین گاز و پیل سوختی ارائه شده است. مطالعه تحقیقات گذشته در مورد سیستم‌های هیبریدی نشان می‌دهد که بررسی‌های نظری روی این نوع سیستم‌های هیبریدی برای اولین بار در سال 1970 میلادی توسط شرکت زیمنس وستینگهاوس صورت گرفت [5]. از نخستین تحقیقات انجام‌شده در این زمینه می‌توان به تحقیقات هاروی و ریچتر [6]، لی و سودهوف [7]، چانی و همکاران [8] و ماساردو و لوبلی [9] اشاره کرد. در ادامه‌ی این تحقیقات شرکت آمریکایی زیمنس وستینگهاوس در سال 1998 میلادی اولین نیروگاه 100 کیلوواتی پیل سوختی را در وسترورت هلند راه‌اندازی کرد [10]. در ژانویه‌ی سال 2000 همین شرکت با حمایت دولت ایالات متحده در مرکز ملی پژوهش‌های پیل سوختی در دانشگاه کالیفرنیا، یک پیل سوختی اکسید جامد را که در فشار 3 اتمسفر عمل می‌کرد با یک میکروتوربین گاز با توان 50 کیلووات ترکیب کرد. سیستم ساخته‌شده دارای توان اسمی 220 کیلووات بود که 170 کیلووات آن از پیل سوختی و 50 کیلووات آن از توربین گازی به دست آمده بود. راندمان سیستم فوق برابر 57 درصد محاسبه شده بود [10].

در ادامه مدل‌های ترمودینامیکی و ریاضی مختلفی توسط گروه‌های تحقیقاتی متعددی توسعه و استخراج شده است. پیرکندی و همکاران [11] تحقیقات متعددی را در این زمینه مورد بررسی قرار داده و به مقایسه عملکرد سیستم‌های هیبریدی مستقیم و غیرمستقیم توربین‌گاز و پیل سوختی اکسید جامد از دیدگاه ترمودینامیکی و اگزرژی پرداخته‌اند.

3- پیکربندی سیستم

شماتیک سیستم پیشنهادی که در این تحقیق مورد مطالعه و بررسی



شکل 3 شماتیک واحد تولید توان کمکی مدل‌سازی شده

توربین و تعداد سلول های پیل سوختی بررسی شده است.

5-1- پیل سوختی

حل کلی معادلات بقای جرم و انرژی پیل سوختی نیاز به ارزیابی ولتاژ و جریان تولید شده در آن دارد، ولتاژ برگشت پذیر پیل سوختی توسط معادله نرنست و مطابق رابطه (1) و (2) تعریف می گردد [12]:

$$E = E^{\circ} + \frac{R_u T}{n_e F} \ln \left(\frac{p_{H_2} p_{O_2}^{1/2}}{p_{H_2O}} \right) \quad (1)$$

$$E^{\circ} = 1.272 - (T \times 2.764 \times 10^{-4}) \quad (2)$$

در رابطه فوق E° ولتاژ پیل در شرایط استاندارد، R_u ثابت عمومی گازها، T دمای استک (توده) پیل، F ثابت فارادی و n_e تعداد الکترون های جریان یافته در مدار به ازای تشکیل هر مولکول آب است. جهت محاسبه ولتاژ واقعی پیل، باید افت های مربوط به پیل که شامل افت ولتاژ فعال سازی (V_{act})، افت ولتاژ اهمیک (V_{ohm}) و افت ولتاژ غلظت (V_{conc}) می باشند، محاسبه شده و در نهایت از رابطه (3) مقدار ولتاژ واقعی آن (V_{cell}) به دست آید [12]:

$$V_{cell} = E - (V_{act} + V_{ohm} + V_{conc}) = E - \Delta V_{loss} \quad (3)$$

مقدار افت مربوط به فعال سازی شامل افت های مربوط به راه اندازی پیل و همچنین غلبه بر واکنش های الکتروشیمیایی است. مقدار این افت برابر مجموع افت ولتاژهای فعال سازی در آند و کاتد پیل بوده و با ساده سازی رابطه باتلر ولمر طبق روابط (4) و (5) به دست خواهد آمد [12]:

$$V_{act} = V_{act,an} + V_{act,ca} \quad (4)$$

$$V_{act} = \frac{2R_u T}{n_e F} \sinh^{-1} \left(\frac{i}{2i_0} \right) \quad (5)$$

در رابطه (5) i و i_0 به ترتیب برابر چگالی جریان و چگالی جریان تبادلی می باشند. مقدار چگالی جریان تبادلی برای آند و کاتد در یک پیل سوختی اکسید جامد از دو رابطه نیمه تجربی به دست می آید [12]. برای پیل سوختی اکسید جامد این مقادیر مورد نیاز برای محاسبه ولتاژ فعال سازی از مرجع [12] آورده شده است.

مقاومت های ناشی از حرکت الکترون ها در آند، کاتد و متصل کننده داخلی و حرکت یون ها در الکترولیت سبب ایجاد افت ولتاژ اهمی می شود. بر این اساس افت ولتاژ اهمی برای این چهار جزء با استفاده از روابط (6) تا (9) به دست خواهد آمد [12]:

$$V_{ohm} = V_{ohm,an} + V_{ohm,ca} + V_{ohm,el} + V_{ohm,in} \quad (6)$$

$$V_{ohm} = ir \quad (7)$$

$$r = \delta \rho \quad (8)$$

$$\rho = A \exp \left(\frac{B}{T} \right) \quad (9)$$

مقادیر A ، B و δ پارامترهای ثابتی بوده که بسته به نوع و هندسه پیل به دست می آیند [12]. مقادیر این پارامترها که در محاسبات افت ولتاژ اهمیک استفاده می شوند، در جدول 1 آورده شده است [12].

جدول 1 پارامترهای مربوط به افت ولتاژ اهمیک [12]

اجزاء	$A(\Omega \cdot m)$	$B(K)$	$\delta(m)$
کاتد	0/0000811	600	0/0022
آند	0/0000298	-1392	0/0001
الکترولیت	0/0000294	10350	0/00004
جداکننده ها	0/0012	4690	0/000085

وقتی که شدت جریان بالایی از پیل گرفته می شود، نرخ تولید جریان با تقاضا تطابق نداشته و این مسئله باعث افت ولتاژ شدید در پیل می گردد. افت مربوط به غلظت در چگالی جریان های بالا اهمیت پیدا می کند. مقدار این افت با استفاده از روابط (10) تا (12) به دست خواهد آمد [12]:

$$V_{conc} = V_{conc}^{an} + V_{conc}^{ca} \quad (10)$$

$$V_{conc}^{an} = \frac{R_u T}{n_e F} \ln \left(\frac{1 - \frac{i}{i_{L,H_2}}}{1 + \frac{i}{i_{L,H_2O}}} \right) \quad (11)$$

$$V_{conc}^{ca} = \frac{R_u T}{n_e F} \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{i}{i_{L,O_2}}} \right) \quad (12)$$

در روابط فوق i_L چگالی جریان حدی و n_e تعداد مول های الکترون شرکت کننده در واکنش است. چگالی جریان حدی جریانی است که در آن نرخ مصرف سوخت برابر زمانی است که بیشترین سرعت تغذیه سوخت برقرار است و این در زمانی اتفاق می افتد که غلظت روی سطح به صفر برسد. یعنی تمام واکنش دهنده ها مصرف شود. چگالی جریان حدی برای هیدروژن، آب و اکسیژن طبق روابط (13) تا (15) به دست می آید [12]:

$$i_{L,H_2} = \frac{n_e F D_{eff,H_2} P_{H_2}}{R_u T \delta_{an}} \quad (13)$$

$$i_{L,H_2O} = \frac{n_e F D_{eff,H_2O} P_{H_2O}}{R_u T \delta_{an}} \quad (14)$$

$$i_{L,O_2} = \frac{n_e F D_{eff,O_2} P_{O_2}}{R_u T \delta_{an}} \quad (15)$$

پس از محاسبه افت ولتاژهای اشاره شده مقدار ولتاژ واقعی پیل طبق رابطه (3) و مقدار جریان هر سلول و توان کلی توده پیل نیز طبق روابط (16) تا (19) مشخص خواهد شد.

$$I_{cell} = i A_{cell} \quad (16)$$

$$I_{tot} = 2Fz \quad (17)$$

$$(\dot{W}_{DC})_{sofc} = V_{cell} I_{tot} \quad (18)$$

$$(\dot{W}_{AC})_{sofc} = (\dot{W}_{DC})_{sofc} \eta_{inv,sofc} \quad (19)$$

با توجه به تولید برق مستقیم در پیل با استفاده از رابطه (19) مقدار برق متناوب در پیل محاسبه می گردد. در این رابطه $\eta_{inv,sofc}$ ضریب تبدیل جریان مستقیم به متناوب است [12].

در این تحقیق بر خلاف بیشتر تحقیقات انجام شده دمای پیل ثابت فرض نشده است. این مسئله سبب می گردد که محاسبات حرارتی پیل جهت تعیین دمای کاری آن انجام گیرد. برای محاسبه دمای گازهای خروجی از استک، باید منبع دمایی موجود در پیل را در نظر گرفت (رابطه (20)) [13].

$$\dot{Q}_{net} = \dot{Q}_{ele} = z T \Delta S - I \Delta V_{Loss} \quad (20)$$

با توجه به رابطه (21) مقداری از این گرمای خالص باقیمانده صرف افزایش دمای گازهای داخل و خروجی پیل شده ($\dot{Q}$) و بخش دیگری نیز به محیط ($\dot{Q}_{surr}$) وارد می شود.

$$\dot{Q}_{net} = \dot{Q}' + \dot{Q}_{surr} \quad (21)$$

در حالت واقعی به هیچ عنوان نمی توان فرآیندهای انجام شده در پیل سوختی را آدیاباتیک در نظر گرفت و همواره مقداری تلفات حرارتی به محیط وجود دارد. با در نظر گرفتن این مسئله در حالت ایده آل فرض می شود که پیل سوختی آدیاباتیک داخلی بوده و گرمای خالص باقیمانده صرف افزایش دمای گازهای داخل و خروجی از پیل خواهد شد ($\dot{Q}''$). در این حالت با در نظر گرفتن دمای یکسان برای گازهای خروجی از آند و کاتد، رابطه (22) حاصل خواهد شد. در این رابطه $\Delta h_{ca,in}$ و $\Delta h_{an,in}$ مقدار تغییرات آنتالپی

جدول 2 مشخصات هندسی پیل سوختی به کار رفته در این پژوهش [14]

پارامتر	واحد	مقدار فرض شده
مساحت هر سلول	سانتیمتر مربع	1036/2
طول هر سلول	سانتیمتر	150
قطر هر سلول	سانتیمتر	2/2
تعداد سلول	عدد	5760

در رابطه ای فوق $\dot{Q}_{Loss,cc}$ تلفات حرارتی محفظه احتراق بوده و مقدار آن به راندمان محفظه و ارزش حرارتی سوخت بستگی دارد [15,16]. مقدار تلفات حرارتی در محفظه احتراق با استفاده از رابطه (30) به دست می آید.

$$\dot{Q}_{Loss,cc} = \dot{n}_f \times (1 - \eta_{cc}) \times LHV \quad (30)$$

4-5- توربین

گازهای داغ خروجی از محفظه احتراق در ادامه وارد توربین شده و در آن جریان الکتریکی تولید می کنند. بخشی از توان الکتریکی تولید شده تأمین کننده توان مصرفی کمپرسور هوا بوده و توان باقی مانده نیز به عنوان توان خروجی از توربین مورد استفاده قرار می گیرد. با محاسبه کار ایده آل و در نظر گرفتن راندمان ایزونتروپیک توربین می توان مقادیر کار و دمای خروجی از آن را طبق روابط (31) تا (33) محاسبه کرد [15,16]:

$$P_{10} = P_9 \left(\frac{T_{10s}}{T_9} \right)^{\frac{k_g}{k_g-1}} \quad (31)$$

$$\eta_{is,gt} = \frac{W_{gt,a}}{W_{gt,s}} = \frac{\bar{h}_9 - \bar{h}_{10}}{\bar{h}_9 - \bar{h}_{10s}} = \frac{T_9 - T_{10}}{T_9 - T_{10s}} \quad (32)$$

$$\dot{W}_{gt} = \dot{n}_9 (\bar{h}_9 - \bar{h}_{10}) \quad (33)$$

چنان که پیش تر اشاره شد، با توجه به وابسته بودن راندمان ایزونتروپیک به نسبت فشار و در تحلیل های پارامتری نسبت فشار به جای راندمان ایزونتروپیک از راندمان پلی تروپیک استفاده شده است (رابطه (34)).

$$\frac{T_9}{T_{10}} = r_{p,gt}^{\frac{\eta_{p,gt}(k_g-1)}{k_g}} \quad (34)$$

5-5- بازیاب حرارتی

پیش تر اشاره شد که از انرژی حرارتی موجود در گازهای خروجی برای گرم کردن هوا و سوخت ورودی به پیل و محفظه احتراق استفاده می شود. دمای گازهای خروجی از بازیاب اول و دوم بر اساس راندمان یا ضریب کارایی آنها و طبق روابط (35) تا (37) محاسبه می شود [15,16].

$$\varepsilon_{rec,a} = \frac{T_3 - T_2}{T_{10} - T_2} \quad (35)$$

$$\varepsilon_{rec,f1} = \frac{T_6 - T_5}{T_{11} - T_5} \quad (36)$$

$$\varepsilon_{rec,f2} = \frac{T_{15} - T_{14}}{T_{12} - T_{14}} \quad (37)$$

5-6- سیستم ترکیبی

در این بخش با در نظر گرفتن کل سیستم به عنوان یک حجم کنترل، راندمان الکتریکی آن با استفاده از رابطه (38) به دست خواهد آمد:

$$\eta_{ele} = \frac{\dot{W}_{net}}{\dot{n}_f LHV} \quad (38)$$

در رابطه فوق توان خالص خروجی از سیستم هیبریدی برابر اختلاف مجموع توان تولید شده در توربین و پیل سوختی و توان مصرف شده در کمپرسور هوا خواهد بود. مقدار انرژی ورودی به سیستم نیز برابر انرژی آزاد شده ناشی از مصرف سوخت در محفظه احتراق است.

واکنش دهنده ها در آند و کاتد و $\Delta h_{ca,out}$ و $\Delta h_{an,out}$ مقدار تغییرات آنتالپی محصولات در آند و کاتد خواهند بود.

$$\dot{Q}'' = \Delta h_{ca,in} + \Delta h_{ca,out} + \Delta h_{an,in} + \Delta h_{an,out} \quad (22)$$

برای محاسبه دمای گازهای خروجی از پیل سوختی از یک الگوریتم تکرار استفاده شده و معیار همگرایی نیز به صورت رابطه (23) در نظر گرفته شده است.

$$Q_{error} = \left| \frac{\dot{Q}'' - \dot{Q}'}{\dot{Q}'} \right| < 0.01 \quad (23)$$

پس از محاسبه دمای خروجی، می توان با استفاده از رابطه (24) مقدار تلفات حرارتی در پیل سوختی را محاسبه کرد.

$$(\dot{n}_3 \bar{h}_3 + \dot{n}_6 \bar{h}_6) = \dot{Q}_{surr} + \dot{W}_{sofc} + (\dot{n}_7 \bar{h}_7 + \dot{n}_8 \bar{h}_8) \quad (24)$$

پیل های سوختی اکسید جامد را می توان از نظر ساختار و نوع طراحی به سه دسته لوله ای، صفحه ای و لانه زنبوری تقسیم بندی نمود. پیل های سوختی نوع لوله ای مشکل آب بندی دو نوع دیگر را نداشته و دارای کمترین نشت گاز می باشند. از طرف دیگر دمای کاری این نوع از پیل ها بالا بوده و راندمان آنها نیز بیشتر است. پیل های سوختی به کار رفته در این پژوهش از نوع لوله ای بوده و مشخصات آنها در جدول 2 آورده شده است [14].

5-2- کمپرسور

همان طور که در شکل (1) مشاهده می شود هوای محیط در فشار و دمای استاندارد وارد کمپرسور هوا شده و پس از تراکم در فشار و دمای بالاتری آن را ترک می کند. با فرض آدیاباتیک بودن فرایند تراکم و با مشخص بودن نسبت فشار و راندمان ایزونتروپیک کمپرسور، نسبت گرمای ویژه هوا و دبی هوای عبوری از کمپرسور می توان دمای گازهای خروجی از کمپرسور و کار واقعی مورد نیاز آن را به دست آورد [15,16]:

$$\frac{T_{2s}}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{K_a-1}{K_a}} = (r_{p,a})^{\frac{K_a-1}{K_a}} \quad (25)$$

$$\eta_{is,c} = \frac{w_{c,s}}{w_{c,a}} = \frac{\bar{h}_{2s} - \bar{h}_1}{\bar{h}_2 - \bar{h}_1} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} \quad (26)$$

$$\dot{W}_C = \dot{n}_a w_{c,a} \quad (27)$$

با توجه به وابسته بودن راندمان ایزونتروپیک به نسبت فشار و ثابت نماندن آن با تغییرات فشار، در حالتی که در تحلیل سیستم تغییرات نسبت فشار کمپرسور مد نظر باشد، به جای راندمان ایزونتروپیک از راندمان پلی تروپیک استفاده شده است (رابطه (28)).

$$\frac{T_2}{T_1} = (r_{p,a})^{\frac{K_a-1}{K_a \eta_{p,ca}}} \quad (28)$$

5-3- محفظه احتراق

هوا و سوخت خروجی از پیل سوختی که در آن مصرف نشده اند، در ادامه وارد یک محفظه احتراق می گردند. در این محفظه مخلوط هوا و سوخت باقیمانده از پیل به همراه سوخت ورودی که آن نیز از طریق یک مبدل دیگر گرم شده، با یکدیگر واکنش می دهند. در ادامه فرض می شود که جریان های ورودی به محفظه احتراق کاملاً باهم مخلوط شده و تمام سوخت ورودی مصرف می شود. مجموع واکنش های فوق گرماده بوده و دمای گازهای خروجی از محفظه احتراق را بالا می برد. با نوشتن معادله بقای انرژی و با در نظر گرفتن راندمان محفظه، می توان طبق رابطه (29) دمای گازهای خروجی را محاسبه کرد.

$$\dot{n}_7 \bar{h}_7 + \dot{n}_8 \bar{h}_8 + \dot{n}_{15} \bar{h}_{15} - \dot{n}_9 \bar{h}_9 - \dot{Q}_{Loss,cc} = 0 \quad (29)$$

حاصل از این برنامه تهیه، و با نتایج آزمون های آزمایشگاهی موجود مقایسه شود. به منظور اعتبارسنجی کد تهیه شده در این پژوهش، سیستم معرفی شده توسط چان و همکاران [17]، مدل سازی شده و نتایج حاصل از کد حاضر، در جدول 3 با نتایج تحقیقات آنها مقایسه شده است. همخوانی نزدیک بین این نتایج، مؤید صحت روش حاضر و کد تهیه شده است.

8- نتایج

در این بخش عملکرد سیکل توربین گاز مجهز به پیل سوختی در واحد توان کمکی پیشنهادی از دیدگاه ترمودینامیکی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. پارامترهای طراحی و متغیرهای تصمیم گیری در تحلیل این سیستم، نسبت فشار کمپرسور، دمای گازهای ورودی به توربین و تعداد سلول های به کار رفته در سیستم انتخاب شده و نتایج حاصل از تحلیل مورد بررسی قرار گرفته است. در بخش اول اثر نسبت فشار کمپرسور و دمای گازهای ورودی به توربین بر روی عملکرد آن بررسی شده است. همان طور که در شکل 5 نشان داده شده است، افزایش نسبت فشار کمپرسور سبب افزایش توان تولیدی در توربین می گردد. با توجه به رفتار عملکردی توربین در سیکل این تغییرات واضح است. از سوی دیگر با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین نیز توان تولیدی در آن افزایش پیدا خواهد کرد. با توجه به اینکه دمای گازهای ورودی به توربین در میکروتوربین های گازی نمی تواند بسیار بالا باشد، در این تحقیق سه دمای 800، 900 و 1000 درجه سلسیوس انتخاب شده است. نتایج نشان می دهد که با افزایش نسبت فشار کاری کمپرسور، نسبت انبساط در توربین بیشتر شده و این مسئله سبب کاهش دمای گازهای خروجی از آن می شود. این مسئله به وضوح در شکل 6 دیده می شود. همان طور که مشاهده می شود با افزایش نسبت فشار کمپرسور تا حداکثر مقدار ده بار، دما تا حدود 250 درجه کاهش می یابد.

دما و فشار کاری پیل سوختی دو پارامتر مهم و تأثیرگذار در بیان کارایی آن می باشند. افزایش این دو پارامتر سبب بالارفتن کارایی پیل شده و عملکرد آن را بهبود می دهد. در شکل 7 مشاهده می شود که افزایش نسبت فشار کمپرسور سبب بالارفتن فشار کاری پیل شده و از سوی دیگر دمای آن را پایین می آورد. با افزایش فشار کاری پیل به دلیل افزایش تابع گیبس توان تولیدی در آن بیشتر شده و از سوی دیگر با کاهش دما نیز ولتاژ تولیدی و توان خروجی از آن افزایش خواهد یافت. در شکل های 8 و 9 نمودار تغییرات توان تولیدی در پیل و کل سیستم هیبریدی نسبت به فشار کاری کمپرسور و دمای گازهای ورودی به توربین نشان داده شده است. نتایج بدست آمده در

جدول 3 مقایسه ی نتایج حاصل از کد حاضر با نتایج عددی موجود در مرجع [17]

پارامترهای بررسی شده	نتایج چان و همکاران [17]	نتایج با کد تهیه شده	درصد خطا (%)
راندمان الکتریکی سیستم	62/2	60/52	2/7
راندمان کلی سیستم	83/8	80/62	3/79
حرارت بازیافت شده (کیلووات)	731	722/3	1/19
توان خروجی از سیستم (کیلووات)	381	374/45	1/71
ولتاژ سلول (ولت)	0/738	0/71	3/79
چگالی جریان (آمپر بر مترمربع)	1416	1416	-
دمای کاری پیل (کلوین)	1166	1166	-

$$\dot{W}_{net} = (\dot{W}_{AC})_{gt} + (\dot{W}_{AC})_{sofc} - \dot{W}_C \quad (39)$$

$$(\dot{W}_{AC})_{gt} = (\dot{W}_{DC})_{gt} \eta_{inv,gen} \quad (40)$$

$$(\dot{W}_{DC})_{gt} = \dot{W}_{gt} \quad (41)$$

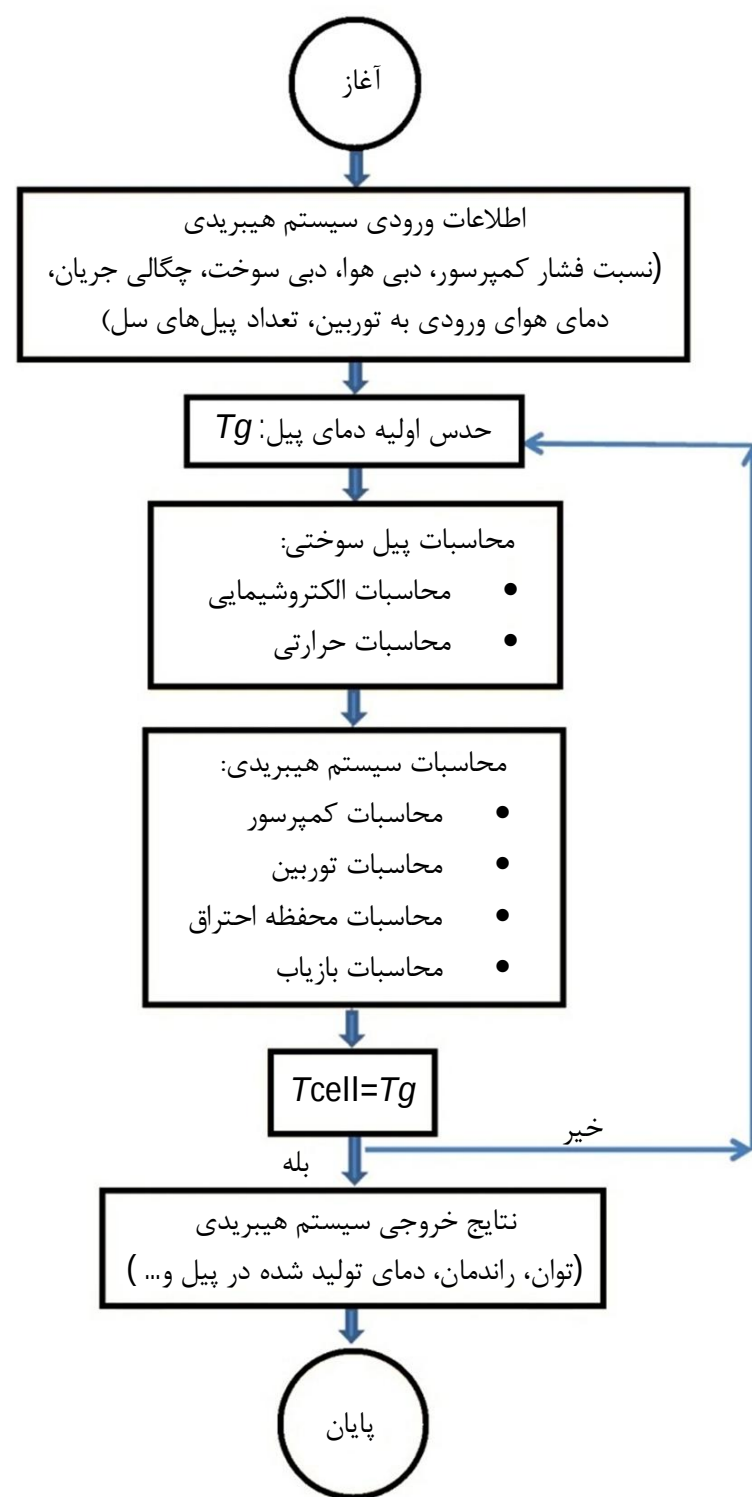
6- روش حل

برای تحلیل و مدل سازی سیستم هیبریدی معرفی شده در این بخش یک برنامه کامپیوتری در نرم افزار EES نوشته شده و الگوریتم حل مسئله شامل ورودی ها، خروجی ها و روند محاسبات انجام شده در شکل 4 نمایش داده شده است.

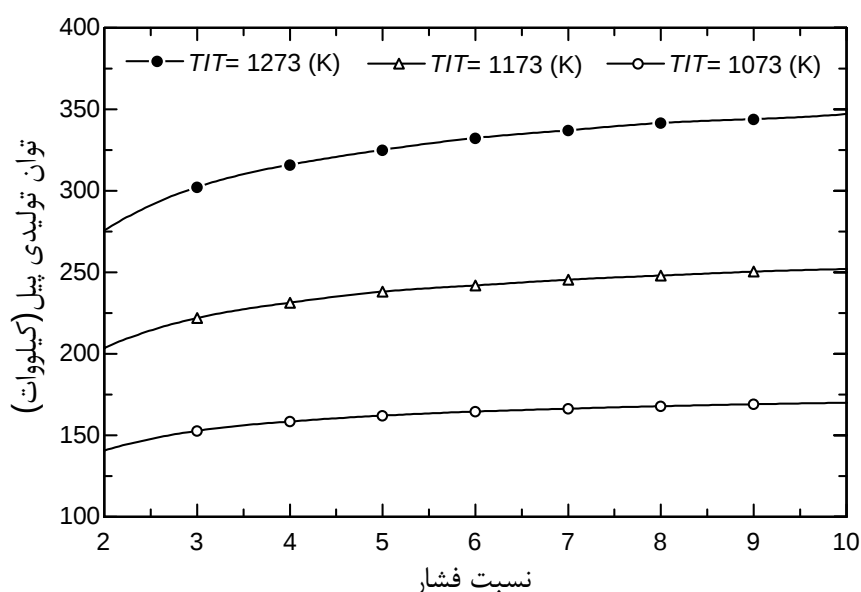
در بخش اول این برنامه اطلاعات ورودی سیستم هیبریدی شامل فشار کاری کمپرسور، دبی هوا، دبی سوخت، چگالی جریان، دمای گازهای ورودی به توربین و تعداد سلول های پیل وارد می گردند. حدس اولیه دمای پیل زده شده و با حدس اولیه دمای پیل معادلات الکتروشیمیایی و حرارتی همزمان حل می شود. در مرحله بعد محاسبات سیستم هیبریدی مانند محاسبات کمپرسور، محاسبات توربین، محاسبات محفظه احتراق و بازیاب انجام شده و نتایج حاصل می شود.

7- اعتبارسنجی

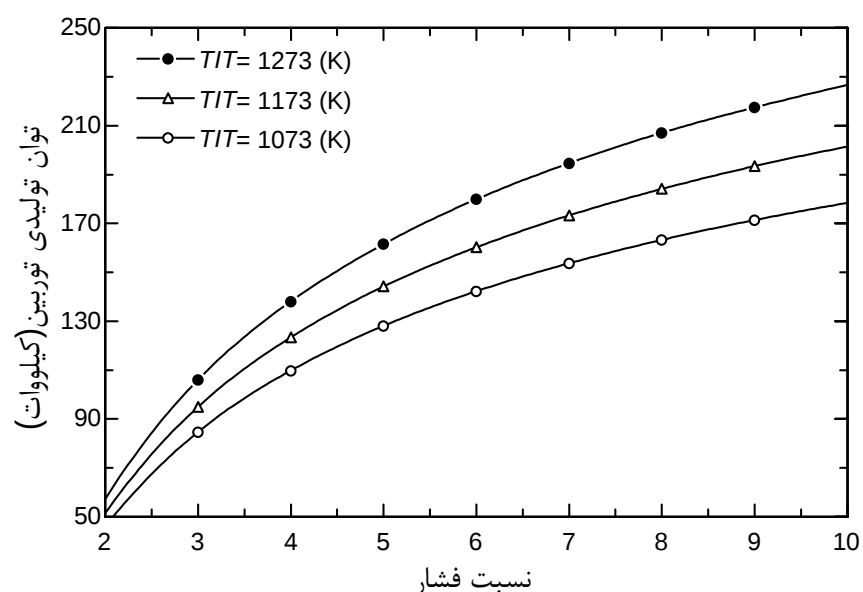
برای اعتبارسنجی برنامه ی تهیه شده، لازم است برای نمونه ای معین نتایج



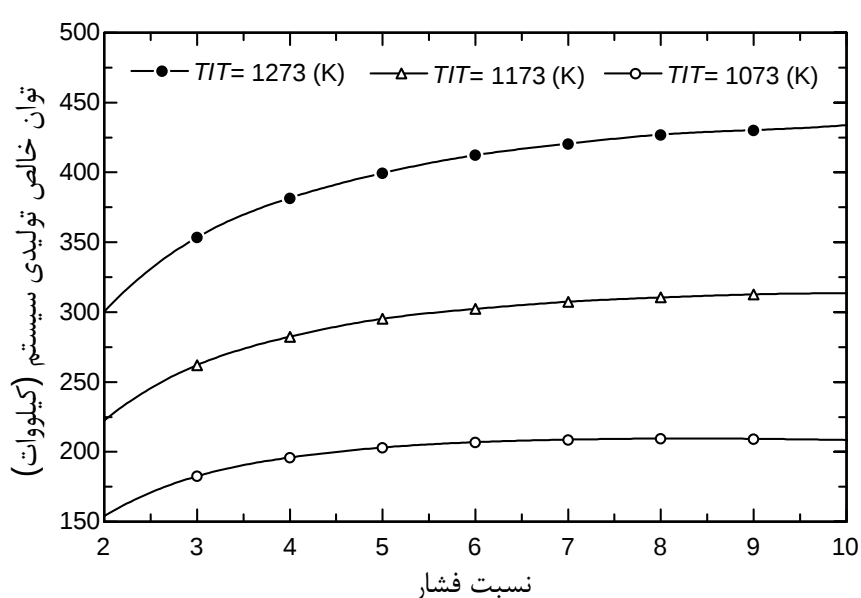
شکل 4 الگوریتم حل مسئله



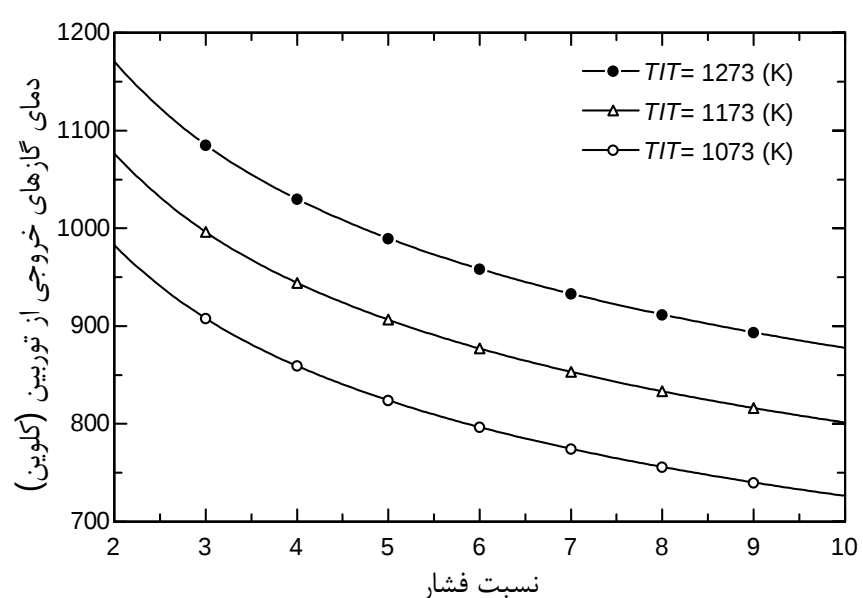
شکل 8 نمودار تغییرات توان تولیدی پیل نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



شکل 5 نمودار تغییرات توان تولیدی توربین نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



شکل 9 نمودار تغییرات توان خالص تولیدی سیستم نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی

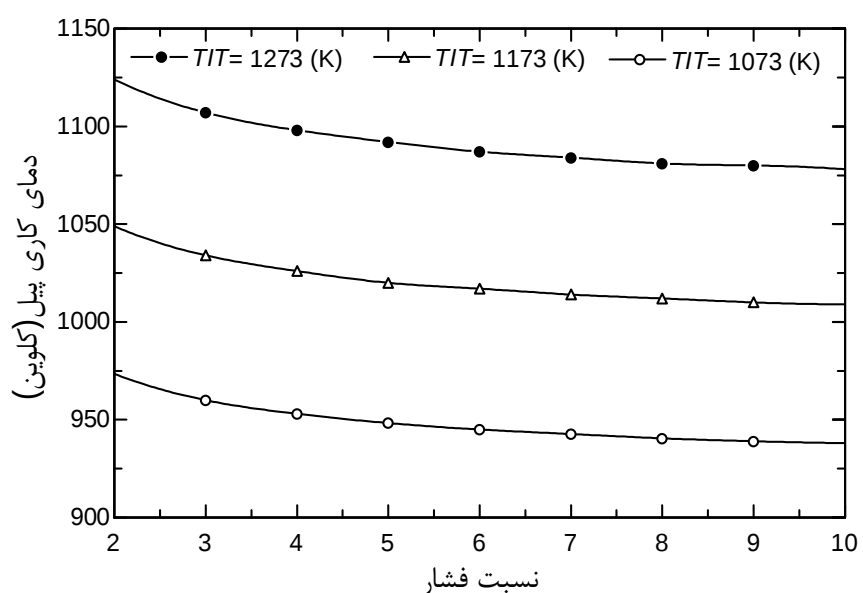


شکل 6 نمودار تغییرات دمای گازهای خروجی از توربین نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی

بردن دمای گازهای ورودی به توربین همواره باعث بهبود عملکرد سیستم هیبریدی و پیل سوختی می‌گردد. نتایج این بخش نشان می‌دهد که رفتار سیستم هیبریدی مشابه رفتار پیل سوختی بوده و این مسئله بیانگر وابسته بودن عملکرد سیستم هیبریدی به عملکرد پیل است.

در شکل 10 تغییرات راندمان الکتریکی سیستم هیبریدی در نسبت فشارهای کاری مختلف کمپرسور نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت فشار کمپرسور، راندمان الکتریکی سیستم بیشتر شده و در نسبت فشارهای بالا سیر نزولی به خود می‌گیرد. دلیل کاهش راندمان الکتریکی سیستم در نسبت فشارهای بالا افزایش کار مصرفی کمپرسور و ثابت ماندن توان تولیدی در پیل سوختی است. همانطور که قابل پیش‌بینی نیز است با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین راندمان الکتریکی سیستم افزایش یافت. نتایج بیانگر این است که با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین کاهش راندمان الکتریکی سیستم در نسبت فشارهای بالاتر کمتر بوده و راندمان الکتریکی نرخ ثابتی به خود خواهد گرفت. همانطور که مشاهده می‌شود در دمای 1000 درجه سلسیوس گازهای ورودی به توربین راندمان الکتریکی سیستم در حدود 49 درصد است. این حداکثر راندمان الکتریکی سیستم هیبریدی در نسبت فشارهای 5 تا 6 اتفاق می‌افتد. نکته مهم دیگری که باید به آن توجه کرد این است که با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین، حداکثر راندمان الکتریکی سیستم در نسبت فشارهای بالاتر اتفاق می‌افتد. استفاده از توربین‌هایی با قدرت تحمل پایین

شکل 8 نشان می‌دهد که در نسبت فشارهای پایین ترم افزایش فشار پیل بر کاهش دمای آن غالب بوده و توان تولیدی پیل افزایش خواهد یافت. در نسبت فشارهای بالاتر اثر کاهش دما کمی بیشتر شده و نرخ تغییرات توان تولیدی پیل سوختی تقریباً ثابت خواهد ماند. از سوی دیگر در شکل 9 نیز مشاهده می‌شود که با افزایش فشار کاری سیستم، کار خالص تولید شده در سیستم هیبریدی تا یک حد معین افزایش پیدا کرده و در نسبت فشارهای بالا نرخ ثابتی به خود خواهد گرفت. از سوی دیگر نتایج نشان می‌دهد که بالا



شکل 7 نمودار تغییرات دمای کاری پیل نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی

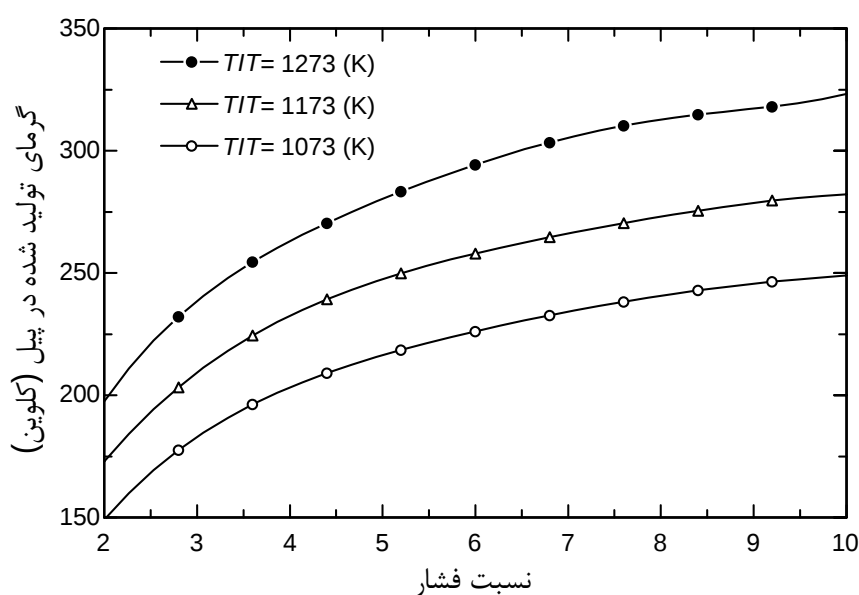
توربین باعث افزایش دمای کار پیل شده و این مسئله سبب افزایش حرارت تولیدی در آن خواهد شد. بررسی نتایج به دست آمده نشان می‌دهد که در صورت کنترل حرارت تولید شده در پیل و استفاده مفید از آن راندمان کلی سیستم تا حدود 84 درصد قابل افزایش خواهد بود (شکل 13).

با توجه به اهمیت پیل سوختی و نقش مهم آن در کارایی سیستم هیبریدی، در این بخش نتایج مربوط به محاسبات پلاریزاسیون پیل ارائه شده است. در شکل‌های 14 تا 16 نمودار تغییرات افت ولتاژهای کاری پیل نشان داده شده است. برای راه اندازی پیل و چیره شدن بر واکنش‌های الکتروشیمیایی و آغاز گرفتن جریان از سیستم مقداری انرژی لازم است. این انرژی را انرژی راه‌اندازی و افت ناشی از آن را افت ولتاژ فعال سازی پیل می‌گویند. همانطور که در شکل 14 مشاهده می‌شود در ابتدای کار پیل سوختی و در نسبت فشارهای پایین کمترین افت فعال سازی وجود داشته و در ادامه فعالیت پیل سوختی با افزایش نسبت فشار سیستم، مقدار این افت افزایش پیدا کرده و تقریباً مقدار ثابتی به خود می‌گیرد. از سوی دیگر همانطور که در این شکل مشاهده می‌شود، افزایش دمای ورودی به توربین به دلیل افزایش دمای پیل سوختی، سبب افزایش فعل انفصال شیمیایی در پیل خواهد شد. این مساله به نوبه خود سبب خواهد شد که پیل به انرژی کمتری برای راه‌اندازی نیاز پیدا کند و در نتیجه افت ولتاژ فعال سازی کمتری در آن به وجود خواهد آمد.

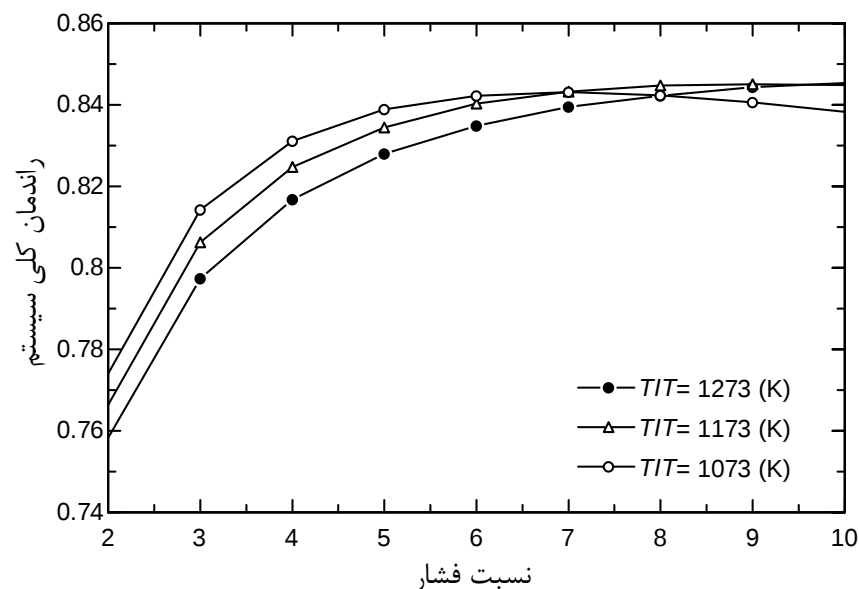
افت ولتاژ اهمی به علت مقاومت موجود در آند، کاتد، الکترولیت‌ها و

سبب کاهش راندمان الکتریکی سیستم و کاهش نسبت فشار بهینه آنها خواهد شد. نتایج نشانگر این مسئله است که با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین به اندازه 100 درجه سلسیوس، راندمان سیستم هیبریدی در حدود 4 درصد بالا خواهد رفت.

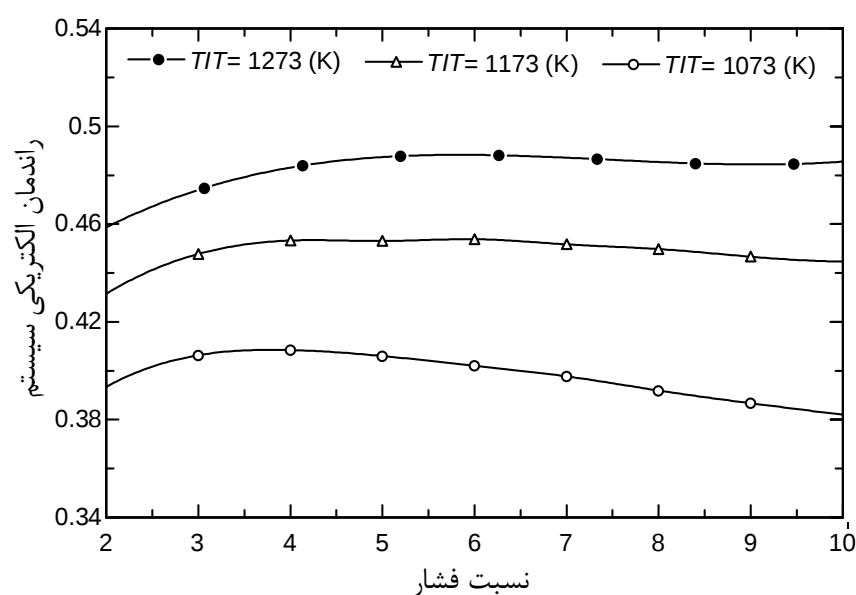
شکل 11 نمودار تغییرات راندمان الکتریکی پیل سوختی در نسبت فشارهای کاری کمپرسور را نشان می‌دهد. نتایج بدست آمده بیانگر این مسئله است که در نسبت فشارهای پایین با افزایش این پارامتر، راندمان الکتریکی سیستم بالا رفته و با افزایش بیشتر آن راندمان پیل افت خواهد نمود. حداکثر راندمان الکتریکی سیستم در پیل سوختی در حدود 55 درصد برآورد می‌گردد. مشابه عملکرد سیستم هیبریدی این حداکثر راندمان در نسبت فشار بهینه 5 تا 6 اتفاق خواهد افتاد. با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین به اندازه 100 درجه سلسیوس، راندمان پیل سوختی در حدود 4 درصد بالا خواهد رفت. به دلیل عملکرد پیل سوختی بخشی از انرژی ورودی به آن به صورت حرارت وارد محیط می‌گردد. در صورت کنترل این حرارت تولیدی و استفاده بهینه از آن می‌توان راندمان سیستم هیبریدی و پیل سوختی را افزایش داد. در شکل 12 تغییرات گرمای تولید شده در پیل سوختی در نسبت فشارهای کاری مختلف نشان داده شده است. افزایش نسبت فشار در سیستم سبب افزایش چگالی جریان در پیل شده و این مسئله سبب افزایش فعل‌وانفعالات شیمیایی و بالا رفتن حرارت تولیدی در پیل خواهد شد. همانطور که مشاهده می‌شود افزایش دمای گازهای ورودی به



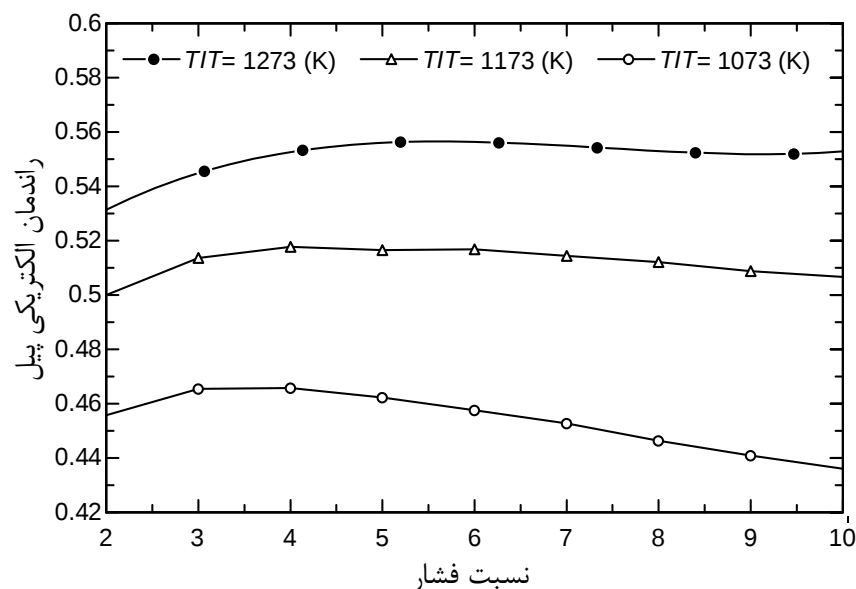
شکل 12 نمودار تغییرات گرمای تولید شده در پیل نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



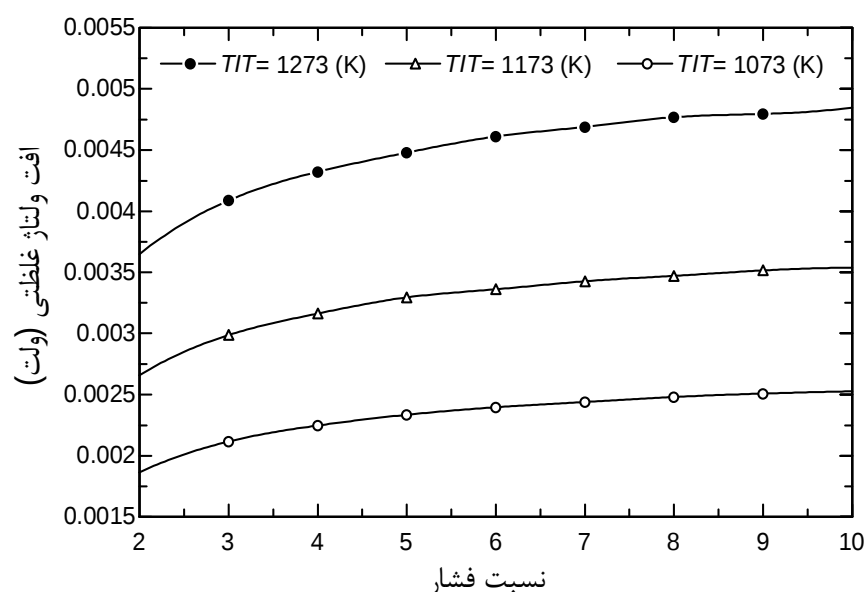
شکل 13 نمودار تغییرات راندمان کلی سیستم نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



شکل 10 نمودار تغییرات راندمان الکتریکی سیستم نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



شکل 11 نمودار تغییرات راندمان الکتریکی پیل نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



شکل 16 نمودار تغییرات افت ولتاژ غلظتی پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی

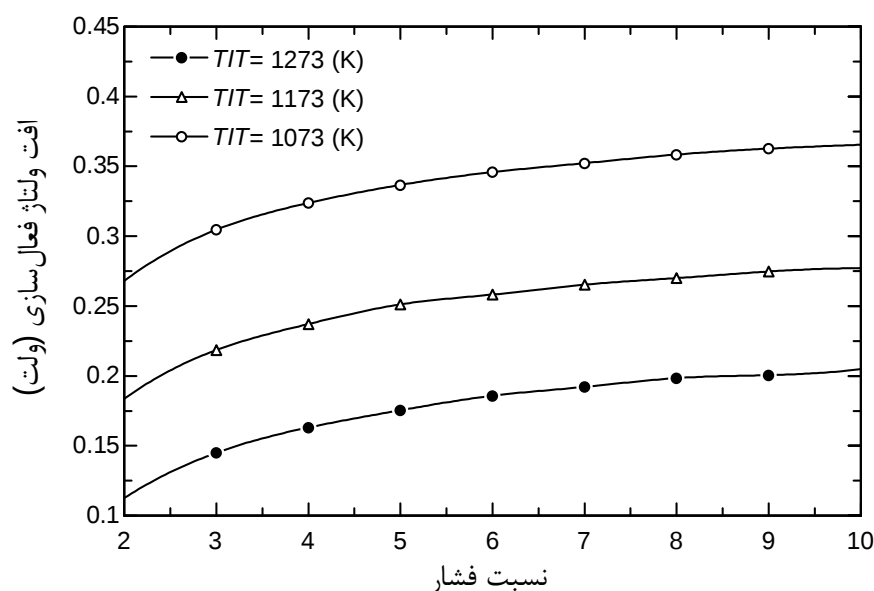
که در نسبت فشارهای پایین مقدار افت ولتاژ غلظتی در مقایسه با سایر افت‌ها مقدار بسیار ناچیزی بوده و اغلب می‌توان از این افت ولتاژ صرف نظر کرد.

در بخش سوم اثر تعداد سلول‌های پیل سوختی بر روی عملکرد پیل و سیستم هیبریدی بررسی شده است. در شکل 17 مشاهده می‌شود که با کاهش تعداد سلول‌های پیل، راندمان الکتریکی آن کاهش می‌یابد. دلیل عمده این مسئله کاهش توان الکتریکی تولید شده در پیل است. از سوی دیگر نتایج نشان می‌دهد که با کاهش تعداد سلول‌ها، روند تغییر راندمان الکتریکی پیل نسبت به فشار کاری سیستم متفاوت است. نتایج بیانگر این است که با کاهش تعداد سلول‌ها محدوده افزایشی راندمان به سمت نسبت فشارهای پایین میل می‌کند. با کاهش بیشتر تعداد سلول‌ها راندمان الکتریکی پیل سیر نزولی به خود گرفته و همواره کاهش پیدا می‌کند. دلیل عمده این مسئله تبدیل بخش عمده انرژی شیمیایی به انرژی حرارتی و کم بودن میزان انرژی الکتریکی حاصله در پیل است. در شکل 18 تغییرات راندمان الکتریکی سیستم هیبریدی نسبت به تغییر تعداد سلول‌های پیل نشان داده شده است. همانطور که در مطالب فوق عنوان شد با افزایش فشار کاری سیستم راندمان الکتریکی آن بیشتر می‌شود. این افزایش راندمان تا یک حد معین صورت گرفته و در ادامه با افزایش بیشتر فشار سیر نزولی به خود می‌گیرد. از سوی دیگر همانطور که در این شکل نیز مشاهده می‌شود با کاهش تعداد سلول‌ها راندمان الکتریکی سیستم کاهش پیدا خواهد کرد که دلیل عمده آن وابستگی شدید سیستم هیبریدی به عملکرد پیل است. در شکل 19 تغییرات راندمان کلی سیستم هیبریدی نسبت به تعداد سلول‌های پیل نشان داده شده است. گرمای آزاد شده در پیل سوختی یکی از پارامترهای تأثیرگذار در محاسبه راندمان کلی سیستم است. با افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی توان الکتریکی تولید شده در آن بیشتر شده و از سوی دیگر حرارت تولیدی آن نیز کاهش خواهد یافت. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که افزایش تعداد سلول‌ها در مجموع سبب کاهش راندمان کلی سیستم خواهد شد. از سوی دیگر همانطور که مشاهده می‌شود افزایش فشار کاری سیستم سبب بالا رفتن راندمان کلی آن خواهد شد. این افزایش راندمان تا یک حد معین صورت گرفته و در فشارهای کاری بالا مقدار ثابتی به خود خواهد گرفت.

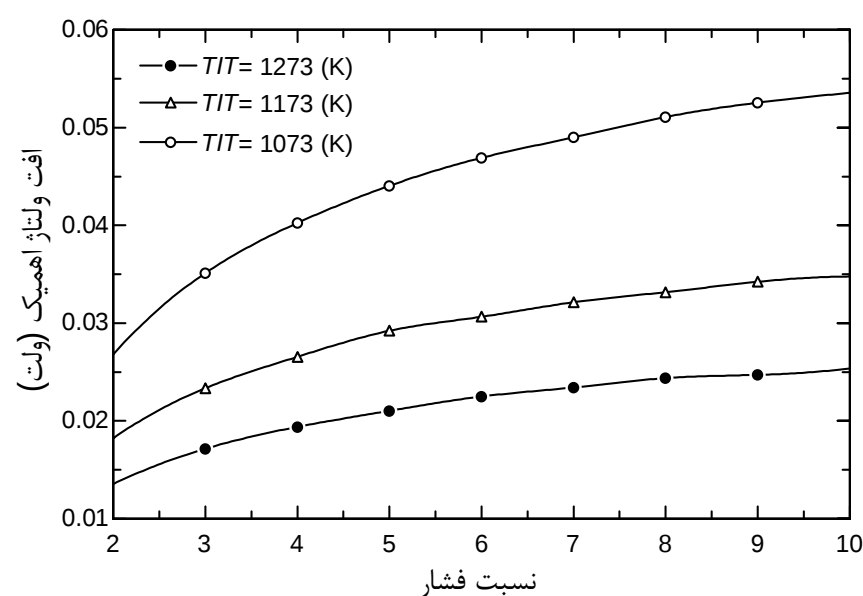
در ادامه تأثیر افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی بر روی توان تولیدی سیستم نشان داده شده است. همانطور که در شکل 20 مشاهده می‌شود افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی تأثیری بر توان تولیدی توربین گاز ندارد.

دیگر رساناهای داخلی موجود در پیل به وجود می‌آید. پیل سوختی اکسید جامد به خاطر شکل و طرح فیزیکی خود به شدت تحت تأثیر این افت‌ها قرار دارد. شکل 15 نمودار تغییرات افت ولتاژ اهمی پیل سوختی در نسبت فشارهای کاری مختلف سیستم را نشان می‌دهد. افت ولتاژ اهمی رابطه نسبتاً خطی با چگالی جریان دارد. افزایش نسبت فشار کاری کمپرسور سبب افزایش چگالی جریان شده و با افزایش چگالی جریان این افت افزایش پیدا می‌کند. از سوی دیگر افزایش دمای پیل سبب کاهش مقاومت اجزاء در آن شده و این مساله سبب کاهش افت ولتاژ اهمیک خواهد شد. رفتار تغییرات این افت ولتاژ تقریباً مشابه رفتار افت ولتاژ فعال سازی است.

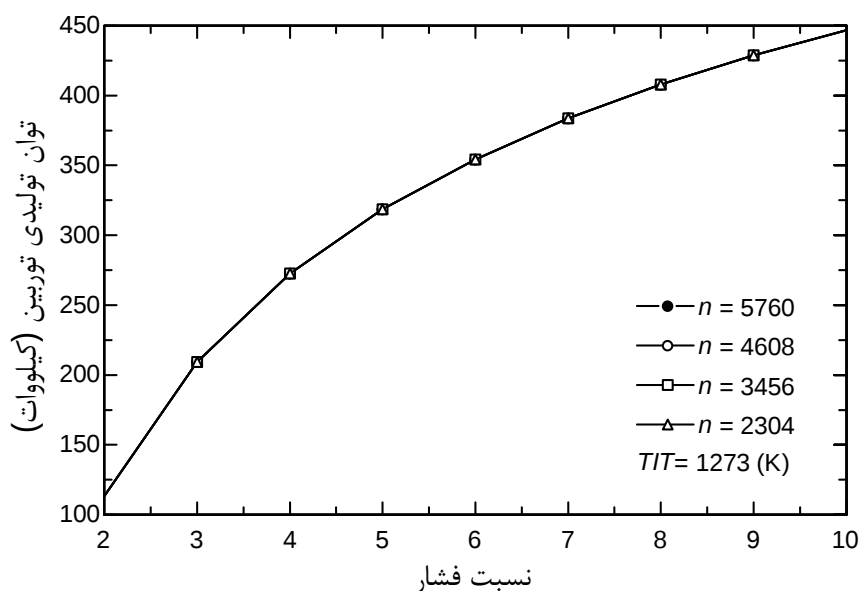
هنگامی که شدت جریان بالایی از پیل گرفته می‌شود، فشارهای جزئی هیدروژن و هوا کاهش پیدا می‌کند. به بیان دیگر نرخ تولید جریان با تقاضا تطابق نداشته و این مساله باعث ایجاد افت شدید در پیل می‌گردد. لذا همواره سعی در آن است که هیچ‌گاه عملکرد پیل به این منطقه نزدیک نشود. در شکل 16 نمودار تغییرات افت ولتاژ غلظتی پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت فشار کاری سیستم و افزایش چگالی جریان در پیل، مقدار افت ولتاژ غلظتی نیز افزایش پیدا کرده و در نسبت فشارهای بالا به یک مقدار ثابت می‌رسد. برخلاف دو افت فعال سازی و اهمیک، افزایش دمای گازهای ورودی به توربین باعث کاهش بیشتر فشارهای جزئی هیدروژن و هوا شده و این مسئله سبب بالا رفتن افت ولتاژ غلظتی در آن خواهد شد. نتایج نشان می‌دهد



شکل 14 نمودار تغییرات افت ولتاژ فعال سازی پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی



شکل 15 نمودار تغییرات افت ولتاژ اهمیک پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور در تعداد 5760 سلول پیل سوختی

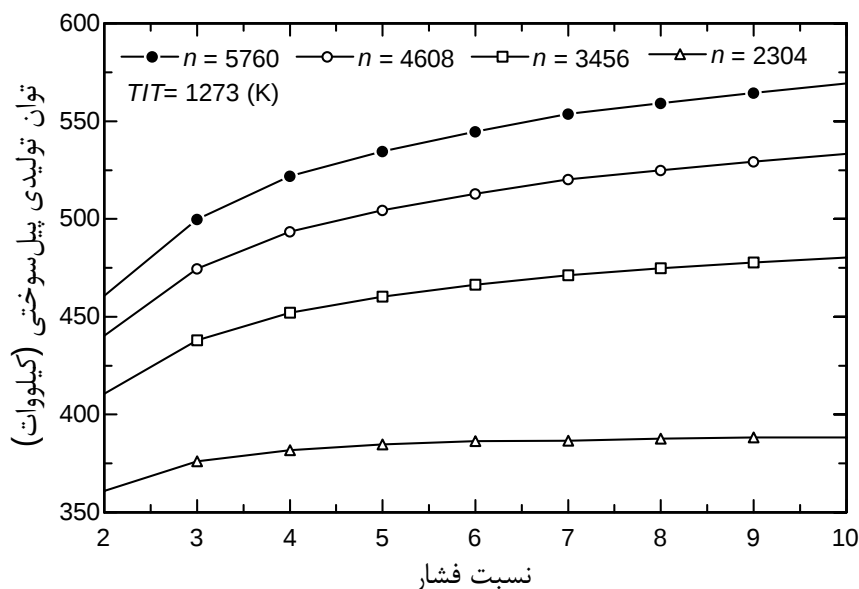


شکل 20 نمودار تغییرات توان تولیدی توربین نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی

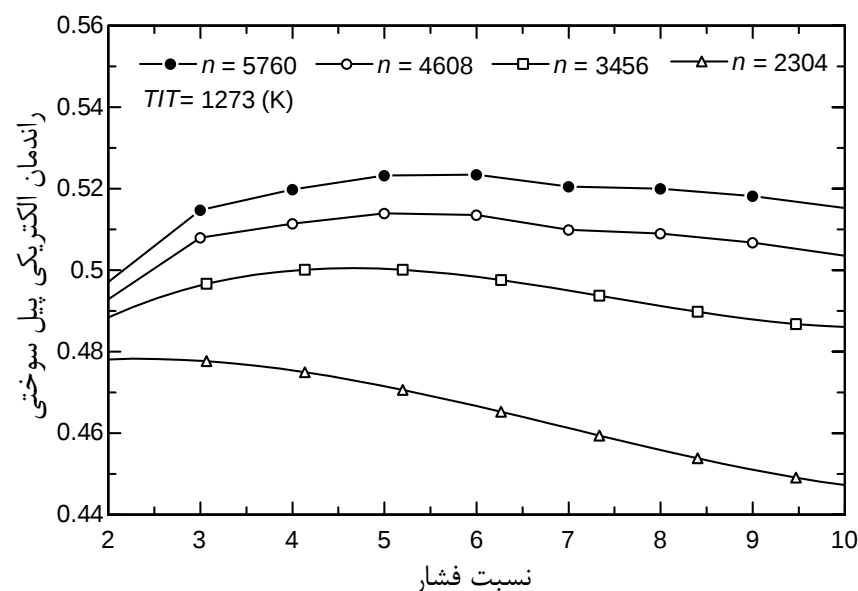
افزایش توان خالص تولیدی در سیستم هیبریدی و پیل سوختی خواهد شد. از سوی دیگر همانطور که در هر دو شکل مشاهده می‌شود، با افزایش تعداد سلول‌ها تأثیر نسبت فشار کمپرسور بر روی توان تولیدی پیل سوختی و سیستم هیبریدی بیشتر است. با کاهش تعداد سلول‌های به کاررفته در پیل، در نسبت فشارهای بالا توان تولیدی هر دو مقدار ثابتی خواهد داشت. مقایسه دو پارامتر نسبت فشار کاری سیستم و تعداد سلول‌های پیل سوختی نشان می‌دهد که افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی تأثیر بیشتری در توان تولیدی و کارایی سیستم هیبریدی خواهد داشت.

شکل 23 نمودار تغییرات گرمای تولید شده در پیل سوختی نسبت به تغییر تعداد سلول‌های آن را نشان می‌دهد. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی توان الکتریکی تولید شده در توده پیل زیاد شده و از سوی دیگر به دلیل قانون بقای انرژی، حرارت تولیدی در آن کاهش پیدا خواهد کرد. می‌توان این گونه نتیجه گرفت که افزایش تعداد سلول‌ها از یک سو سبب بالا رفتن توان الکتریکی در سیستم شده و از سوی دیگر سبب کاهش حرارت تولید شده در آن می‌گردد. در مجموع پارامتر کاهش حرارت نسبت به افزایش توان غالب بوده و این مسئله سبب کاهش راندمان کلی سیستم هیبریدی خواهد شد (شکل 19).

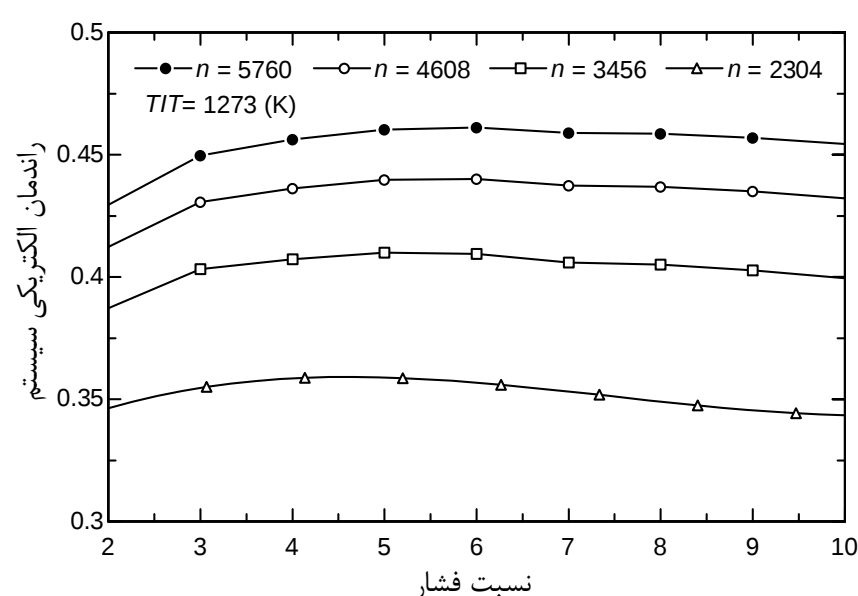
نکته مهم در این بخش استفاده بهینه از این حرارت تولید شده در پیل است. با توجه به اینکه هدف عمده این تحقیق پیشنهاد یک سیستم نوین تولید توان برای کاربرد در هواپیما است، می‌توان با استفاده از مبدل‌های



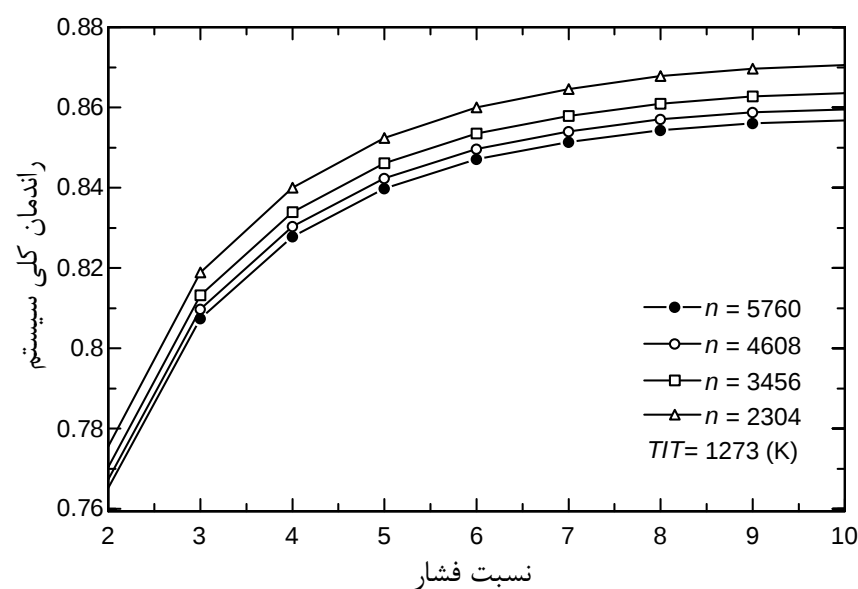
شکل 21 نمودار تغییرات توان تولیدی پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی



شکل 17 نمودار تغییرات راندمان الکتریکی پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی



شکل 18 نمودار تغییرات راندمان الکتریکی سیستم نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی



شکل 19 نمودار تغییرات راندمان کلی سیستم نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی

این مسئله نشان می‌دهد که استفاده از سلول‌های بیشتر در پیل سوختی هیچ تأثیری بر توان تولید شده در توربین آن نخواهد داشت. دلیل عمده این مسئله ثابت بودن دمای گازهای ورودی به توربین و تغییرات کم مقدار دبی هوای عبوری از آن است.

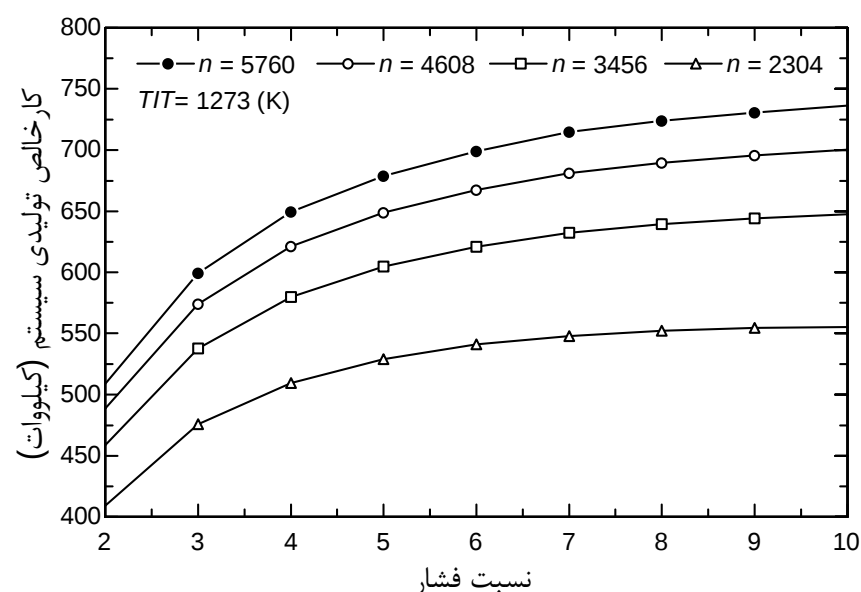
در شکل‌های 21 و 22 نمودار تغییرات توان تولیدی در پیل سوختی و سیستم هیبریدی نسبت به تغییر تعداد سلول‌های پیل سوختی نشان داده شده است. نتایج بیانگر این مسئله است که افزایش تعداد سلول‌ها سبب

این سیستم باشد، در این تحقیق مخزن کامپوزیتی با فشار کاری 150 بار در نظر گرفته شده است.

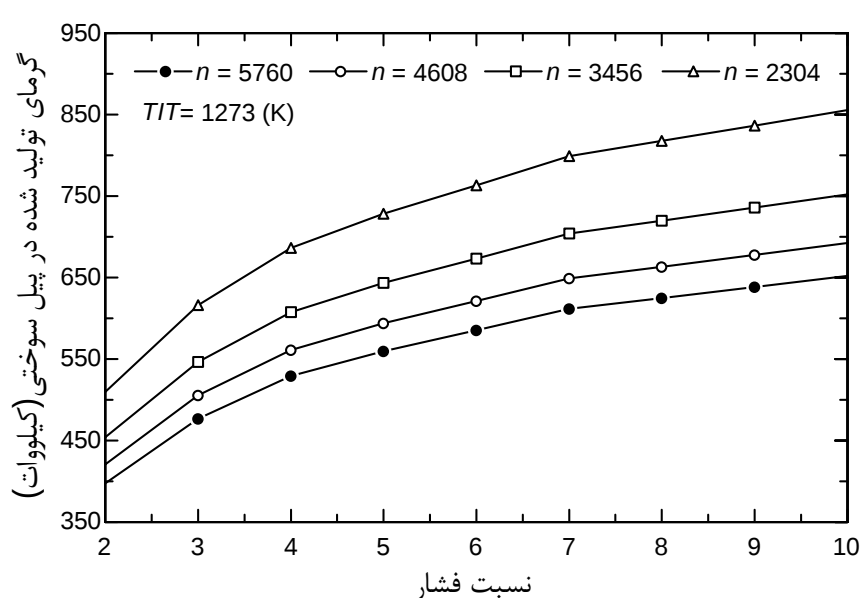
9- نتیجه‌گیری

در این مقاله سیستم ترکیبی توربین‌گاز و پیل سوختی اکسید جامد با کاربرد در سیستم‌های پیش‌رانش هوایی مورد بررسی قرار گرفت. با توجه به اهمیت مسئله کاهش وزن و افزایش کارایی در سیستم‌های هوایی، در این تحقیق از هیدروژن خالص به عنوان سوخت استفاده شده و این مسئله سبب کاهش وزن سیستم و افزایش کارایی سیستم تولید توان کمکی می‌گردد. مهم‌ترین نتایج بدست آمده از این مقاله به شرح ذیل است:

- نتایج نشان می‌دهد که افزایش نسبت فشار کمپرسور توان تولیدی در توربین را افزایش داده و با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین توان تولیدی در آن افزایش پیدا می‌کند.
- نتایج نشان می‌دهد که افزایش دمای گازهای ورودی به توربین سبب بالا رفتن دمای کاری پیل شده و همچنین کاهش دمای گازهای خروجی از توربین به نوبه خود سبب کاهش دمای گازهای ورودی به پیل سوختی و کاهش دمای کاری آن خواهد شد.
- نتایج نشان می‌دهد که با افزایش فشار کاری سیستم کار خالص تولید شده در سیستم هیبریدی تا یک حد معین افزایش پیدا کرده و در نسبت فشارهای بالا نرخ ثابت به خود می‌گیرد.
- نتایج نشان می‌دهد که با افزایش فشار کاری سیستم راندمان الکتریکی آن تا یک مقدار مشخص افزایش و سپس سیر نزولی به خود می‌گیرد. در دمای 1000 درجه سلسیوس گازهای ورودی به توربین راندمان الکتریکی سیستم در حدود 49 درصد است. حداکثر راندمان الکتریکی سیستم در پیل سوختی در حدود 55 درصد برآورد می‌گردد. مشابه عملکرد سیستم هیبریدی این حداکثر راندمان در نسبت فشار بهینه 5 تا 6 اتفاق خواهد افتاد.
- نتایج نشانگر این مسئله است که با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین به اندازه 100 درجه سلسیوس، راندمان سیستم هیبریدی در حدود 4 درصد بالا خواهد رفت.
- نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که در صورت کنترل حرارت تولید شده در پیل و استفاده مفید از آن راندمان کلی سیستم تا حدود 84 درصد قابل افزایش خواهد بود.
- نتایج نشان می‌دهد که با افزایش نسبت فشار کاری کمپرسور به دلیل کاهش دمای پیل و افزایش افت ولتاژهای تولید شده، ولتاژ خالص تولیدی در پیل با افزایش نسبت فشار کاهش پیدا می‌کند.
- راندمان پیل سوختی با افزایش تعداد سلول‌های پیل به طور قابل توجهی افزایش پیدا می‌کند. نتایج بیانگر این مسئله است که در یک چگالی جریان ثابت افزایش تعداد سلول‌ها باعث افزایش راندمان الکتریکی تا حدود 50 درصد سیستم خواهد شد.
- در تعداد کم سلول‌ها در نسبت فشارهای بالا توان تولیدی پیل مقدار ثابتی خواهد داشت. مقایسه دو پارامتر نسبت فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی نشان می‌دهد که افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی تأثیر بیشتری در توان تولیدی و کارایی سیستم هیبریدی خواهد داشت.



شکل 22 نمودار تغییرات کار خالص تولیدی سیستم نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی



شکل 23 نمودار تغییرات گرمای تولید شده در پیل سوختی نسبت به تغییر فشار کاری کمپرسور و تعداد سلول‌های پیل سوختی

حرارتی مناسب گرمای تولیدی پیل را در سیستم‌های گرمایشی کابین هواپیما مورد استفاده قرار داد.

به طور کلی همانطور که در نتایج این تحقیق دیده می‌شود، افزایش تعداد سلول‌های پیل سوختی پارامتر سودمندی بوده و توان و راندمان الکتریکی سیستم را افزایش می‌دهد. هدف عمده سیستم‌های توان کمکی در کاربردهای هوایی تأمین توان الکتریکی بوده و بحث توان حرارتی کمتر مورد توجه است. با توجه به این مسئله افزایش تعداد سلول‌ها تا حد امکان عملکرد این سیستم هیبریدی را بهبود خواهد داد. نکته مهم این مسئله است که انتخاب تعداد سل‌ها بستگی به حجم فضا و نیاز کاربر دارد. در کاربردهای هوایی این مسئله اهمیت بیشتری دارد زیرا انتخاب تعداد سل بیشتر سبب افزایش وزن سیستم و گرفتن فضای بیشتری از پرنده خواهد شد. از سوی دیگر با توجه به اینکه در سیستم‌های پیش‌رانش هوایی هدف عمده از طراحی یک سیستم بهینه راندمان بالا و وزن کم است، سوخت استفاده شده هیدروژن انتخاب گردید. استفاده از هیدروژن خالص و ذخیره‌سازی آن در مخازن کامپوزیتی و استیل، سبب حذف تجهیزات مربوط به ریفرمینگ سوخت و کاهش وزن کلی سیستم می‌گردد. از سوی دیگر همانطور که در بخش نتایج مشاهده شد، استفاده از سوخت خالص هیدروژن سبب بالا رفتن راندمان الکتریکی و کلی سیستم گردیده است. مخازن کامپوزیتی با قدرت تحمل 300 بار می‌تواند یک منبع ذخیره مناسب برای هیدروژن به کاررفته در

– با افزایش تعداد سلول های پیل سوختی توان الکتریکی تولید شده در توده پیل زیاد شده و از سوی دیگر حرارت تولیدی در آن کاهش پیدا خواهد کرد. می توان این گونه نتیجه گرفت که افزایش تعداد سلول ها از یک سو سبب بالا رفتن توان الکتریکی در سیستم شده و از سوی دیگر سبب کاهش حرارت تولید شده در آن می گردد. در مجموع پارامتر کاهش حرارت نسبت به افزایش توان غالب بوده و این مسئله سبب کاهش راندمان کلی سیستم هیبریدی خواهد شد.

10- فهرست علائم و نشانه ها

A	مساحت	m^2	
C_p	گرمای ویژه	kJ/kgK	
D_{eff}	ضریب پخش موثر گاز	-	
D	ضریب پخش دوگانه	-	
$\dot{E}$	ولتاژ پیل در شرایط استاندارد	V	
E_{act}	انرژی فعال سازی	$kJ/kmol$	
F	ثابت فارادی (96487)	As/mol	
h	آنتالپی	kJ/kg	
h_f	آنتالپی تشکیل	kJ/kg	
i	چگالی جریان	A/m^2	
i_o	چگالی جریان تبادل	A/m^2	
i_L	چگالی جریان حدی	A/m^2	
I	جریان الکتریکی	A	
k	نسبت گرمای ویژه هوا	-	
M	جرم مولکولی	$kg/kmol$	
n	تعداد سلول های پیل سوختی	-	
n_e	تعداد الکترون های جریان یافته	-	
P	فشار	bar	
Q	انتقال گرما	kW	
r_{por}	شعاع متوسط منافذ	m	
r_p	نسبت فشار کمپرسور	-	
R_u	ثابت عمومی گازها (8/3145)	$kJ/kmol.K$	
T	دما	K	
U_f	ضریب مصرف سوخت	-	
V	ولتاژ	V	
V	حجم	m^3	
W	کار	kW	
y_i	کسر مولی	-	
Z	نرخ مولی پیشرفت واکنش کلی پیل	$kmol/s$	

علائم یونانی

η	راندمان
ε	ضریب کارایی
$i\varepsilon$	ضریب تخلخل
ν	ضریب استوکیومتری
$i\nu$	ضریب پخش حجمی مخصوص فولر
ρ	چگالی
δ	ضخامت

زیرنویس

a	هوا
ab	محفظه پس سوز
AC	جریان متناوب
act	افت ولتاژ فعال سازی
an	آند
APH	بازياب هوا
conc	افت ولتاژ غلظتی
c	کمپرسور هوا
ca	کاتد
cc	محفظه احتراق
cell	پیل
cf	کمپرسور سوخت
ch	شیمیایی
DC	جریان مستقیم
e	خروجی
el	الکترولیت
ele	واکنش الکتروشیمیایی
f	سوخت
i	ورودی
is	آیزوتروپیک
g	گازهای خروجی
gt	توربین
gen	ژنراتور
k	انرژی جنبشی
loss	تلفات
net	خالص
ohm	افت ولتاژ اهمیک
P	محصولات
rec	بازياب حرارتی
sofc	پیل سوختی اکسید جامد
surr	محیط
sys	سیستم
tot	کل

11- مراجع

- [1] The Microturbo Safran e-APU60 is certified by the FAA, Accessed 12 June 2014; <http://www.microturbo.com/presse-evenements/>.
- [2] K. Onda, T. Iwanari, et al, Cycle Analysis of Combined Power Generation by Planar SOFC and Gas Turbine Considering Cell Temperature and Current Density Distributions, *Journal of The Electrochemical Society*, Vol. 150, No. 12, pp. 1569-1576, 2003.
- [3] S. Eelman, I. del Pozo y de Poza, T. Krieg, fuel cell APU'S in commercial aircraft an assessment of SOFC and PEMFC concepts, *24th international congress of the Aeronautical sciences, ICAS 2004*, Yokohama, Japan, 2004.
- [4] D. Graham-Rowe, DLR's Airbus A320 with fuel cell, Accessed 6 August, 2012; <http://www.fuelcelltoday.com/news-archive/2012>.
- [5] J. Brouwer, *Hybrid Gas Turbine Fuel Cell Systems, Chapter 4*, in: A. D. Richard, *The Gas Turbine Handbook*, Morgantown, West Virginia: Department of Energy, 2006.
- [6] S.P. Harvey, H.J. Richter, Gas turbine cycles with solid oxide fuel cells, *Journal of Energy Resources Technology*, No. 116, pp. 305-318, 1994.
- [7] G. Lee, F. Sudhoff, Fuel cell/gas turbine system performance studies, *Fuel Cells 96 Review Meeting*, Morgantown, West Virginia, 20-21 August, 1996.

- Solid Oxide Fuel Cell-Gas Turbine Hybrid System, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 32, No. 17, pp. 4591-4599, 2007.
- [14] J.A. Ciesar, Hybrid Systems Development by The Siemens Westinghouse Power Corporation, *U.S. Department of Energy, Natural Gas Renewable Energy Hybrids Workshop*, August 2001.
- [15] Y. Haseli, I. Dincer, G.F. Naterer, Thermodynamic modeling of a gas turbine cycle combined with a solid oxide fuel cell, *Journal of Hydrogen energy*, Vol. 33, No. 20, pp. 5811-5822, 2008.
- [16] Y. Haseli, I. Dincer, G.F. Naterer, Thermodynamic analysis of a combined gas turbine power system with a solid oxide fuel cell through exergy, *Journal of Thermochemica Acta*, Vol.480, No. 1, pp.1-9, 2008.
- [17] S.H. Chan, H.K. Ho, Y. Tian, Modelling of Simple Hybrid Solid Oxide Fuel Cell and Gas Turbine Power Plant, *Journal of Power Sources*, Vol. 109, No. 1, pp. 111-120, 2002.
- [8] J. Chaney, R. Tharp, W. Wolf, A. Fuller, J. Hartvigson, Fuel cell/micro turbine combined cycle, Final Report, *McDermott Technology, Inc. Alliance*, 1999.
- [9] A.F. Massardo, F. Lubelli, Internal reforming solid oxide fuel cell-gas turbine combined cycles (IRSOFC-GT), *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, cell model and cycle thermodynamic analysis*, Vol. 122, No. 27, pp. 27-35, 2000.
- [10] N.F. Bessette, J.F. Pierre, Status of siemens westinghouse tubular solid oxide fuel cell technology and development program, *Proceedings of the 2000 Fuel Cell Seminar*, Courtesy Associates, November 2000.
- [11] J. Pirkandi, M. Ghassemi, M.H. Hamed, Performance comparison of direct and indirect hybrid systems of gas turbine and solid oxide fuel cell from thermodynamic and exergy viewpoints, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 12, No. 3, pp. 117-133, 2013. (In Persian)
- [12] A. Volkan Akkaya, Electrochemical Model for Performance Analysis of a Tubular SOFC, *International Journal of Energy Research*, Vol. 31, No. 1, pp.79-98, 2007.
- [13] P. Ghanbari Bavarsad, Energy and Exergy Analysis of Internal Reforming