



Numerical investigation of the influence of operating conditions on the performance of PEMFC powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV): a statistical approach

A.H. Farajollahi^{1*}, M. Rostami¹, M. Hasheminasab², M. Lak¹, F. Shojaian¹

¹ Department of Engineering, Imam Ali University, Tehran, Iran.

² Department of Mechanical Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran.

ABSTRACT: In this research, the effect of various operating conditions on the performance of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) with a PEMFC propulsion system is surveyed using a statistical approach, namely the Design of Experiment technique (DOE). Results indicate that increasing operating pressure improves the efficiency parameter for both the PEMFC and the system 3.5% and 14.5% respectively. Although increasing cathode stoichiometry augments the PEMFC efficiency, it plummets the system efficiency up to 30.6%. In addition, the influence of operating altitude on the PEMFC efficiency is negligible, while it causes a substantial decline in the system efficiency (more than 30%). As proved, at any desired operating altitude, maximum efficiency for the system obtains when the operating pressure and cathode stoichiometry are set at their maximum and minimum bound, respectively.

Review History:

Received: May, 02, 2022

Revised: Oct. 08, 2022

Accepted: Mar. 06, 2023

Available Online: Apr. 29, 2023

Keywords:

PEM fuel cell (PEMFC)

unmanned Aerial Vehicle (UAV)

operating altitude

design of Experiment (DOE)

response Surface Method (RSM)

1- Introduction

An unmanned aircraft (UAV) is a flying robot capable of performing defined operations automatically or remotely controlled. Nowadays, the application of polymer membranes and solid oxide fuel cells in the propulsion system of UAVs is expanding. Using each of these types of electrochemical cells in drones has some advantages and disadvantages. For example, polymer membrane fuel cells have low start-up time, operating temperature, and noise. However, the issue of water management in them is always a big operational challenge [1]. Unlike polymer membrane fuel cells, the high operating temperature of solid oxide fuel cells has caused the evaporation of water produced in them and no need for water management. It is also possible to benefit from the thermal waste of solid oxide fuel cells in gas turbines and thus increase the overall efficiency of the system. In addition, systems that benefit from solid oxide batteries in their propulsion are more stable and durable. But it should be noted that high operating temperature means a long start-up time, the need for special materials, and slower system dynamics [2]. In this research, a thermodynamic cycle based on a polymer membrane fuel cell is designed for the UAV propulsion system. In the following, while implementing the thermodynamic equations of conservation of mass and energy, the efficiency of the fuel cell and the system is calculated. After that, the test design

method is used to know the effective parameters and check the effect of different performance conditions. Finally, by using the numerical model obtained from the experimental design method, the performance of the system is optimized at three operating heights.

2- Methodology

In this research, a thermodynamic cycle has been designed and analyzed to supply the required power of the UAV. In this system, a polymer membrane fuel cell is used to provide power. Figure 1 shows the overview of the cycle studied in this research. As can be seen, this cycle includes four main units:

- Fuel supply unit: This unit includes a hydrogen tank, pressure valve, ejector, heat exchanger, distributor, and hydrogen storage tank at the inlet and outlet side of the anode stack.
- Air supply unit: This unit includes a heat exchanger, air compressor, control valve, distributor, and air collector at the inlet and outlet side of the cathode stack. In this unit, first, the temperature of the incoming air in the heat exchanger increases. Then, while passing through the compressor and control valve, the desired temperature and pressure are provided to enter the fuel cell stack.
- Power supply unit: this system includes 3 stacks of

*Corresponding author's email: a.farajollahi@sharif.edu



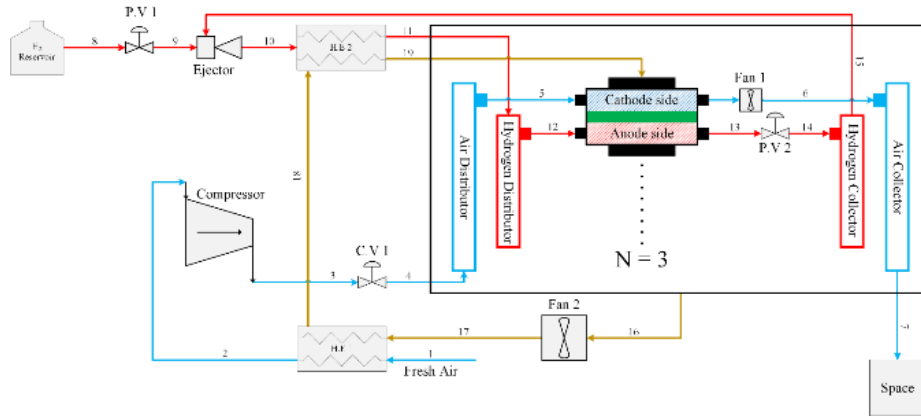


Fig. 1. Schematic of the proposed cycle in the present research.

polymer membrane fuel cells manufactured by Horizon company. This stack is considered a self-moistening fuel cell and includes 72 mono cells with an active surface of 80 cm². Based on the contents of the stack guide, this battery can produce 1 kW of power at a voltage of 2.43 V and a corresponding current of 24 A, and a maximum operating temperature of 65 °C.

- Heat recovery unit: In polymer membrane fuel cells, electricity, heat, and water are known as reaction products. During this process, the air temperature decreases and cool air enters the power supply unit again to cool the stacks.

The design assumptions used are summarized as follows:

- The system is simulated in a steady state,
- Gases in the fuel cell stack behave similarly to ideal gas,
- The pressure drop on the anode side of the battery is ignored. But the pressure drop on the cathode side is calculated based on the values determined in the stack guide,
- The relative humidity of the reactants when entering the stack is zero.

In the present study, the efficiency of the fuel cell and the efficiency of the system have been analyzed simultaneously. The thermal efficiency of the fuel cell stack is calculated by dividing the generated power of the cell by the maximum available power according to equation (1) [3]:

$$\eta_{fc} = \frac{\dot{W}_{fc}}{\dot{n}_{H_2}^{Cons} \times HHV} \quad (1)$$

To calculate the efficiency of the system, its network should be calculated according to equation (2):

$$\dot{W}_{net} = \dot{W}_{fc} - \dot{W}_{comp} - \sum \dot{W}_{fan} \quad (2)$$

In the above relationship, they represent the production power of the fuel cell stack, the power consumption of the

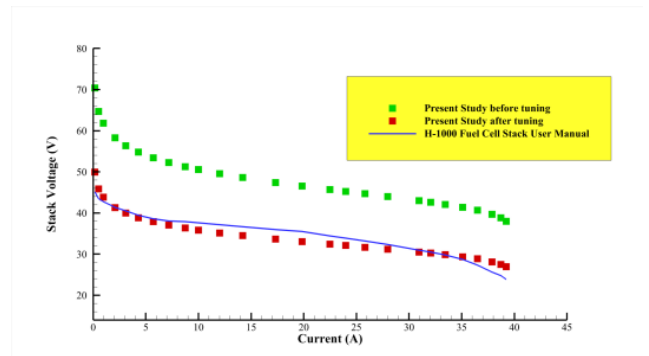


Fig. 2. Validation of the numerical model.

compressor, and the power consumption of the fan. Finally, the efficiency of the system is determined using equation (3):

$$\eta_{sys} = \frac{\dot{W}_{net}}{\dot{Q}_H} \quad (3)$$

3- Results and discussion

As mentioned earlier, present study uses the zero-dimensional model to simulate the performance of the fuel cell stack. In this model, several parameters such as the geometry of the flow channels, the porosity of the gas infiltration layer and the catalyst, and the formation and transfer of water between the two sides of the anode and the cathode are neglected. Therefore, one should not expect complete agreement between the numerical model and the one provided by the manufacturing company. Figure 2 shows the polarity curve for the studied fuel cell stack in three states before applying the correction factor, after applying the factor, and the curve provided by the manufacturer. To calculate the correction factor, first, the error between the numerical model and the polarity diagram provided by the manufacturing company is calculated at several points. Next, the average of these errors is calculated (~0.28) and then

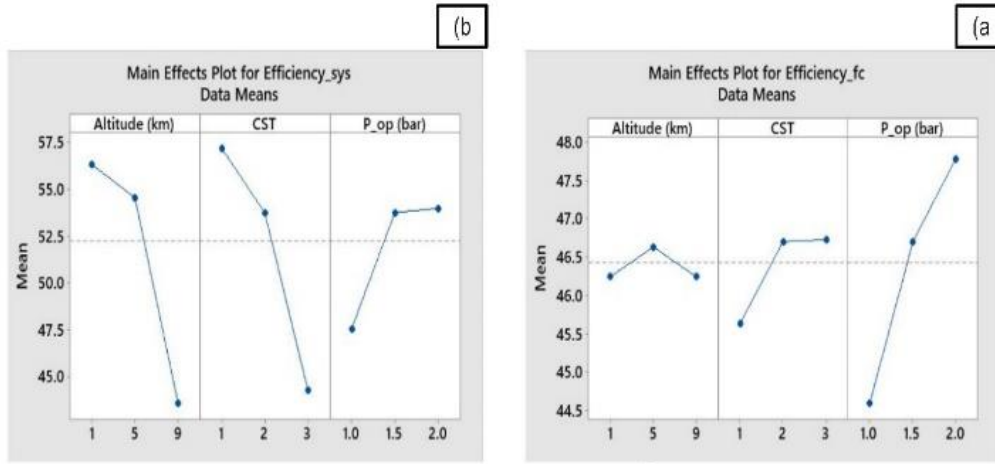


Fig. 3. Diagram of the main effects of fuel cell stack and system efficiencies.

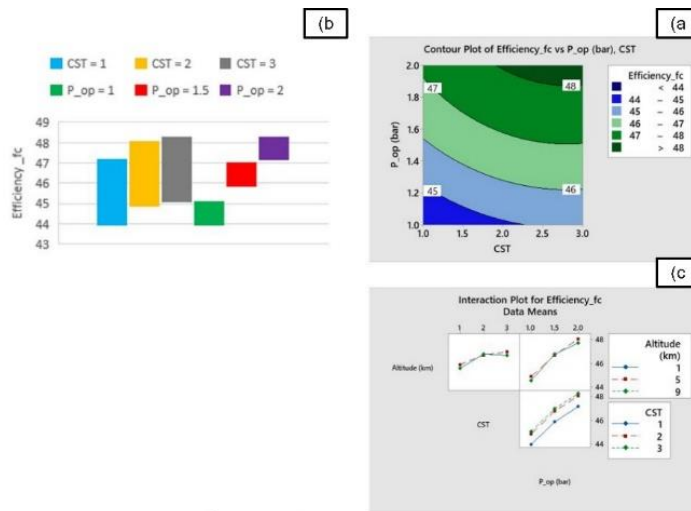


Fig. 4. (a) the contour of fuel cell stack efficiency versus cathode stoichiometry and working pressure, (b) sensitivity analysis of fuel cell stack efficiency, (c) The effects of independent input parameters on fuel cell stack efficiency

correction factor parameter was calculated (~ 0.72). Based on the calculations, the numerical model error is equal to 4.72%, which is an acceptable error.

The main effects diagram is obtained by averaging the values at each level. Therefore, in this diagram, the simultaneous effects of the parameters on the response variable are not considered. Studying the results of the diagram in Figure 3a shows that on average, the efficiency of the fuel cell stack increases with the increase in working pressure. Examining the graphs extracted for the system efficiency values shows (Figure 3b) the increase in working pressure from the low limit ($= 1$) to the average ($= 1.5$) improves the performance of the system, while increasing it again from the middle limit ($= 1.5$) to the upper limit ($= 2$) does not affect the efficiency. On the other hand, increasing

the stoichiometry of the cathode and operating height always reduces the efficiency of the system.

According to Figure 4a, fuel cell efficiency always increases with increasing cathode stoichiometry and working pressure. Therefore, the best performance is obtained at the stoichiometric rate and high working pressure. However, battery operation in low cathode stoichiometry and low-pressure results in a sharp drop in efficiency. Examining the sensitivity of fuel cell efficiency for fixed values of cathode stoichiometry and working pressure in Figure 4b shows that always with increasing cathode stoichiometry, the minimum, and maximum fuel cell efficiency increases slowly. The same is true for the work pressure. But this increase in efficiency occurs with a greater gradient for working pressure. Examining the parameter interaction diagram in Figure 4c

also shows that the effect of operating height on fuel cell stack efficiency can be neglected. On the other hand, increasing the stoichiometry of the cathode from the lower limit value (=1) to the middle limit value (=2) causes a jump in the efficiency of the fuel cell, although increasing it again to the upper limit value (=3) does not have much effect on the stack efficiency. Also, increasing the working pressure always results in improving the efficiency of the fuel cell stack.

4- Conclusion

In the current research, the effect of different operating conditions on the efficiency of a UAV with a polymer membrane fuel cell propulsion system has been studied using the test design method. The obtained results are summarized as follows:

- Based on the results of the Pareto chart, cathode stoichiometry, working pressure, and their squared values can be considered as parameters affecting the fuel cell and system efficiencies, and the effects of operating height can be ignored.

- By increasing the stoichiometry of the cathode, the efficiency of the fuel cell increases, but due to the increase in the power consumption of the compressor, this results in a decrease in the overall efficiency of the system.
- Increasing the operational height does not affect the efficiency of the fuel cell.
- At all operating heights, the highest system efficiency is achieved when the stoichiometric rate of the cathode is at the minimum value (=1.2) and the working pressure is at the upper limit (=2).

References

- [1] A. Haxhiu, R. Chan, S. Kanerva, J. Kyyrä, A system level approach to estimate maximum load steps that can be applied on a fuel cell powered marine DC system, Energy Reports, 7 (2021) 888-895.
- [2] H. Ye, G. Jin, W. Fei, N. Ghadimi, High step-up interleaved dc/dc converter with high efficiency, Energy sources, Part A: recovery, utilization, and environmental effects, (2020) 1-20.

HOW TO CITE THIS ARTICLE

A.H. Farajollahi, M. Rostami, M. Hasheminasab, M. Lak and F. Shojaian, Numerical investigation of the influence of operating conditions on the performance of PEMFC powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV): a statistical approach, Amirkabir J. Mech Eng., 55(3) (2023) 83-86.

DOI: [10.22060/mej.2023.21358.7437](https://doi.org/10.22060/mej.2023.21358.7437)





بررسی عددی تأثیر شرایط عملیاتی مختلف بر عملکرد هواپیمای بدون سرنشین با سیستم پیشرانش پیل سوختی به کمک روش طراحی آزمایش

امیرحمزه فرج‌الهی^{*}، محسن رستمی^۱، محمدرضا هاشمی نسب^۲، مجتبی لک^۱ و افشین شجاعیان^۱

۱- گروه مهندسی هوافضا، دانشگاه امام علی، تهران، ایران

۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران

تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۴۰۱/۰۲/۱۲

بازنگری: ۱۴۰۱/۰۷/۱۶

پذیرش: ۱۴۰۱/۱۲/۱۵

ارائه آنلاین: ۱۴۰۲/۰۲/۰۹

کلمات کلیدی:

پیل سوختی غشای پلیمری

هواپیمای بدون سرنشین

ارتفاع پرواز

طراحی آزمایش

روش روبه پاسخ

خلاصه: در پژوهش حاضر به مطالعه تأثیر شرایط عملکردی مختلف بر راندمان یک پهپاد با پیشرانش پیل سوختی غشای پلیمری با استفاده از روش طراحی آزمایش پرداخته شده است. بدین منظور ضمن طراحی یک سیکل ترمودینامیکی بر مبنای مطالعات گذشته، استک پیل سوختی مفروض به صورت صفر بعدی شبیه‌سازی و مدل عددی اعتبارسنجی شده است. در ادامه معادلات ترمودینامیکی حاکم برای کلیه اجزای سیکل نوشته شده و راندمان استک پیل سوختی و سیستم محاسبه گردیده است. به منظور بررسی تأثیر شرایط عملیاتی مختلف بر راندمان پیل سوختی و سیستم و بهینه‌سازی، روش روبه پاسخ و طرح مرکب مرکزی مورد استفاده قرار گرفته است. بدین منظور ارتفاع عملیاتی، فشار کاری و نرخ استوکیومتری کاتد به عنوان پارامترهای مستقل ورودی و راندمان استک پیل سوختی و کل سیکل ترمودینامیکی به عنوان پاسخ در نظر گرفته شده‌اند. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که افزایش فشار کاری سبب افزایش راندمان استک پیل سوختی و سیکل به ترتیب به میزان ۳/۵٪ و ۱۴/۵٪ می‌شود. از سوی دیگر هرچند افزایش استوکیومتری کاتد بهبود عملکرد پیل سوختی را در پی دارد، اما سبب کاهش شدید (حداکثر ۳۰/۶٪) راندمان سیکل می‌گردد. بررسی تأثیر ارتفاع عملیاتی بیانگر این نتیجه است که اثرات افزایش ارتفاع بر راندمان پیل سوختی قابل صرف نظر است، اما با افزایش ارتفاع عملیاتی راندمان سیکل بیش از ۳۰٪ کاهش می‌یابد. بر مبنای نتایج این مطالعه در هر ارتفاع عملیاتی برای یک پهپاد، بیشترین راندمان زمانی حاصل می‌شود که فشار کاری در کران بالا و نرخ استوکیومتری کاتد در کران پایین قرار گیرند.

۱- مقدمه

هواپیمای بدون سرنشین^۱ (پهپاد)، ربات پرنده‌ای است که قابلیت انجام عملیات‌های تعریف شده را به صورت اتوماتیک و یا کنترل از راه دور دارد. امروزه به لطف پیشرفت‌های انجام گرفته در زمینه میکروپروسورها و توسعه هوش مصنوعی، افزایش پویایی پهپادها و کاهش هزینه‌های راه‌اندازی، توانایی این ابزار جهت انجام مأموریت‌های دشوار و پرخطر بدون دخالت انسان با راندمان و سرعت بالا به طرز قابل توجهی افزایش یافته است. در یک تقسیم‌بندی کلی می‌توان موارد استفاده از پهپادها را شامل بازرسی و نظارت (مانیتورینگ ترافیک [۲،۳]، زیرساخت‌های عمرانی [۴،۵] و محیط زیست [۶،۷])، ارسال و تحویل کالا [۸،۹]، کشاورزی [۱۰،۱۱]، پوشش‌دهی وایرلس [۱۲] و کاربردهای نظامی [۱۳] دانست.

مطالعه پژوهش‌های پیشین بیانگر این واقعیت است که تا به امروز از

1 Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)

^{*} نویسنده عهده‌دار مکاتبات: a.farajollahi@sharif.edu

توربین‌های گازی، موتورهای احتراق داخلی و منابع انرژی نو نظیر باتری، سلول‌های خورشیدی و پیل‌های سوختی در پیشرانش پهپادها استفاده شده است. از مزایای توربین‌های گازی می‌توان به نسبت توان تولیدی به وزن بالا و قابلیت انجام عملیات طولانی اشاره کرد. از سوی دیگر، این دسته پهپادها گزینه مناسبی برای کاربردهای کوچک نمی‌باشند زیرا ضمن داشتن راندمان پایین و وزن بالا، آلودگی صوتی و زیست محیطی زیادی ایجاد می‌کنند [۱۴،۱۵]. با وجود راندمان پایین موتورهای احتراق داخلی، دانسیته انرژی بالای آن‌ها نسبت به موتورهای الکتریکی امکان انجام پرواز بلند مدت و حمل بار سنگین را میسر می‌سازد. لازم به تذکر است که همواره انجام پرواز بلند مدت و حمل بار سنگین دو چالش مهم در صنعت هوایی به‌شمار می‌روند. استفاده از باتری به‌عنوان پیشرانش پهپاد به دلیل وزن بالا و در نتیجه آن چگالی انرژی پایین سبب کاهش مداومت پروازی می‌گردد. در این میان پیل‌های سوختی بدلیل چگالی انرژی بیشتر از باتری‌ها، عدم آلودگی زیست محیطی، دمای عملکردی پایین، عدم وجود قطعات متحرک



و در نتیجه آن سر و صدای کم گزینه مناسبتری جهت تأمین توان پهپادها به‌شمار می‌آیند [۱۶].

امروزه اکثر پهپادهای تجاری از باتری در سیستم پیشرانس خود سود می‌برند. در مقایسه با باتری‌ها، پهپادهای با پیشرانس پیل سوختی توانایی انجام عملیات برای طولانی مدت را دارند. به‌عنوان مثال باتری‌های لیتیوم پلیمری^۱ قابلیت تأمین انرژی مخصوص 250 Wh/kg را دارند. حال آن‌که در صورت استفاده از سیستم‌های پیل سوختی به‌همراه مخزن هیدروژن فشرده مقدار این پارامتر به 1000 Wh/kg افزایش می‌یابد. علاوه بر این، پروسه سوخت‌گیری پهپادهای با پیشرانس پیل سوختی بسیار سریع‌تر از مدل‌های مشابه با پیشرانس باتری است [۱۷-۱۹]. دوناتو و همکارانش [۲۰] در مقاله خود به مقایسه عملکرد پهپاد با پیشرانس پیل سوختی و باتری پرداختند. در این پژوهش سه نمونه باتری لیتیوم هگزافلوروفسفات^۲، لیتیوم فسفات آهن^۳ و لیتیوم پلیمری به‌صورت سری و موازی با یکدیگر قرار گرفتند که محتوای انرژی آن‌ها با مخزن هیدروژن پهپاد با پیشرانس پیل سوختی برابر گردد. نتایج این مطالعه نشان داد هنگامی که در محتوای انرژی کم‌تر از $1/9 \text{ MJ}$ ، باتری‌ها به‌دلیل وزن کم‌تر عملکرد بهتری در زمینه مداومت پروازی داشتند. از سوی دیگر به‌ازای مقادیر محتوای انرژی بیش‌تر از 1 MJ ، عملکرد پهپاد با پیشرانس پیل سوختی بسیار بهتر بود. آن‌ها دلیل این امر را افزایش ناچیز حجم سیستم و بال‌های پیشرانس پیل سوختی، در مقایسه با باتری دانستند. کای و همکارانش [۲۱] نیز در پژوهشی مشابه به بررسی و مقایسه عملکرد پهپاد با پیشرانس باتری لیتیوم یون، نیکل کادمیوم و نیکل هیدرید فلز^۴ پرداختند. این مقایسه به‌کمک چهار شاخص چگالی انرژی، چگالی توان، راندمان و مداومت پروازی انجام پذیرفت. بر مبنای نتایج حاصل، هرچند به‌دلیل استفاده از مخزن هیدروژن، چگالی انرژی پیل‌های سوختی کم‌تر از باتری‌های لیتیوم بود اما آن‌ها در زمینه انرژی مخصوص عملکرد بسیار بهتری نسبت به باتری‌ها داشتند. همچنین آن‌ها نشان دادند که استفاده از سیستم‌های هیبرید پیل سوختی و باتری سبب ارتقاء مداومت پروازی می‌گردد. بلمونت و همکارانش [۲۲] به مقایسه استفاده از باتری لیتیوم و پیل سوختی غشای پلیمری در یک پهپاد با اهداف بازرسی و نظارت از منظر اقتصادی و چرخه عمر^۵ پرداختند و نشان دادند که هزینه راه‌اندازی یک پهپاد با پیشرانس سیستم پیل سوختی بسیار بیش‌تر از باتری است.

- 1 LiPo
- 2 LiFP6
- 3 LiFePO4
- 4 Ni-Mh
- 5 Life cycle

امروزه استفاده از پیل‌های سوختی غشای پلیمری و اکسید جامد در سیستم پیشرانس پهپادها در حال گسترش است. بکارگیری هریک از این دسته پیل‌ها در پهپاد مزایا و معایبی دارد. به‌عنوان مثال پیل‌های سوختی غشای پلیمری زمان راه‌اندازی، دمای عملیاتی و نویز کمی دارند. حال آن‌که مسئله مدیریت آب در آن‌ها همواره چالش عملیاتی بزرگی به‌شمار می‌آید [۱،۲]. برخلاف پیل‌های سوختی غشای پلیمری، دمای عملکردی بالای پیل‌های سوختی اکسید جامد سبب تبخیر آب تولیدی در آن‌ها و عدم نیاز به مدیریت آب شده‌است. همچنین می‌توان از اتلافات حرارتی پیل‌های اکسید جامد در توربین‌های گاز سود برد و از این طریق راندمان کلی سیستم را افزایش داد. علاوه بر این، سیستم‌هایی که از پیل‌های اکسید جامد در پیشرانس خود سود می‌برند پایداری و دوام بیش‌تری دارند. اما باید توجه داشت که دمای عملیاتی بالا به معنی زمان راه‌اندازی طولانی، نیاز به مواد خاص و دینامیک کندتر سیستم می‌باشد [۳]. یانگ و همکارانش [۴] در پژوهش خود ضمن طراحی یک سیکل هیبرید پیل سوختی غشای پلیمری و باتری لیتیوم به‌منظور استفاده در پیشرانس پهپاد، به مطالعه راندمان آن پرداختند. طراحی سیکل به‌گونه‌ای انجام پذیرفت که باتری در فازهای پروازی برخاست و فرود بکار گرفته شود. آن‌ها راندمان 50% را برای سیکل پیشنهادی خود گزارش دادند. استریل و همکاران [۵] در طراحی سیکل پهپاد خود از پیل سوختی غشای پلیمری، باتری لیتیوم و ترانزیستور سود بردند. بر مبنای نتایج این پژوهش، استفاده از باتری و ترانزیستور سبب 10% کاهش مصرف سوخت در فاز کروز گردید. این پهپاد قابلیت انجام مأموریت به مدت شش ساعت را داشت. صلاح و همکاران [۶] پهپادی با وزن 30 کیلوگرم را طراحی کردند که توانایی انجام مأموریت به‌مدت $5/3$ ساعت تا ارتفاع 11000 متری را داشت. در طراحی سیستم پیشرانس این پهپاد از پیل سوختی غشای پلیمری 1 کیلوواتی استفاده شد. نکته قابل توجه این طراحی را می‌توان استفاده از دو کپسول هیدروژن و اکسیژن در پهپاد دانست. گونزالز و همکاران [۷] در مطالعه خود به مقایسه استفاده از پیل سوختی غشای پلیمری و متانول مستقیم در سیستم پیشرانس پهپاد پرداختند و نشان دادند که تأثیرپذیری پهپاد با پیشرانس پیل سوختی غشای پلیمری از شرایط جوی بیشتر از متانول مستقیم است. جی و همکارانش [۸] در طراحی خود ضمن استفاده از موتورهای جت بدون توربین، از پیل سوختی اکسیدجامد به‌منظور تأمین توان موتور کمپرسور پهپاد استفاده کردند و نشان دادند که طراحی جدید 27% تا 55% تراست پهپاد را افزایش می‌دهد. در پژوهشی دیگر [۹] آن‌ها راندمان 60% و تراست 800 N/kg را برای این پهپاد گزارش دادند. آگویار و همکاران

۲- شرح سیستم

در پژوهش حاضر یک سیکل ترمودینامیکی جهت تأمین توان مورد نیاز پهپاد طراحی و آنالیز شده است. در این سیستم، پیل سوختی غشای پلیمری به منظور تأمین توان مورد استفاده قرار گرفته است. شکل ۱ نشان‌دهنده نمای کلی سیکل مورد مطالعه در پژوهش حاضر می‌باشد. همانگونه که مشاهده می‌شود این سیکل شامل چهار رکن اصلی می‌باشد:

واحد تأمین سوخت: این واحد شامل مخزن هیدروژن، شیر فشار، اجکتور، مبدل حرارتی، توزیع کننده و جمع کننده هیدروژن در ورودی و خروجی سمت آند استک می‌باشد. طراحی سیکل به گونه‌ای است که هیدروژن مازاد بر مصرف در سمت آند از خروجی استک‌ها جمع شده و توسط اجکتور با هیدروژن ورودی از مخزن ترکیب شده و وارد مبدل حرارتی شود. این امر اتلافات سیستم را کاهش می‌دهد.

واحد تأمین هوا: این واحد شامل مبدل حرارتی، کمپرسور هوا، شیر کنترل، توزیع کننده و جمع کننده هوا در ورودی و خروجی سمت کاتد استک است. در این واحد ابتدا دمای هوای ورودی در مبدل حرارتی افزایش می‌یابد. در ادامه ضمن عبور از کمپرسور و شیر کنترل، دما و فشار مورد نظر جهت ورود به استک پیل سوختی تأمین می‌گردد. سپس هوای مورد نظر وارد توزیع کننده هوا شده و بین استک‌ها توزیع خواهد شد. در انتها هوای مازاد از انتهای استک‌ها توسط جمع کننده جمع آوری شده و از سیستم خارج می‌شود.

واحد تأمین توان: این سیستم شامل ۳ استک پیل سوختی غشای پلیمری مدل H-1000 ساخت شرکت هورایزن^۲ می‌باشد. این استک از دسته پیل‌های سوختی خود مرطوب‌شونده^۳ به‌شمار می‌آید و شامل ۷۲ مونو سل با سطح فعال 80 cm^2 است. بر مبنای مندرجات راهنمای استک، این پیل قابلیت تولید 1 kW توان در ولتاژ 2 V و جریان متناظر 43 A و حداکثر دمای عملکردی 65°C را دارد. ذکر این نکته ضروری است که در طراحی استک مذکور چهار فن مکنده وظیفه تأمین هوای مورد نیاز پیل را برعهده دارند.

واحد بازیاب گرما: در پیل‌های سوختی غشای پلیمری، الکتروسیته، گرما و آب به‌عنوان محصولات واکنش شناخته می‌شوند. در پژوهش حاضر، هوای گرم خروجی فن‌های خنک کننده استک‌های واحد تأمین توان از این واحد خارج شده (مسیر ۱۶)، ضمن عبور از دو مبدل حرارتی و تبادل گرما، سبب افزایش دمای هوا و هیدروژن ورودی به سیستم می‌شود. در طی این فرآیند دمای هوا کاهش یافته و هوای خنک مجدداً وارد واحد تأمین توان جهت خنک‌سازی استک‌ها می‌گردد.

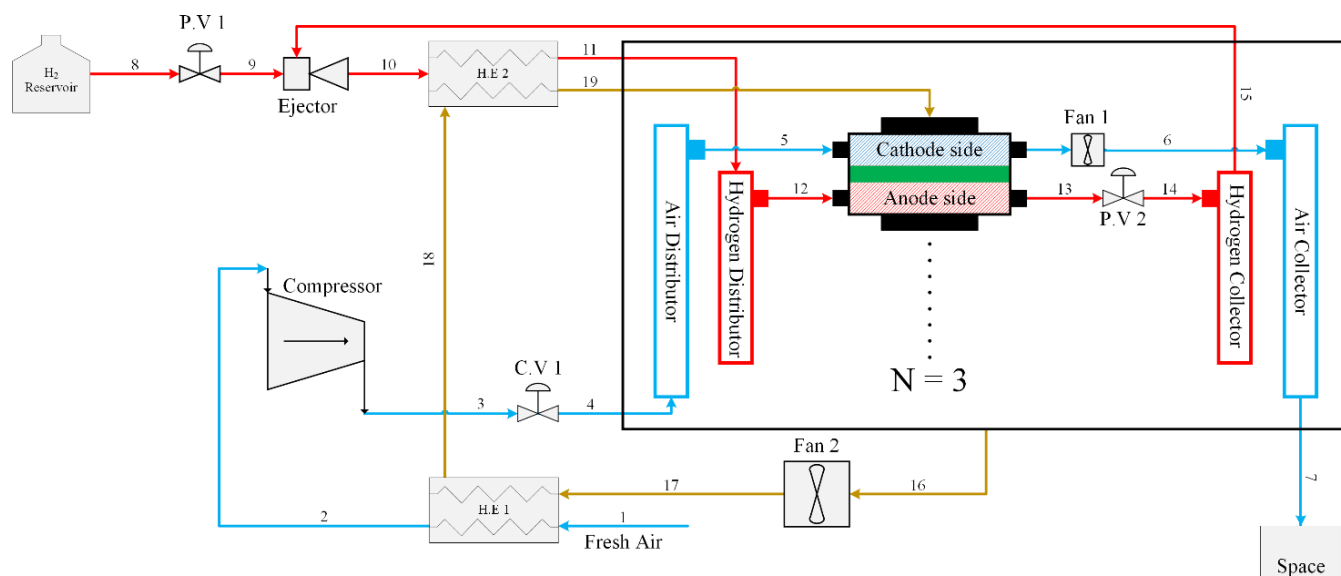
[۱۰] در پژوهش خود برای یک پهپاد با ارتفاع پروازی بالا و مدت مأموریت زیاد، سیستم پیشرانسی متشکل از پیل سوختی اکسید جامد و توربین گاز پیشنهاد دادند. آن‌ها ارتفاع پروازی را ۱۵ تا ۲۰ کیلومتر، زمان پرواز را یک هفته و وزن تقریبی سیستم را ۷۸۰ کیلوگرم در نظر گرفتند. در این مطالعه راندمان سیستم به‌هنگام استفاده از تک سل اکسید جامد، معادل با $54/4\%$ گزارش شد. آن‌ها در طراحی خود از کمپرسور به‌منظور افزایش فشار استفاده نمودند که برای تک سل اکسید جامد امری رایج به‌شمار نمی‌آید. بنابراین در مرحله دوم طراحی، ضمن افزایش تعداد پیل‌های اکسید جامد به ۳ عدد و استفاده از اینترکولر در میان آن‌ها راندمان سیستم را به $66/3\%$ افزایش دادند. رسمتی و همکاران [۱۱] (UAVs) Vehicles Aerial Unmanned در پژوهش خود به‌منظور ارتقاء راندمان پهپادی با سیستم پیشران پیل سوختی اکسید جامد، به‌صورت همزمان از ژنراتورهای ترمیونیک و ترموالکتریک استفاده کردند. آن‌ها نشان دادند که سیستم پیشرانش طراحی شده قابلیت تولید $481/3 \text{ W}$ توان با راندمان $46/7\%$ را دارد.

بررسی مقالات پیشین بیانگر این موضوع است که تا به امروز تمرکز اکثر پژوهش‌های انجام پذیرفته بر روی مطالعه راندمان پهپاد با سیستم پیشرانش پیل سوختی غشای پلیمری و یا اکسید جامد و مقایسه آن‌ها با پیشرانش باتری و موتورهای احتراق داخلی بوده است. بسیاری نیز مدل‌های هیبرید پیل سوختی - باتری ارائه داده و راندمان طراحی خود را با مدل‌های ساده تک پیشران مقایسه کردند. در این بین فقدان مطالعه با هدف بررسی همزمان پارامترهای کاری بر عملکرد پیل سوختی و سیستم پیشرانش پهپاد در ارتفاع عملیاتی مختلف، سبب انجام پژوهش حاضر گردید. لذا تلاش گردید که این امر از طریق طراحی یک سیستم پیشرانش بر پایه پیل سوختی غشای پلیمری برای پهپاد و بررسی تأثیر نرخ استوکیومتری کاتد، فشار کاری و ارتفاع پرواز محقق گردد. بدین منظور ابتدا یک سیکل ترمودینامیکی بر پایه پیل سوختی غشای پلیمری برای سیستم پیشرانش پهپاد طراحی می‌شود. سپس پیل سوختی به‌صورت صفربعدی شبیه‌سازی و صحت سنجی می‌گردد. در ادامه ضمن پیاده‌سازی معادلات ترمودینامیکی بقای جرم و انرژی برای کلیه سیستم راندمان پیل سوختی و سیستم محاسبه می‌گردد. پس از آن، روش طراحی آزمایش با هدف شناخت پارامترهای تأثیرگذار و بررسی تأثیر شرایط عملکردی مختلف مورد استفاده قرار می‌گیرد. در انتها نیز با استفاده از مدل عددی حاصل از روش طراحی آزمایش، عملکرد سیستم در سه ارتفاع عملیاتی بهینه‌سازی می‌گردد.

2 Horizon

3 Self-humidified fuel cell stack

1 High-altitude long-endurance (HALE)



شکل ۱. نمای کلی سیکل مورد مطالعه در پژوهش حاضر

Fig. 1. Schematic of the proposed cycle in the present research

(۸) از آنجاییکه فرض گردیده دمای گازهای ورودی و خروجی یکسان و آب تولیدی در فاز بخار می‌باشد، بایستی گرمای واکنش‌های الکتروشیمیایی درون پیل توسط مکانیزمی از استک پیل سوختی خارج گردد. لذا فرض بر آن است که گرمای تولید شده در استک در اثر واکنش الکتروشیمیایی توسط فن‌های خنک‌ساز از پیل خارج می‌شود.

(۹) هوای ورودی شامل ۲۱٪ مولی اکسیژن و ۷۹٪ نیتروژن است [۱۲]. سیستم در حالت کروز شبیه‌سازی می‌گردد.

(۱۰) ولتاژ تولیدی پیل سوختی غشای پلیمری علاوه بر ولتاژ مدار باز، تابع افت‌های مختلفی نظیر فعال‌سازی، اهمیک و غلظتی می‌باشد و از رابطه (۱) بدست می‌آید.

$$V_{cell} = V_{OCV} - V_{act} - V_{ohm} - V_{conc} \quad (1)$$

که در این رابطه V_{OCV} ولتاژ مدار باز، V_{act} افت فعال‌سازی، V_{ohm} افت اهمیک و V_{conc} نمایانگر افت‌های غلظتی درون پیل می‌باشند. ولتاژ مدار باز به کمک رابطه (۲) حاصل می‌شود [۱۳].

۳- مدل‌سازی سیستم

۳-۱- پیل سوختی غشای پلیمری

در این قسمت فرضیات و معادلات بکار رفته به منظور شبیه‌سازی صفر بعدی پیل سوختی غشای پلیمری بیان می‌گردد. فرضیات مورد استفاده به شرح زیر خلاصه می‌شوند:

(۱) سیستم در حالت پایا شبیه‌سازی می‌گردد [۱۲].

(۲) به دلیل کوچک بودن استک پیل‌های سوختی مدل‌سازی شده، دمای ورودی و خروجی واکنش‌دهنده‌ها و محصولات واکنش در دو سمت آند و کاتد ثابت و برابر با دمای کاری استک پیل سوختی در نظر گرفته می‌شود [۶].

(۳) گازهای درون استک پیل سوختی رفتاری مشابه گاز ایده‌آل دارند [۶].

(۴) از افت فشار در سمت آند پیل صرف‌نظر می‌شود. اما افت فشار در سمت کاتد بر اساس مقادیر تعیین شده در راهنمای استک محاسبه می‌گردد [۶].

(۵) رطوبت نسبی واکنش‌دهنده‌ها در هنگام ورود به پیل صفر است.

(۶) فشار گازهای ورودی در دو سمت آند و کاتد با یکدیگر یکسان و برابر با فشار کاری استک است.

(۷) آب تولیدی در پیل در فاز بخار می‌باشد. لذا شبیه‌سازی به صورت تک‌فازی انجام می‌پذیرد.

در رابطه (۷)، $x_{N_2, in}$ و $x_{N_2, out}$ نشان‌دهنده کسر مولی نیتروژن در ورود و خروج کانال جریان سمت کاتد می‌باشند. مقادیر این دو پارامتر استفاده از روابط (۸) و (۹) محاسبه می‌گردد.

$$x_{N_2, in} = 0.79(1 - x_{H_2O}^{sat}) \quad (۸)$$

$$x_{N_2, out} = \frac{1 - x_{H_2O}^{sat}}{1 + \left(\frac{0.21}{0.79}\right) \left(\frac{\lambda_{air} - 1}{\lambda_{air}}\right)} \quad (۹)$$

در رابطه، λ_{air} بیانگر نرخ استوکیومتری هوا است. به‌منظور محاسبه افت فعالسازی، رابطه تجربی امفلت و همکارانش [۱۳، ۱۵] مورد استفاده قرار گرفته است (معادله (۱۰)).

$$V_{act} = -\left[\zeta_1 + cT_{cell} + \zeta_3 T_{cell} \ln(C_{O_2}) + \zeta_4 T_{cell} \ln(iA_{cell})\right]$$

$$\begin{cases} \zeta_1 = -0.944 \\ \zeta_2 = 0.00286 + 0.0002 \ln(A_{cell}) + 4.38 \times 10^{-5} \ln(C_{H_2}) \\ \zeta_3 = 7.8 \times 10^{-5} \\ \zeta_4 = -1.96 \times 10^{-4} \end{cases} \quad (۱۰)$$

که در این رابطه C_{H_2} و C_{O_2} به ترتیب غلظت اکسیژن و هیدروژن در سطح لایه کاتایست می‌باشند که از طریق روابط (۱۱) و (۱۲) محاسبه می‌گردند.

$$C_{O_2} = 1.968 \times 10^{-7} P_{O_2} \exp\left(\frac{498}{T_{cell}}\right) \quad (۱۱)$$

$$C_{H_2} = 9.174 \times 10^{-7} P_{H_2} \exp\left(\frac{-77}{T_{cell}}\right) \quad (۱۲)$$

مطابق رابطه (۱۳)، افت‌های اهمیک در نتیجه دو نمونه مقاومت حاصل می‌شوند: نخست مقاومت یونی غشا در مقابل عبور یون و دیگری مقاومت در برابر عبور الکترون در داخل الکترودها و در محل اتصال لایه‌های مختلف

$$V_{OCV} = 1.229 - 0.8 \times 10^{-3} (T_{cell} - 298.15) + 4.3085 \times 10^{-5} T_{cell} \ln(P_{H_2} P_{O_2}^{0.5}) \quad (۲)$$

در رابطه، T_{cell} بیانگر دمای عملکرد پیل بر حسب کلون، P_{O_2} و P_{H_2} به ترتیب فشار جزئی هیدروژن و اکسیژن در سمت آند و کاتد می‌باشند. به‌منظور محاسبه فشار جزئی ابتدا بایستی $P_{H_2O}^{sat}$ مطابق رابطه (۳) محاسبه گردد [۱۴].

$$\log(P_{H_2O}^{sat}) = -2.1794 + 0.02953(T_{cell} - 273.15) - 9.1837 \times 10^{-5} (T_{cell} - 273.15)^2 + 1.4454 \times 10^{-7} (T_{cell} - 273.15)^3 \quad (۳)$$

در ادامه با استفاده از روابط (۴) و (۵) مقادیر فشار جزئی تعیین می‌شوند [۱۲].

$$P_{H_2} = 0.5 P_{H_2O}^{sat} \left(\frac{1}{\exp(1.653i / T_{cell}^{1.334}) x_{H_2O}^{sat}} - 1 \right) \quad (۴)$$

$$P_{O_2} = P \left(1 - x_{H_2O}^{sat} - x_{N_2}^{ch} \exp(0.29li / T_{cell}^{0.832}) \right) \quad (۵)$$

در روابط (۴) و (۵)، i چگالی جریان، P فشار کاری پیل، $x_{H_2O}^{sat}$ و $x_{N_2}^{ch}$ کسر مولی آب و نیتروژن می‌باشند که تعاریف آن‌ها در روابط (۶) و (۷) ذکر شده‌است.

$$x_{H_2O}^{sat} = \frac{P_{H_2O}^{sat}}{P} \quad (۶)$$

$$x_{N_2}^{ch} = \frac{(x_{N_2, in} - x_{N_2, out})}{\ln(x_{N_2, in} / x_{N_2, out})} \quad (۷)$$

پیل [۱۶].

در دو سمت آند و کاتد مصرف می‌شوند که این امر سبب کاهش غلظت آن‌ها در سطح الکترودها و وقوع افت‌های غلظتی می‌گردد. بر مبنای مطالعات صورت پذیرفته افت‌های غلظتی تابعی از جریان پیل، دبی واکنش دهنده‌ها، خصوصیات لایه نفوذ گاز نظیر تخلخل و نفوذپذیری، هندسه کانال‌های جریان و مدیریت آب در پیل است و از رابطه (۱۷) به دست می‌آید [۱۹].

$$V_{conc} = \frac{3RT_{cell}}{4F} \left(\ln \left(1 - \frac{i}{i_L} \right) - 0.5203 \right) \quad (17)$$

در انتها توان تولیدی استک پیل سوختی مطابق رابطه (۱۸) تعریف می‌شود.

$$\dot{W}_{fc} = N_{cell} IV_{cell} \quad (18)$$

مطابق راهنمای استک پیل سوختی هورایزن H-1000، در مینیفولد خروجی سمت کاتد چهار فن مکنده هوا وجود دارد که وظیفه تأمین هوای مورد نیاز پیل را بر عهده دارند. افت فشار در کانال‌های جریان سمت کاتد از رابطه (۱۹) حاصل می‌شود.

$$\Delta P_f = \begin{cases} -0.6 \times \dot{Q}_f + 16.9 & 0.00 < \dot{Q}_f \leq 1.50 \\ -1.6 \times \dot{Q}_f + 10.3 & 1.50 < \dot{Q}_f \leq 1.75 \\ 7.5 & 1.75 < \dot{Q}_f \leq 2.25 \\ -4.0 \times \dot{Q}_f + 16.5 & 2.25 < \dot{Q}_f \leq 2.50 \\ -10.484 \times \dot{Q}_f + 32.71 & 2.50 < \dot{Q}_f \leq 3.12 \end{cases} \quad (19)$$

که در این رابطه \dot{Q}_f بیانگر دبی حجمی هوا (m^3/min) و ΔP_f افت فشار (kPa) می‌باشند.

۳-۲- ارتفاع عملیاتی

لایه پایینی اتمسفر زمین که از سطح دریا تا محدوده ارتفاع تقریباً ۸۰ کیلومتری را دربردارد، با نام هموسفر شناخته می‌شود و شامل سه زیر لایه

$$V_{ohm} = I(R_{ions} + R_{electrons}) \quad (13)$$

مقاومت الکترونی وابسته به جنس الکترودها و صفحات دوقطبی می‌باشد و در پژوهش حاضر از مقدار آن صرف‌نظر شده‌است. در مورد مقاومت یونی موضوع کمی پیچیده‌تر است و نمی‌توان مقدار آن را ثابت در نظر گرفت. زیرا مقاومت الکترولیت در مقابل عبور یون از عوامل مختلفی نظیر جنس غشا، محتوای آب غشا، توزیع آب بر روی غشا، دمای عملکردی پیل و جریان الکتریکی تأثیر می‌پذیرد [۱۳]. ونگ و ونگ [۱۷] و مان و همکارانش [۱۳] در مطالعات خود مدلی تجربی به منظور تعیین مقاومت یونی غشا ارائه دادند که در آن مقاومت یونی غشا تابعی از مقاومت ویژه غشا (R_m)، سطح فعال (A_{cell}) و ضخامت (L) آن بود (معادله (۱۴)).

$$R_{ions} = \frac{R_m L}{A_{cell}} \quad (14)$$

همانگونه که قبلاً ذکر شد، مقاومت ویژه غشا تابعی از دمای پیل، جریان تولیدی آن، سطح فعال و محتوای آب غشا می‌باشد و به کمک رابطه (۱۵) محاسبه می‌گردد.

$$R_m = \frac{181.6(1 + 0.03i + 0.062(T_{cell}/303)^2 i^{2.5})}{(\chi - 0.634 - 3i) \exp(4.18(T_{cell} - 303)/T_{cell})} \quad (15)$$

در رابطه (۱۵)، χ ترم متغیری نیمه تجربی به نام محتوای آب است. این پارامتر نمایانگر تعداد مولکول‌های آب در هر گروه سولفونیک ($\text{H}_2\text{O}/\text{SO}_3\text{H}^+$) در ساختار غشا می‌باشد و مطابق رابطه (۱۶) محاسبه می‌شود [۱۳، ۱۸].

$$\chi = \begin{cases} 14 & \text{Fully hydrated membrane} \\ 23 & \text{Fully saturated membrane} \end{cases} \quad (16)$$

در شرایط عملیاتی یک پیل سوختی غشای پلیمری، هیدروژن و اکسیژن

$$\dot{m}_{air}^h = \frac{\dot{m}_{air}^{h=0}}{RD} = \dot{m}_{air}^{h=0} \times e^{\frac{g_0 h}{R_s T}} \quad (23)$$

۳-۳- واحد تأمین هوا و سوخت

همانگونه که در شکل ۱ مشاهده می‌شود و در شرح سیستم نیز ذکر شد، سیستم طراحی شده شامل واحد تأمین هوا، تأمین سوخت تأمین توان و بازیاب است. در پژوهش حاضر برای هریک از اجزای سیستم قانون بقای جرم و انرژی مطابق رابطه نوشته شده و توسط نرم‌افزار حلگر معادلات مهندسی^۵ حل می‌گردد.

$$\begin{cases} \frac{dm_{CV}}{dt} = \Sigma \dot{m}_i - \Sigma \dot{m}_e \\ \frac{dE_{CV}}{dt} = \dot{Q}_{CV} - \dot{W}_{CV} + \\ \Sigma \dot{m}_i \left(h_i + \frac{1}{2} V_i^2 + gZ_i \right) - \\ \Sigma \dot{m}_e \left(h_e + \frac{1}{2} V_e^2 + gZ_e \right) \end{cases} \quad (24)$$

۳-۴- راندمان

در پژوهش حاضر راندمان پیل سوختی و راندمان سیستم به صورت همزمان مورد تحلیل قرار گرفته‌اند. راندمان حرارتی استک پیل سوختی از تقسیم توان تولیدی پیل بر حداکثر توان در دسترس مطابق رابطه (۲۵) محاسبه می‌شود [۱۲].

$$\eta_{fc} = \frac{\dot{W}_{fc}}{\dot{n}_{H_2}^{Cons} \times HHV} \quad (25)$$

به منظور محاسبه راندمان سیستم، بایستی کار خالص آن مطابق رابطه (۲۶) محاسبه گردد:

$$\dot{W}_{net} = \dot{W}_{fc} - \dot{W}_{comp} - \Sigma \dot{W}_{fan} \quad (26)$$

تروپوسفر^۱، استراتوسفر^۲ و مزوسفر^۳ می‌باشد. ترکیب هوا در این لایه شامل ۷۸٪ مولی نیتروژن، ۲۱٪ اکسیژن و ۱٪ سایر گازها است و تغییر نمی‌کند. از طرفی پارامترهایی نظیر چگالی هوا، فشار و دما را می‌توان بصورت توابعی از ارتفاع از سطح دریا تعریف نمود [۲۰]. به عنوان مثال در لایه تروپوسفر، به ازای هر کیلومتر افزایش ارتفاع، دما ۶/۵ درجه سانتی‌گراد کاهش می‌یابد (رابطه (۲۰)).

$$T = T_0 - \frac{6.5 \times h}{1000} \quad (20)$$

در رابطه (۲۰)، T_0 نشان دهنده دمای هوا در سطح دریا ($15^\circ C$) و h ارتفاع بر حسب متر است. به منظور محاسبه فشار نیز می‌توان رابطه (۲۱) را به کار برد.

$$P = P_0 \left(1 - \left(0.0065 \times \frac{h}{288.15} \right) \right)^{5.2561} \quad (21)$$

در این رابطه P_0 بیانگر فشار هوا در سطح دریا (۱۰۱/۳۲۵ kPa) است. پارامتر نسبت چگالی^۴ نیز مطابق معادله (۲۲) از تقسیم چگالی در ارتفاع عملیاتی به چگالی هوا در سطح دریا ($1/225 \text{ kg/m}^3$) حاصل می‌شود [۲۰].

$$RD = \frac{\rho}{\rho_0} = e^{\frac{-g_0 h}{R_s T}} \quad (22)$$

که در آن g_0 برابر با $9/81 \text{ m/s}^2$ می‌باشد. باید توجه داشت که افزایش ارتفاع عملیاتی، افزایش میزان هوای مورد نیاز جهت انجام واکنش الکتروشیمیایی در پیل را در پی دارد. به کمک معادله (۲۳) می‌توان دبی متناظر در ارتفاع عملیاتی مختلف را تعیین نمود. همانگونه که مشاهده می‌شود با افزایش ارتفاع از سطح دریا، دبی هوای مورد نیاز در پیل به صورت نمایی افزایش می‌یابد [۲۱]. این امر لزوم استفاده از کمپرسور در ارتفاع عملیاتی زیاد را توجیه می‌نماید.

- 1 Troposphere
- 2 Stratosphere
- 3 Mesosphere
- 4 Relative Density (RD)

جدول ۱. پارامترهای عملیاتی پهپاد مورد مطالعه

Table 1. Operational parameters of the proposed drone

شماره	پارامتر	نماد	مقدار	شماره	پارامتر	نماد	مقدار
۱	مسافت برخاست (m)	D_{to}	۵۰	۱۶	دانسیته هوا در سطح زمین (kg/m^3)	ρ_0	۱/۲۲۵
۲	ارتفاع عملیاتی (m)	h	۹۰۰۰	۱۷	دانسیته هوا در ارتفاع ۱۰۰ متری (kg/m^3)	ρ_{100}	۱/۲۱۳
۳	نرخ صعود (m/s)	RC	۲	۱۸	دانسیته انرژی مخزن هیدروژن (Wh/kg)	ED_h	۵۳۰
۴	بیشینه سرعت (km/h)	V_{Max}	۱۰۰	۱۹	دانسیته انرژی باتری (Wh/kg)	ED_b	۱۸۰
۵	سرعت کروز (km/h)	V_{Cr}	۷۰	۲۰	مارجین باتری (%)	M_b	۲۰
۶	سرعت استال (km/h)	V_S	۴۰	۲۱	مدت زمان برخاست (h)	t_{to}	۰/۱
۷	ضریب لیفت بیشینه	C_{Lmax}	۱/۲	۲۲	مدت زمان صعود (h)	t_{cl}	۱/۵
۸	ضریب درگ کمینه	C_{Dmin}	۰/۰۲۵	۲۳	مدت زمان حداکثر سرعت (h)	t_{vmax}	۳/۵
۹	نسبت منظری	AR	۸	۲۴	مدت زمان کروز (h)	t_{cr}	۱۰
۱۰	نسبت ضریب لیفت به درگ	C_L / C_D	۱۴/۶	۲۵	مدت زمان اورژانسی (h)	t_{em}	۲
۱۱	عدد اسوالد	e	۰/۸	۲۶	مدت زمان کل مأموریت (h)	t_{to}	۱۵
۱۲	نسبت سرعت نشست	k_{td}	۱/۱۵	۲۷	وزن پیل سوختی و سیستم کنترلی (kg)	W_{fc}	۴/۴
۱۳	نسبت سرعت برخاست	k_{to}	۱/۲	۲۸	وزن کمپرسور (kg) [۲۲]	W_{comp}	۲
۱۴	فشار دینامیک حداکثر سرعت	q_{vmax}	۲۲۸	۲۹	وزن مبدل حرارتی (kg) [۲۳]	$W_{H.E}$	۲
۱۵	راندمان پروانه (%)	η_P	۵۰				

در طراحی سیکل از باتری استفاده نشده است اما وزن آن در هنگام آنالیز مأموریت لحاظ می‌گردد.

در حالت برخاست نیروی رانش بسیار بیش‌تر از درگ می‌باشد. نسبت توان به وزن در این حالت با استفاده از رابطه (۲۸) محاسبه می‌شود.

$$\frac{P_{to}}{W_{to}} = \frac{k_{to}^3}{2 \times g \times D_{to} \times \eta_P} \times \left(\frac{2}{\rho_0 C_{Lmax}} \frac{W_{to}}{S_w} \right) \quad (28)$$

روابط (۲۹) الی (۳۱) را می‌توان جهت محاسبه نسبت توان به وزن در حالت‌های مختلف پروازی مورد استفاده قرار داد [۲۴].

$$\frac{P_{cl}}{W_{to}} = \frac{1}{\eta_P} \times \left(RC + \frac{1}{C_D} \times \sqrt{\frac{2}{\rho_{100}} \times \frac{1}{\sqrt{C_{Dmin}} \times \pi \times AR \times e}} \times \sqrt{\frac{W_{to}}{S_w}} \right) \quad (29)$$

در رابطه فوق W_{fc} بیانگر توان تولیدی استک پیل سوختی، W_{comp} توان مصرفی کمپرسور و W_{fan} توان مصرفی فن می‌باشند. در نهایت راندمان سیستم با استفاده از رابطه (۲۷) تعیین می‌شود [۱۲].

$$\eta_{sys} = \frac{\dot{W}_{net}}{\dot{Q}_H} \quad (27)$$

۳-۵- مشخصات مأموریت پهپاد

به‌طور کلی مراحل مأموریت یک پهپاد شامل برخاست، صعود، کروز، کاهش ارتفاع و فرود می‌باشد. طبیعی است که توان مورد نیاز در هر حالت مذکور بسته به نوع و مدت زمان مأموریت متنوع خواهد بود. جدول ۱ نشان‌دهنده مشخصات فنی مورد نظر پهپاد در پژوهش حاضر است. باید توجه داشت که مطابق پژوهش‌های پیشین معمولاً از یک باتری در کنار پیل سوختی در سیستم پیش‌رانس سود می‌برند. از آنجایی که در پژوهش حاضر هدف فقط بررسی عملکرد پیل سوختی و سیکل مرتبط با آن می‌باشد،

$$W_b = M_b \times \left[\frac{\left(\frac{P_{to}}{W_{to}} - \frac{P_{cr}}{W_{to}}\right) \times t_{to} + \left(\frac{P_{cl}}{W_{to}} - \frac{P_{cr}}{W_{to}}\right) \times t_{cl}}{ED_b} + \frac{\left(\frac{P_{vmax}}{W_{to}} - \frac{P_{cr}}{W_{to}}\right) \times t_{vmax} + \left(\frac{P_{cr}}{W_{to}}\right) \times t_{em}}{ED_h} \right] \times W_{to} \quad (35)$$

نتایج حاصل از محاسبات شرایط عملیاتی پهپاد طراحی شده در جدول ۲ ذکر شده است. همان گونه که مشاهده می شود بیشترین و کمترین توان مورد نیاز به ترتیب در فاز صعود و کروز خواهد بود. همچنین همواره توان مورد نیاز کم تر از ۳۰۰۰ وات ظرفیت پیل های سوختی تعریف شده در قسمت تعریف مسئله است. در این شرایط استفاده از باتری ضریب اطمینان سیستم را در شرایط کاری مختلف به خصوص برخاست و صعود افزایش می دهد.

۴- طراحی آزمایش ها و شرایط عملکردی

راندمان پیل سوختی غشای پلیمری مورد مطالعه تابع پارامترهای عملکردی مختلف نظیر نرخ استوکیومتری، دمای گازهای ورودی و فشار کاری در دو سمت آند و کاتد و ارتفاع عملیاتی می باشد. از طرفی این عوامل بر روی راندمان سیستم طراحی شده نیز تأثیر گذارند. در این میان بایستی به ارتفاع عملیاتی توجه ویژه داشت زیرا مطابق روابط الی، فشار هوا، دمای هوای ورودی به سیستم و دبی مورد نیاز استک مستقیماً تحت تأثیر این پارامتر قرار می گیرند.

در واقعیت بررسی چگونگی اثرگذاری پارامترهای مذکور به صورت مستقل و همزمان بر عملکرد پیل و سیستم نیازمند روشی هدفمند و سازمان یافته نظیر طراحی آزمایش است. در پژوهش حاضر سه پارامتر استوکیومتری کاتد، فشار کاری و ارتفاع عملیاتی به عنوان پارامترهای مستقل ورودی در نظر گرفته شده و آزمایش های مختلف بر مبنای تغییر این سه پارامتر طراحی می گردند. جدول ۳ نشان دهنده کران بالا و پایین این پارامترها به منظور طراحی آزمایش است.

ذکر این نکته ضروری است که محاسبه نرخ استوکیومتری کاتد در جدول ۳ بر مبنای اکسیژن مورد نیاز سیستم انجام پذیرفته است. لذا برای تبدیل آن به استوکیومتری هوا کافی است مقادیر استوکیومتری کاتد بر عدد ۰/۲۱ تقسیم گردند. سایر پارامترها در هنگام عملکرد پیل، ثابت نگه داشته شده است. جدول ۲ نشان دهنده نماد و مقادیر این پارامترها می باشد.

$$\frac{P_{cr}}{W_{to}} = \frac{V_{cr}}{\eta_P} \times \left(\frac{C_{Dmin} \times q_{cr}}{\frac{W_{to}}{S_w}} + \frac{\frac{W_{to}}{S_w}}{q_{cr} \times \pi \times AR \times e} \right) \quad (30)$$

$$\frac{P_{vmax}}{W_{to}} = \frac{V_{vmax}}{\eta_P} \times \left(\frac{C_{Dmin} \times q_{vmax}}{\frac{W_{to}}{S_w}} + \frac{\frac{W_{to}}{S_w}}{q_{vmax} \times \pi \times AR \times e} \right) \quad (31)$$

در روابط فوق، بارگذاری روی بال ها با استفاده از رابطه (۳۲) محاسبه می گردد.

$$\frac{W_{to}}{S_w} = \frac{1}{2} \rho_0 V_S^2 C_{Lmax} \quad (32)$$

پهپاد مورد مطالعه شامل بدنه، اویونیک، مخزن هیدروژن، پیل سوختی، کنترلرهای مرتبط با پیل سوختی، باتری، کمپرسور و مبدل ای حرارتی می باشد. بنابراین وزن پهپاد در هنگام برخاست مطابق رابطه (۳۳) محاسبه می گردد.

$$W_{to} = W_{af} + W_{av} + W_h + W_{fc} + W_b + W_{comp} + W_{H.E} \quad (33)$$

بر طبق پژوهش های پیشین وزن بدنه و اویونیک برابر با ۴۵٪ و ۱۰٪ وزن کل در نظر گرفته می شود [۲۱]. همچنین بر طبق کاتالوگ ارائه شده توسط شرکت سازنده پیل سوختی هورایزن، وزن سه عدد پیل سوختی به همراه کنترلرها برابر با ۱۳/۲ کیلوگرم می باشد. برای محاسبه وزن مخزن هیدروژن و باتری از روابط (۴۳) و (۵۳) استفاده می شود.

$$W_h = \frac{P_{cr} \times (t_{to} + t_{cl} + t_{cr} + t_{max})}{ED_h} \quad (34)$$

جدول ۲. آنالیز توانی و وزنی پهباد مورد مطالعه

Table 2. Power and weight analysis of the proposed drone

شماره	پارامتر	نماد	مقدار
۱	توان برخاست (W)	P_{to}	۲۸۹۲
۲	توان صعود (W)	P_{cl}	۲۹۹۵
۳	توان کروز (W)	P_{cr}	۱۲۹۱
۴	توان در سرعت بیشینه (W)	P_{vmax}	۱۹۵۱
۵	وزن کل (kg)	W_{to}	۴۸
۶	نسبت وزن باتری به وزن کل (%)	W_b / W_{to}	۱/۶
۱۰	نسبت وزن مخزن هیدروژن به وزن کل (%)	W_h / W_{to}	۷/۵

جدول ۳. کران بالا و پایین پارامترها در طراحی آزمایش

Table 3. Upper and lower limits of the parameters in the experimental design

شماره	پارامتر	نماد	محدوده تغییرات
۱	ارتفاع عملیاتی (km)	Altitude	۱ - ۹
۲	فشار عملکردی پیل (bar)	P_{op}	۱ - ۲
۳	استوکیومتری کاتد	CST	۱ - ۳

می‌دهد. در این جدول ستون اول نشان‌دهنده ترتیب انجام شبیه‌سازی‌ها، ستون‌های دوم تا چهارم به ترتیب ارتفاع عملیاتی، استوکیومتری کاتد و فشار کاری می‌باشند. لازم به ذکر است که کلیه شبیه‌سازی‌ها در شرایط کارکردی ارائه‌شده توسط طرح مرکب مرکزی انجام گرفته و دو پارامتر راندمان استک پیل سوختی و سیستم به‌عنوان پاسخ سیستم در ستون‌های پنجم و ششم جایگزین گردیده‌اند.

در طرح مرکب مرکزی، یک رویه مرتبه دوم^۴ به کمک پارامترهای مستقل ورودی بر روی پاسخ برازش می‌شود. این رابطه شامل مقدار ثابت، عبارات خطی^۵، مرتبه دوم و اثرات متقابل پارامترها است. معادله (۳۶) بیانگر فرم کلی این رابطه است [۲۶].

$$Y = \beta_0 + \sum_{i=1}^4 \beta_i X_i + \sum_{i=1}^4 \beta_{ii} X_i^2 + \sum_{i=1}^4 \sum_{j=i+1}^4 \beta_{ij} X_i X_j + \varepsilon \quad (36)$$

در تحقیق حاضر از روش طراحی آزمایش و طرح عاملی رویه پاسخ^۱ استفاده شده‌است. به‌هنگام استفاده از این طرح عاملی می‌توان مدل‌های باکس بنکن^۲ و طرح مرکب مرکزی^۳ را بکار برد. تعداد شبیه‌سازی‌های پیشنهادی در طرح مرکب مرکزی و باکس بنکن به ازای ۳ پارامتر مستقل ورودی به ترتیب ۲۰ و ۱۵ می‌باشد. بنابراین در این پژوهش طرح مرکب مرکزی به کار گرفته می‌شود. همانگونه که گفته شد طرح مرکب مرکزی برای سه پارامتر ورودی، ۲۰ شبیه‌سازی‌های را پیشنهاد می‌دهد که ۵ شبیه‌سازی‌های آن تکراری است. در پژوهش‌های تجربی هدف از انجام آزمایش‌های تکراری، جلوگیری از وقوع خطای انسانی و بررسی تکرارپذیری به‌هنگام انجام آزمایش‌ها است که این امر در شبیه‌سازی‌های عددی صادق نیست [۲۵].

جدول ۵ شبیه‌سازی‌های طراحی‌شده توسط روش طراحی آزمایش بر مبنای سه پارامتر ارتفاع عملیاتی، استوکیومتری کاتد و فشار کاری را نشان

- 1 Response Surface Method (RSM)
- 2 Box Behnken Design (BBD)
- 3 Central Composite Design (CCD)

- 4 Second order nonlinear regression
- 5 Linear Terms

جدول ۴. پارامترهای ثابت به هنگام شبیه‌سازی

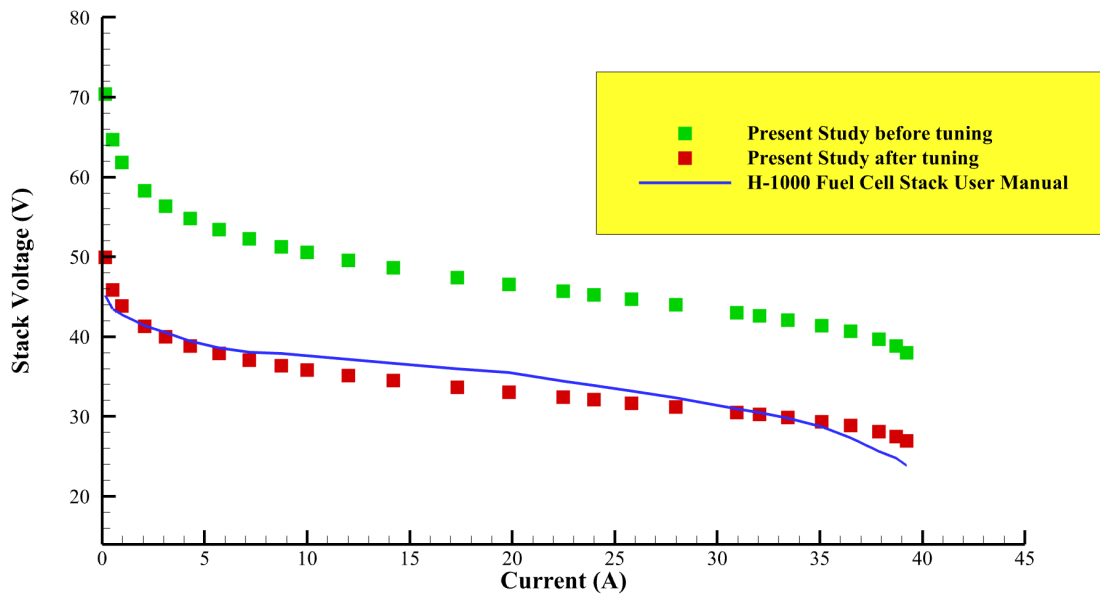
Table 4. Constant parameters during simulation

شماره	پارامتر	نماد	مقدار
۱	رطوبت نسبی آند (%)	ARH	۰
۲	رطوبت نسبی کاتد (%)	CRH	۰
۳	استوکیومتری آند	AST	۱/۲
۴	دمای پیل ($^{\circ}C$)	T_{cell}	۵۵
۵	چگالی جریان (Acm^{-2})	i	۰/۲۵
۶	فشار مخزن هیدروژن (bar)	$P_{H_2}^{Reservoir}$	۳۵۰
۷	راندمان کمپرسور (%)	η_{comp}	۸۰
۸	راندمان مبدل‌های حرارتی (%)	$\eta_{H.E}$	۸۰
۹	ضخامت غشا (cm)	L	۰/۰۰۲۵

جدول ۵. آزمایش‌های طراحی‌شده با استفاده از روش رویه پاسخ به همراه مقادیر راندمان استک پیل سوختی و سیستم

Table 5. Experiments designed using the response surface method with the fuel cell stack and system efficiency values

شماره	Altitude (km)	CST	P_{op} (bar)	η_{fc}	η_{sys}
۱	۱	۳	۲	۴۸/۲۶	۵۴/۰۰
۲	۹	۳	۲	۴۸/۲۶	۳۷/۷۵
۳	۹	۳	۱	۴۵/۰۷	۳۳/۳۵
۴	۵	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۴/۷۶
۵	۵	۲	۱	۴۴/۸۶	۵۰/۹۲
۶	۱	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۷/۰۶
۷	۵	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۴/۷۶
۸	۱	۱	۲	۴۷/۱۶	۶۵/۴۵
۹	۵	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۴/۷۶
۱۰	۹	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۴۳/۳۶
۱۱	۱	۳	۱	۴۵/۰۷	۴۷/۵۶
۱۲	۵	۱	۱/۵	۴۵/۸۷	۵۹/۷۰
۱۳	۵	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۴/۷۶
۱۴	۵	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۴/۷۶
۱۵	۱	۱	۱	۴۳/۹۷	۵۷/۳۵
۱۶	۹	۱	۱	۴۳/۹۷	۴۸/۳۳
۱۷	۹	۱	۲	۴۷/۱۶	۵۵/۱۰
۱۸	۵	۳	۱/۵	۴۶/۹۶	۴۸/۶۸
۱۹	۵	۲	۱/۵	۴۶/۷۶	۵۴/۷۶
۲۰	۵	۲	۲	۴۸/۰۵	۵۷/۴۸



شکل ۲. صحت سنجی مدل عددی

Fig. 2. Validation of the numerical model

$$V_{Stack}^{Tuned} = \xi_T \times (V_{OCV} - V_{act} - V_{ohm} - V_{conc}) \quad (39)$$

شکل ۲ نشان‌دهنده منحنی قطبیت برای استک پیل سوختی مورد مطالعه در سه حالت قبل از اعمال ضریب تصحیح، بعد از اعمال ضریب و منحنی ارائه شده توسط شرکت سازنده در راهنما [۲۷] می‌باشد. به‌منظور محاسبه ضریب تصحیح، ابتدا خطای مابین مدل عددی و نمودار قطبیت ارائه شده توسط شرکت سازنده در چند نقطه به کمک رابطه محاسبه می‌گردد. در ادامه میانگین این خطاها محاسبه شده (۰/۲۸) و پارامتر ضریب تصحیح مطابق رابطه محاسبه می‌شود (۰/۷۲). ذکر این نکته ضروری است که مقدار این پارامتر همواره ثابت و مستقل از جریان خواهد بود.

$$\xi_T = 1 - Error \quad (40)$$

به‌منظور صحت‌سنجی، خطای مدل عددی توسط رابطه محاسبه می‌گردد. بر مبنای محاسبات انجام شده، خطای مدل عددی برابر با مقدار ۴/۷۲٪ است که میزان قابل قبولی می‌باشد.

در رابطه Y متغیر وابسته، X_i ها پارامترهای مستقل ورودی، β_i ها ضرایب متناظر آن‌ها هستند. از آنجایی که تحقیق حاضر سه پارامتر مستقل و دو پارامتر وابسته مجزا دارد، می‌توان روابط (۳۷) و (۳۸) را استخراج نمود.

$$\eta_{fc} = f(Altitude, CST, P_{op}) \quad (37)$$

$$\eta_{sys} = f(Altitude, CST, P_{op}) \quad (38)$$

۵- نتایج و بحث

۵-۱- صحت سنجی مدل عددی

همانگونه که گفته شد در پژوهش حاضر از مدل صفر بعدی جهت شبیه‌سازی عملکرد استک پیل سوختی استفاده شده است. در این مدل پارامترهای متعددی نظیر هندسه کانال‌های جریان، تخلخل لایه نفوذ گازی و کاتالیست، تشکیل و انتقال آب بین دو سمت آند و کاتد لحاظ نگردیده‌است. لذا در مرحله اول نباید انتظار همخوانی کامل مدل عددی و ارائه شده توسط شرکت سازنده را داشت. به منظور غلبه بر این چالش، ولتاژ تولیدی پیل توسط پارامتری به نام ضریب تصحیح (رابطه ۴)، اصلاح می‌گردد [۶].

جدول ۶. مقادیر ضرایب رگرسیون برای دو پارامتر راندمان استک پیل سوختی و سیستم

Table 6. Values of regression coefficients for fuel cell stack and system efficiencies

ضرایب رگرسیون		پارامتر
η_{fc}	η_{sys}	
۳۶/۷۸۴۰	۴۷/۴۶۰۰	Constant
		Linear
۶/۸۲۰۰	۱۲/۸۳۰۰	P_op
۱/۹۱۹۰	-۲/۰۷۰۰	CST
---	۲/۰۸۷۰	Altitude
		Square
-۱/۲۱۰۰	---	P_op*P_op
-۰/۳۴۲۵	---	CST*CST
---	-۰/۲۶۶۶	Altitude*Altitude
		Interaction
---	-۱/۰۰۸۰	P_op*CST
---	-۰/۲۱۱۰	P_op*Altitude
---	-۰/۳۴۶۶	CST*Altitude

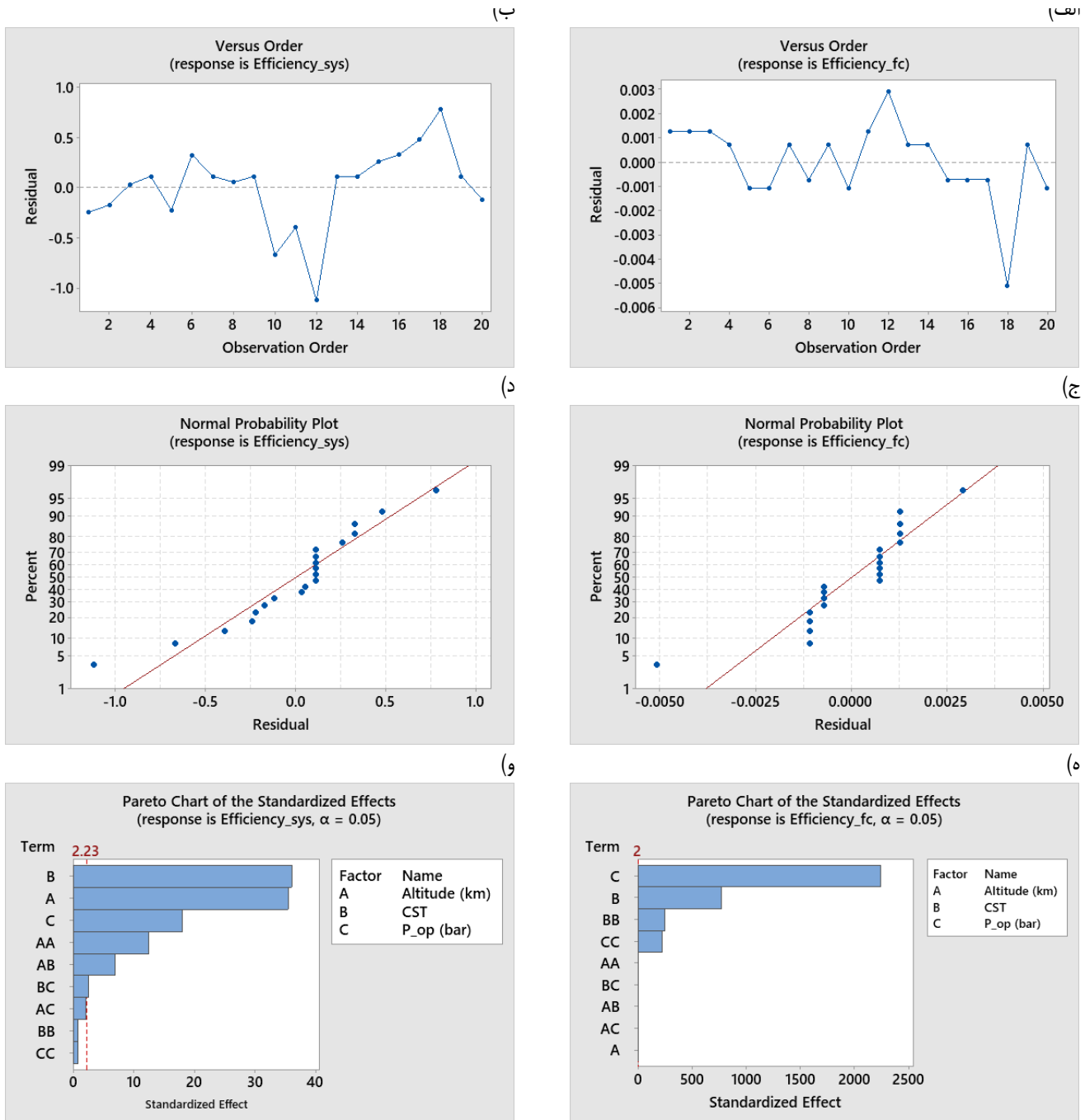
توان تولیدی و ضریب آب پوشانی برقرار است. بنابراین مدل‌های رگرسیونی برازش شده از دقت مناسبی برخوردار خواهند بود [۲۵].

به‌منظور بررسی پارامترهای تأثیرگذار بر توابع هدف، نمودار پارتو اثرات استاندارد شده ترسیم شده است. در این چارت عبور هریک از نمودارهای میله‌ای از مقدار ثابت تعیین شده به منزله اثرگذاری پارامتر بر پاسخ سیستم است. با توجه به شکل ۳ می‌توان نتیجه گرفت که استوکیومتری کاتد، فشار کاری و مقادیر مربعات آن‌ها بر راندمان پیل سوختی تأثیرگذارند. حال آن‌که می‌توان از اثرات ارتفاع عملیاتی و اثر متقابل پارامترها صرف‌نظر نمود. علاوه بر این، انتظار می‌رود تأثیر پارامتر فشار کاری بر راندمان پیل سوختی بیش از سایر پارامترهای مستقل ورودی باشد.

بررسی مشابه به کمک نمودار پارتو بر روی راندمان سیستم نشان‌دهنده این امر است که همه پارامترهای مستقل ورودی به جز اثر مربعات استوکیومتری کاتد و فشار عملکردی بر راندمان سیستم تأثیرگذارند (شکل ۳). همچنین انتظار می‌رود تأثیر استوکیومتری کاتد بر راندمان کلی سیستم بیش از سایر پارامترها باشد. بر مبنای نتایج حاصل از چارت پارتو، از ضرایب رگرسیون پارامترهای بی‌تأثیر بر پاسخ‌های تعریف شده مطابق جدول ۶ صرف‌نظر شده است.

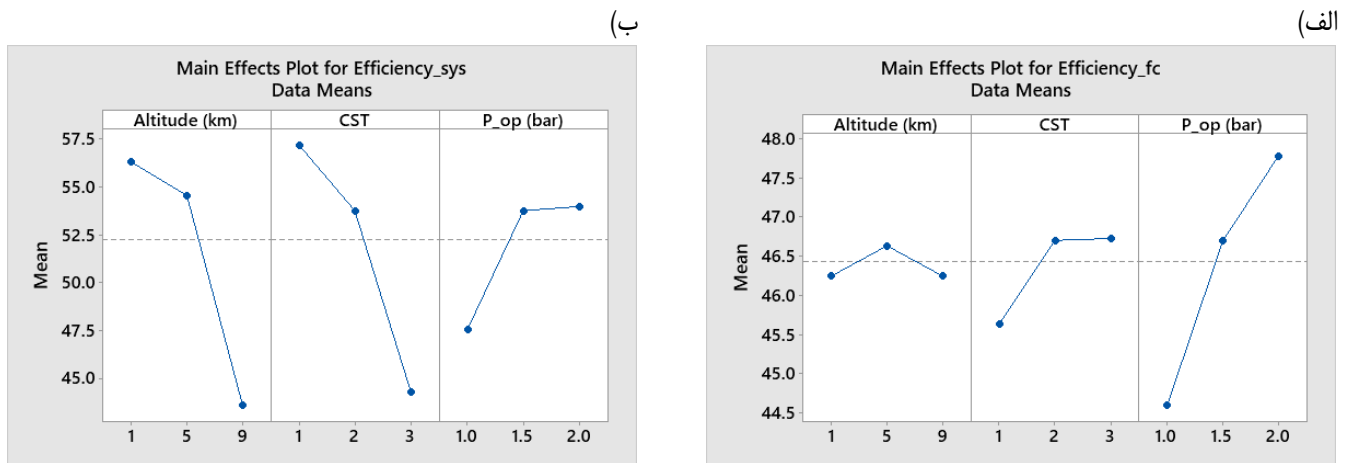
۵-۲- بررسی کفایت مدل‌های آماری ایجاد شده توسط روش طراحی آزمایش

با توجه به معادله رگرسیون مرتبه دوم (رابطه ۱)، ضرایب تخمین‌گر بر اساس طراحی آزمایش انجام شده مطابق جدول ۵ نوشته می‌شود. با کمک این مقادیر می‌توان مطالعه کمی دقیقی با هدف بررسی تأثیر پارامترهای ورودی بر پاسخ انجام داد. بر مبنای محاسبات آماری، دو معیار اصلی جهت بررسی کفایت مدل‌های رگرسیونی ارائه می‌شود. الف) مانده: که نشان‌دهنده میزان اختلاف مقادیر حاصل از انجام آزمایش‌ها و مدل رگرسیون در شرایط عملکردی یکسان است. شرط کفایت مدل وجود مانده کم و عدم مشاهده الگویی خاص در مقادیر مانده برحسب ترتیب انجام آزمایش‌ها (شکل ۳ الف و ب) است. ب) نمودار نقطه‌ای احتمال نرمال مانده‌ها: این نمودار با فرض توزیع نرمال با میانگین صفر برای خطاها ترسیم می‌گردد. محور افقی نمودار نشان‌دهنده مقدار مانده است و محور عمودی آن از طریق محاسبه مرتبه میانه^۱ حاصل می‌شود. روند خطی نمودار حاصل بیانگر انطباق داده‌های نمونه با توزیع نرمال و کفایت مدل می‌باشد. همان‌گونه که در نمودارهای شکل ۳ ج و د مشاهده می‌شود هر دو شرط اساسی جهت کفایت مدل‌های رگرسیونی برای دو پارامتر وابسته



شکل ۳. (الف و ب) مقدار باقیمانده برحسب مرتبه آزمایش، (ج و د) نمودار نقطه‌ای احتمال نرمال مانده‌ها، (ه و و) نمودار پارتو اثرات استاندارد شده برای هر دو پارامتر راندمان استک پیل سوختی و سیستم

Fig. 3. (a and b) residual value versus observation order, (c and d) dot diagram of the normal probability of residuals, (e and f) Pareto diagram of standardized effects for both fuel cell stack and system efficiency parameters



شکل ۴. نمودار تأثیرات اصلی راندمان استک پیل سوختی و سیستم

Fig. 4. Diagram of the main effects of fuel cell stack and system efficiencies

اما این امر به منزله افزایش توان مصرفی کمپرسور نیز خواهد بود و کاهش شدید راندمان سیستم را در پی دارد. از سوی دیگر با افزایش ارتفاع عملیاتی، دما و فشار محیط مطابق روابط و بشدت کاهش می‌یابد. در این شرایط به‌منظور جبران افت دما و فشار و ایجاد شرایط عملکردی مناسب استک پیل سوختی، نیاز به صرف توان پارازیتی بیشتری می‌باشیم که این امر به منزله افت شدید راندمان سیستم است.

۴-۵- بررسی تأثیر پارامترهای مستقل بر راندمان استک پیل سوختی

به کمک معادله رگرسیون حاصل از جدول ۶ می‌توان کانتورهای راندمان پیل سوختی برحسب پارامترهای مستقل را ترسیم نمود و از این طریق تأثیر جداگانه و اثرات متقابل آن‌ها را بر راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیستم مورد مطالعه قرارداد.

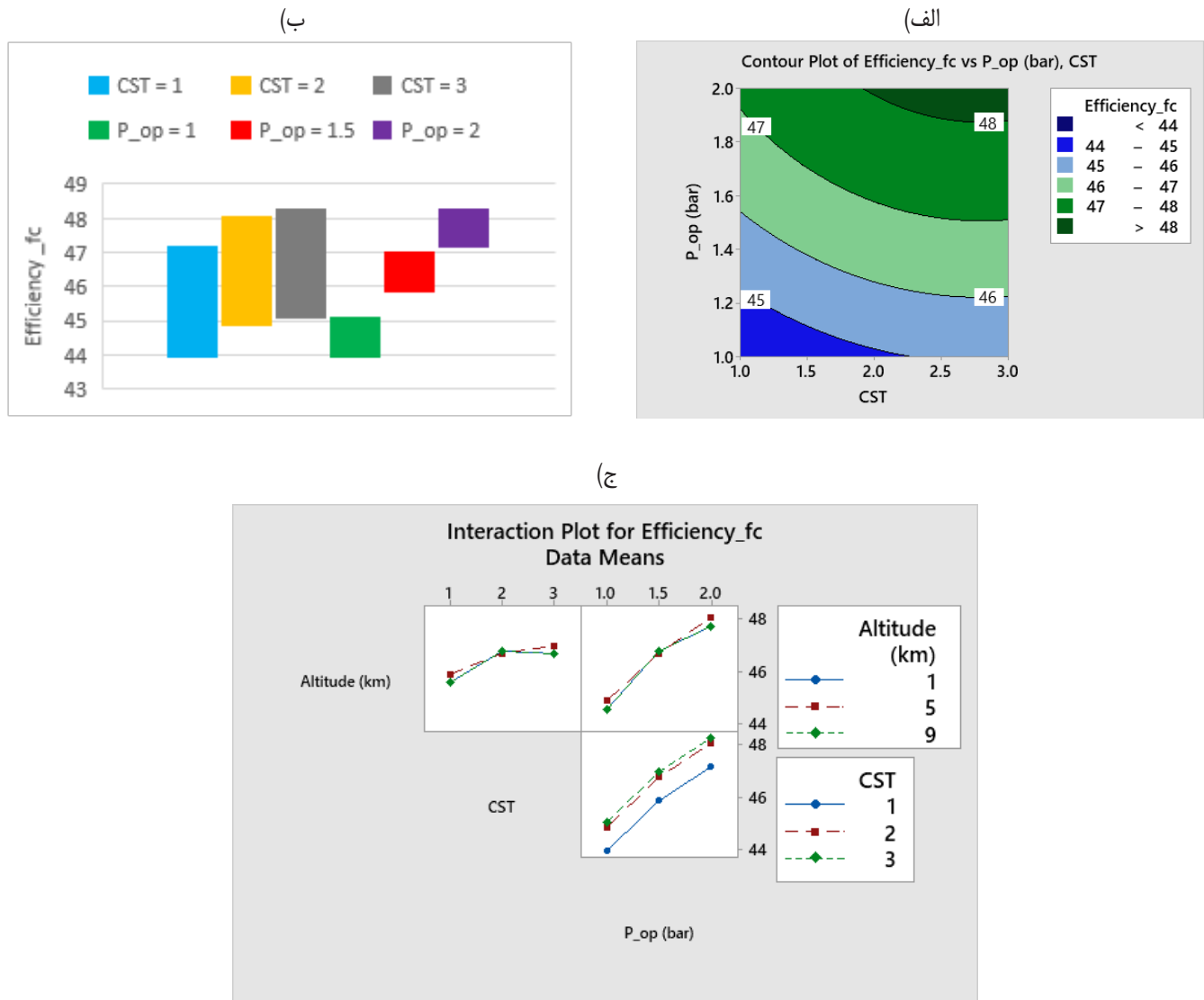
همانگونه که از تحلیل شکل ۳ استنباط شد، ارتفاع عملیاتی تأثیری بر راندمان استک پیل سوختی ندارد. بنابراین تنها به مطالعه اثر استوکیومتری کاتد و فشار کاری بر عملکرد آن پرداخته می‌شود. مطابق شکل ۵الف همواره با افزایش استوکیومتری کاتد و فشار کاری راندمان پیل سوختی افزایش می‌یابد. بنابراین بهترین عملکرد در نرخ استوکیومتری و فشار کاری بالا حاصل می‌شود. حال آن‌که کارکرد پیل در استوکیومتری کاتد پایین و فشار پایین افت شدید راندمان را در پی دارد.

۵-۳- بررسی تأثیر پارامترهای مستقل بر راندمان استک پیل سوختی و سیستم به کمک نمودار اثرات اصلی

نمودار اثرات اصلی به کمک میانگین‌گیری از مقادیر در هر سطح به دست می‌آید. بنابراین در این نمودار، اثرات هم‌زمان پارامترها بر متغیر پاسخ لحاظ نمی‌شود. مطالعه نتایج نمودار شکل ۴الف نشان می‌دهد که به‌صورت میانگین با افزایش فشار کاری راندمان استک پیل سوختی افزایش می‌یابد. از سوی دیگر افزایش استوکیومتری کاتد از کران پایین به میانه (۱ به ۲) بهبود راندمان استک را در پی دارد هرچند افزایش مجدد این پارامتر از مقدار میانه به کران بالا (۲ به ۳) بر راندمان استک بی‌تأثیر است. بررسی اثر ارتفاع عملیاتی بیانگر این موضوع است که به‌صورت میانگین افزایش ارتفاع عملیاتی تأثیر چندانی بر راندمان استک ندارد (شکل ۴الف).

بررسی نمودارهای استخراج‌شده برای مقادیر راندمان سیستم بیانگر این نتیجه است که مطابق شکل ۴ب افزایش فشار کاری از کران پایین (= bar) (۱) به متوسط (= ۱/۵ bar) سبب بهبود عملکرد سیستم می‌گردد حال آنکه افزایش مجدد آن از کران میانه (= ۱/۵ bar) به بالا (= ۲ bar) بر راندمان بی‌اثر است. از سوی دیگر افزایش استوکیومتری کاتد و ارتفاع عملیاتی همواره باعث کاهش راندمان سیستم می‌گردد.

مقایسه نتایج حاصل از شکل ۴الف و ب بیانگر این حقیقت است که هرچند افزایش نرخ استوکیومتری کاتد سبب بهبود راندمان استک می‌شود،

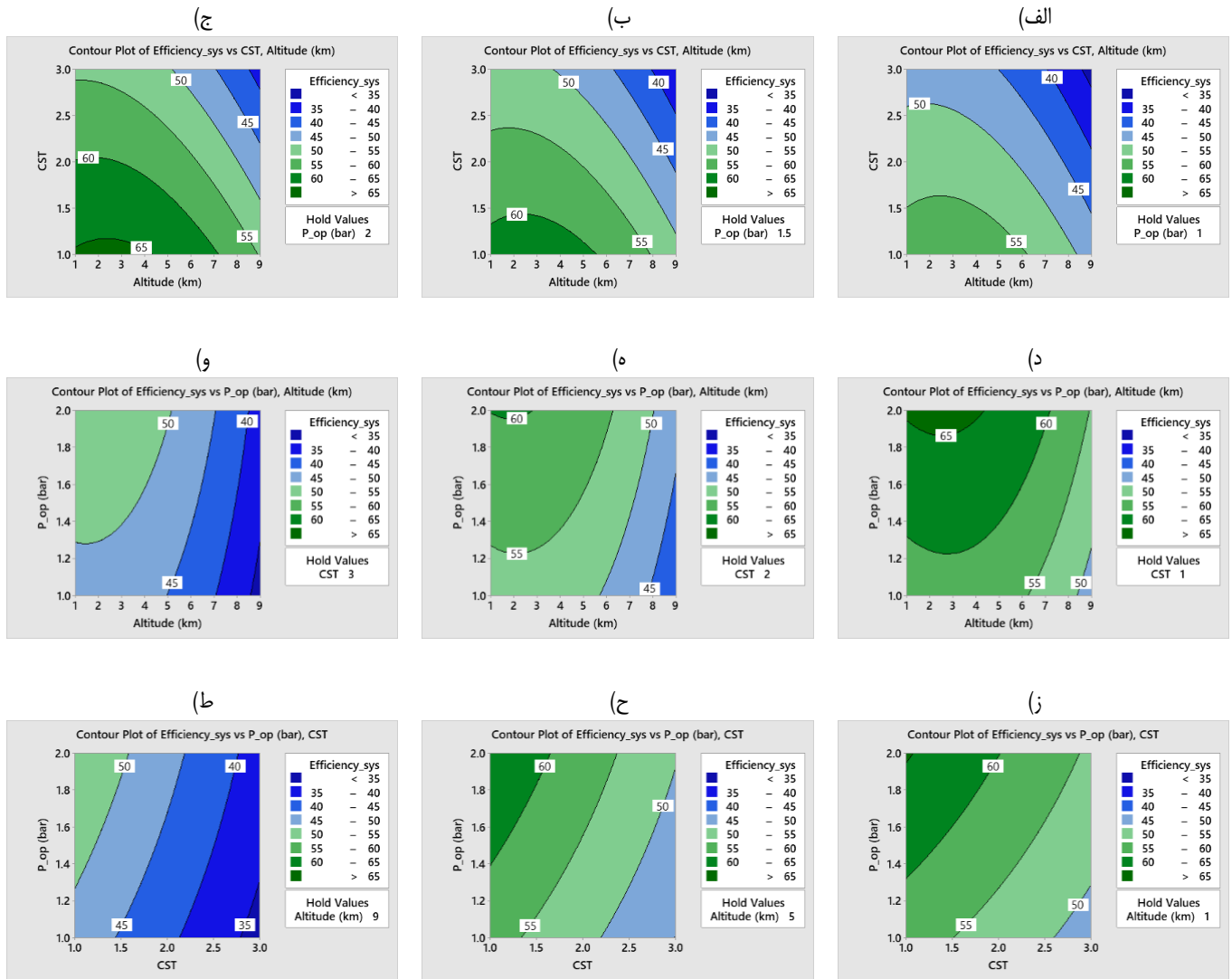


شکل ۵. (الف) کانطور راندمان استک پیل سوختی بر حسب استوکیومتری کاتد و فشار کاری، (ب) آنالیز حساسیت راندمان استک پیل سوختی، (ج) نمودار اثرات متقابل پارامترهای مستقل ورودی بر راندمان استک پیل سوختی

Fig. 5. (a) the contour of fuel cell stack efficiency versus cathode stoichiometry and working pressure, (b) sensitivity analysis of fuel cell stack efficiency, (c) The effects of independent input parameters on fuel cell stack efficiency

بررسی حساسیت راندمان پیل سوختی به ازای مقادیر ثابت استوکیومتری کاتد و فشار کاری در شکل ۵ب نشان می‌دهد که همواره با افزایش استوکیومتری کاتد، حداقل و حداکثر راندمان پیل سوختی به آرامی افزایش می‌یابد. مشابه این امر برای فشار کاری نیز صادق است. اما این افزایش راندمان با شیب بیشتری برای فشار کاری رخ می‌دهد. مقایسه محدوده تغییرات بازده استک پیل سوختی در هنگام ثابت نگه داشتن استوکیومتری کاتد و فشار کاری در شکل ۵ب بیانگر این امر است که

حساسیت راندمان پیل سوختی به تغییر سایر پارامترهای عملکردی به هنگام ثابت نگه داشتن فشار کاری به میزان قابل توجهی کمتر از زمانی است که استوکیومتری کاتد ثابت می‌ماند. به بیان دیگر، هنگامی که استوکیومتری کاتد ثابت است، تغییر سایر شرایط عملکردی (فشار و ارتفاع عملیاتی) سبب تغییرات زیاد در راندمان استک می‌گردد حال آن‌که در مقادیر ثابت فشار کاری تغییر سایر پارامترهای عملکردی (استوکیومتری کاتد و ارتفاع عملیاتی) تأثیر کمی بر راندمان استک پیل سوختی دارد.

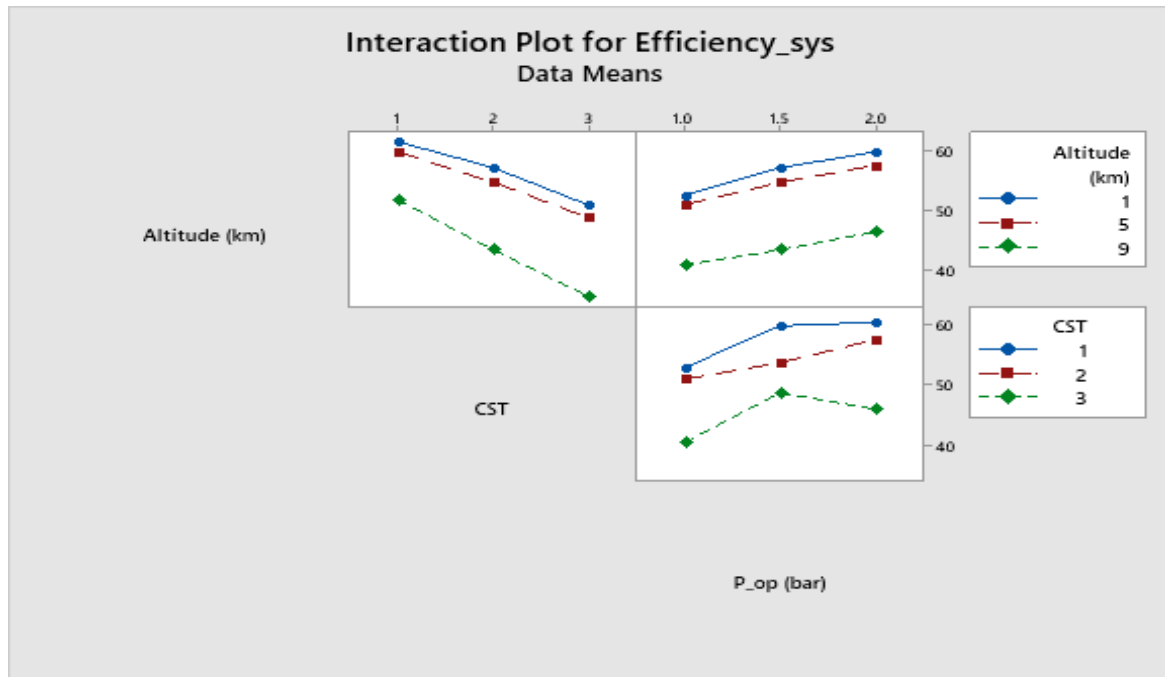


شکل ۶. کانتورهای راندمان سیستم بر حسب (الف الی ج) ارتفاع عملیاتی و استوکیومتری کاتد در کران پایین، متوسط و بالایی فشار کاری. (د الی و) ارتفاع عملیاتی و فشار کاری در کران پایین، متوسط و بالایی استوکیومتری کاتد. (ز الی ط) استوکیومتری کاتد و فشار کاری در کران پایین، متوسط و بالایی ارتفاع عملیاتی

Fig. 6. Contours of the system's efficiency versus (a to c) operating height and cathode stoichiometry at the low, medium, and high limits of working pressure. (d to f) operating height and working pressure at the lower, middle, and upper limits of cathode stoichiometry. (g to i) Cathode stoichiometry and working pressure at the lower, middle, and upper limits of operating height

۵-۵- بررسی تأثیر پارامترهای مستقل بر راندمان سیستم مشابه آنچه که در مورد راندمان استک پیل سوختی انجام پذیرفت، در اینجا نیز به کمک معادله رگرسیون حاصل از جدول ۶ کانتورهای راندمان سیستم برحسب پارامترهای مستقل ترسیم نموده و تأثیر جداگانه و اثرات متقابل آن‌ها بر راندمان سیستم مورد مطالعه قرار می‌گیرد. به‌منظور بررسی اثر فشار کاری کانتورهای شکل ۶ الف الی ج ترسیم شده‌است.

بررسی نمودار اثر متقابل پارامترها در شکل ۵ هج نیز نشان می‌دهد که تأثیر ارتفاع عملیاتی بر راندمان استک پیل سوختی قابل صرف‌نظر است. از سوی دیگر افزایش استوکیومتری کاتد از مقدار کران پایین (=۱) به کران میانی (=۲) سبب جهش در راندمان پیل سوختی می‌شود هرچند که افزایش مجدد به کران بالا (=۳) تأثیر چندانی بر راندمان استک ندارد. همچنین افزایش فشار کاری همواره بهبود راندمان استک پیل سوختی را در پی دارد.



شکل ۷. نمودار اثرات متقابل پارامترهای مستقل ورودی بر راندمان سیستم

Fig. 7. The effects of independent input parameters on system efficiency

و حداقل راندمان سیستم بیانگر این موضوع است که با افزایش فشار کاری از کران پایین (= 1 bar) به کران بالا (= 2 bar)، حداکثر و حداقل راندمان سیستم به ترتیب ۱۴/۵ و ۱۳/۸ درصد افزایش می‌یابند.

به‌منظور بررسی اثر همزمان تغییر ارتفاع عملیاتی و فشار کاری به راندمان سیستم در مقادیر استوکیومتری ثابت، کانتورهای شکل ۶د الی و ترسیم شده‌اند. همانگونه که در شکل ۶د مشاهده می‌گردد در مقادیر کران پایین استوکیومتری کاتد (=1)، افزایش ارتفاع عملیاتی سبب کاهش راندمان سیستم و افزایش فشار کاری از محدوده کران پایین (= 1 bar) تا کران بالا (= 2 bar) بهبود راندمان سیستم را در پی دارد. با توجه به نمودار اثرات متقابل شکل ۷ می‌توان به این نتیجه رسید که در نرخ پایین استوکیومتری کاتد (=1)، افزایش فشار کاری از کران پایین (= 1 bar) به متوسط (= 1/5 bar) تأثیر قابل توجهی بر راندمان سیستم دارد. در این شرایط با افزایش فشار کاری از کران متوسط (= 1/5 bar) به بالا (= 2 bar)، بهبود راندمان سیستم با شیب ملایمی صورت می‌پذیرد. از سوی دیگر در مقادیر بالای نرخ استوکیومتری کاتد (=3)، بر خلاف روند قبلی، افزایش فشار کاری از کران متوسط (= 1/5 bar) به بالا (= 2 bar) سبب کاهش راندمان سیستم می‌گردد. بر مبنای آنچه که گفته شد، توصیه می‌گردد همواره در هر ارتفاع عملیاتی مقادیر فشار کاری پیل سوختی بر روی کران بالا تنظیم گردد.

همان‌گونه که مشاهده می‌شود در کران پایین فشار کاری (= 1 bar)، با افزایش ارتفاع عملیاتی راندمان سیستم کاهش می‌یابد. همانگونه که در گذشته نیز ذکر شد علت این امر تأثیرپذیری دما و فشار محیط از ارتفاع عملیاتی است. در این شرایط هر چند افزایش استوکیومتری سبب بهبود راندمان پیل سوختی می‌شود اما کاهش راندمان کلی سیستم را نیز در پی دارد. بر طبق آنچه که گفته شد در هر ارتفاع معین بهترین راندمان سیستم در استوکیومتری پایین حاصل می‌شود.

حال اگر فشار کاری سیستم به مقدار کران متوسط (= 1/5 bar) و یا بالا (= 2 bar) افزایش یابد، رفتار سیستم تغییر چندانی نمی‌کند و افزایش استوکیومتری و ارتفاع عملیاتی همچنان سبب کاهش راندمان سیستم می‌گردد (شکل ۶ب و ج). از سوی دیگر افزایش فشار کاری همواره سبب بهبود عملکرد واحد تأمین توان می‌شود (شکل ۵الف). در این شرایط هرچند افزایش فشار کاری نیز افزایش توان مصرفی کمپرسور را در پی دارد، اما پدیده غالب افزایش راندمان پیل سوختی است و مطابق شکل ۶ج راندمان کلی سیستم می‌تواند به بیش از ۶۵٪ افزایش یابد.

از توجه به نمودار اثرات متقابل فشار کاری و ارتفاع عملیاتی در شکل ۷ می‌توان به این نتیجه رسید که با افزایش فشار کاری راندمان سیستم همواره با شیب ملایم افزایش می‌یابد. مقایسه تأثیر افزایش فشار کاری بر حداکثر

همانگونه که در شکل ۸ مشاهده می‌گردد به ازای تمامی ارتفاع عملیاتی‌های تعریف شده، بیشترین راندمان سیستم زمانی حاصل می‌شود که نرخ استوکیومتری کاتد در مقدار کمینه ($=1/2$) و فشار کاری در کران بالا ($=2 \text{ bar}$) قرار گیرند. بر مبنای نتایج حاصل از بهینه‌سازی تابع هدف، مقادیر بهینه راندمان سیستم برای ارتفاع عملیاتی ۱، ۵ و ۹ کیلومتری به ترتیب برابر با $64/38$ ، $62/98$ و $53/05$ درصد می‌باشد.

۶- همبستگی خطی راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیستم

به منظور بررسی همبستگی خطی راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیستم از آنالیز همبستگی پیرسون استفاده می‌شود. این پارامتر مطابق رابطه تعریف می‌گردد و مقادیر آن در بازه $[1, -1]$ متغیر است. مقادیر نزدیک کران بالا به معنای همبستگی خطی مستقیم دو پارامتر است. به عبارتی با افزایش یک پارامتر، پارامتر دیگر نیز افزایش می‌یابد. از سوی دیگر مقادیر نزدیک کران پایین نشانگر همبستگی خطی معکوس دو پارامتر می‌باشد. بدین صورت که با افزایش یک پارامتر، پارامتر دوم کاهش می‌یابد. مقادیر نزدیک صفر نیز بیانگر استقلال دو پارامتر از یکدیگر است.

مقدار ضریب همبستگی پیرسون محاسبه شده به کمک رابطه برای راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیستم برابر با $0/144$ می‌باشد که بیانگر همبستگی خطی ضعیف این دو پارامتر نسبت به یکدیگر است. از سوی دیگر شکل ۹ نشان‌دهنده ماتریس همبستگی مابین راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیکل است. مطابق این شکل نیز رابطه مستقیمی مابین این دو پارامتر مشاهده نمی‌شود و می‌توان دو پارامتر را مستقل خطی از یکدیگر دانست. بنابراین نمی‌توان این گونه ادعا کرد که هر عاملی که سبب بهبود راندمان استک پیل سوختی می‌شود، راندمان سیستم را نیز افزایش می‌دهد. این امر در قسمت نتایج مربوط به فشار و ارتفاع عملیاتی نیز اثبات گردید.

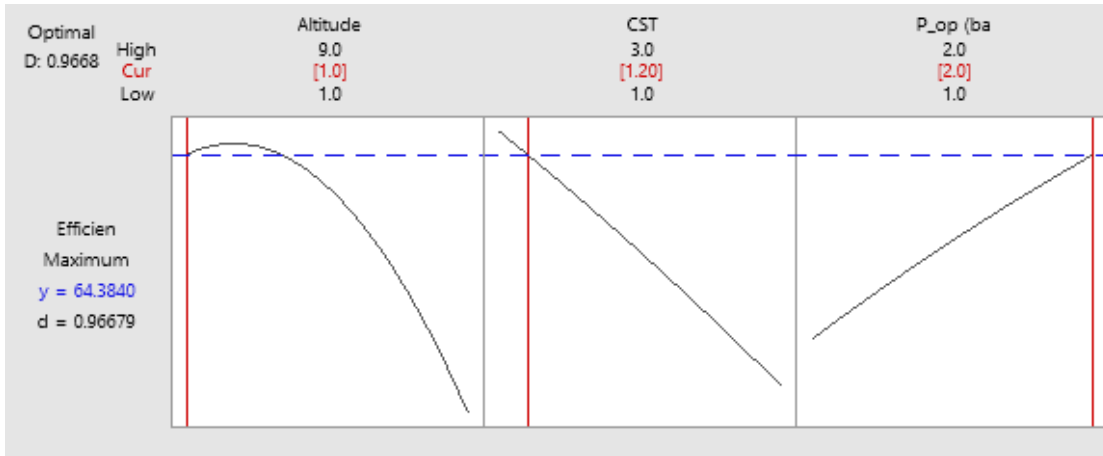
بررسی چگونگی تغییرات راندمان سیستم در شکل ۶دالی و بیانگر این موضوع است که با افزایش نرخ استوکیومتری کاتد به مقادیر کران متوسط ($=2$) و بالا ($=3$)، مجدداً مانند گذشته حداقل و حداکثر راندمان سیستم کاهش قابل توجهی می‌یابد. محاسبات انجام شده بیانگر این موضوع است که افزایش نرخ استوکیومتری کاتد از کران پایین ($=1$) به بالا ($=3$) سبب کاهش به ترتیب $17/1$ و $30/6$ درصدی حداکثر و حداقل راندمان سیستم می‌شود.

در ادامه به مطالعه تأثیر تغییرات نرخ استوکیومتری و فشار کاری بر راندمان سیستم در ارتفاع عملیاتی مختلف پرداخته می‌شود (شکل ۶دالی ط). مطابق انتظار، در هر ارتفاع عملیاتی افزایش استوکیومتری کاتد افت راندمان سیستم و افزایش فشار کاری سبب بهبود عملکرد آن می‌گردد. بنابراین در اینجا نیز توصیه می‌گردد که استوکیومتری کاتد در مقادیر کم و فشار کاری پیل سوختی در مقادیر بالا تنظیم گردد. با توجه به نمودار اثرات متقابل در شکل ۷، افزایش ارتفاع عملیاتی از کران پایین ($=1 \text{ km}$) به کران میانی ($=5 \text{ km}$) تأثیر چندانی بر راندمان سیستم ندارد اما با افزایش از کران میانی ارتفاع عملیاتی ($=5 \text{ km}$) به کران بالایی ($=9 \text{ km}$) راندمان سیستم به طرز قابل توجهی کاهش می‌یابد. محاسبات انجام شده بیانگر این موضوع است که افزایش ارتفاع عملیاتی از کران پایین ($=1 \text{ km}$) به بالا ($=9 \text{ km}$) سبب کاهش به ترتیب $16/5$ و $30/5$ درصدی حداکثر و حداقل راندمان سیستم می‌شود.

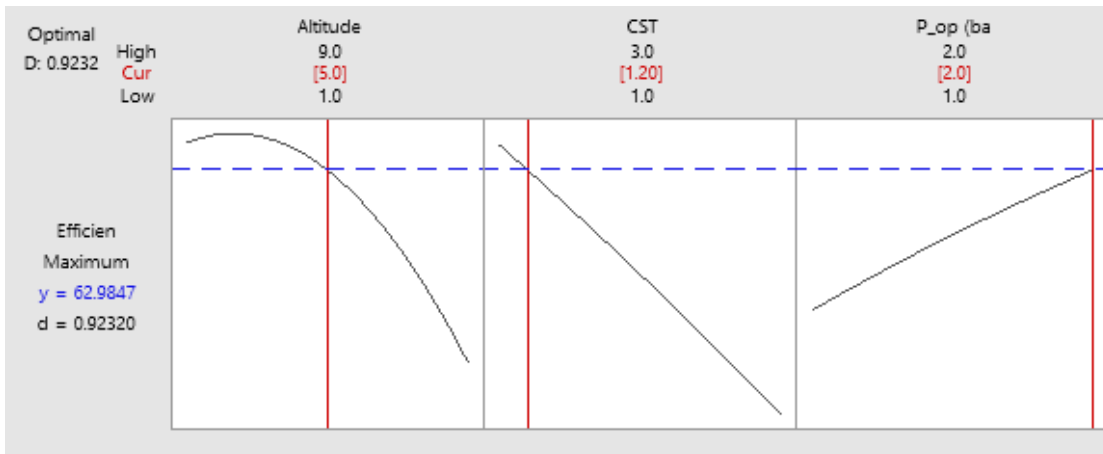
۵-۶- بهینه‌سازی عملکرد سیستم در ارتفاعات مختلف

در انتها، رابطه مرتبه دوم (جدول ۶) به دست آمده توسط روش طراحی آزمایش در ارتفاع عملیاتی مختلف بهینه‌سازی می‌گردد. بدین منظور پارامتر ارتفاع در سه محدوده کران پایین، متوسط و بالای تعریف شده در شکل ۸ ثابت می‌ماند. همچنین بدلیل امکان وقوع افت غلظتی در پیل سوختی غشای پلیمری، حداقل کران پایین برای نرخ استوکیومتری کاتد مقدار $1/2$ در نظر گرفته می‌شود و در هر حالت تابع رگرسیون مرتبه دوم بهینه می‌گردد.

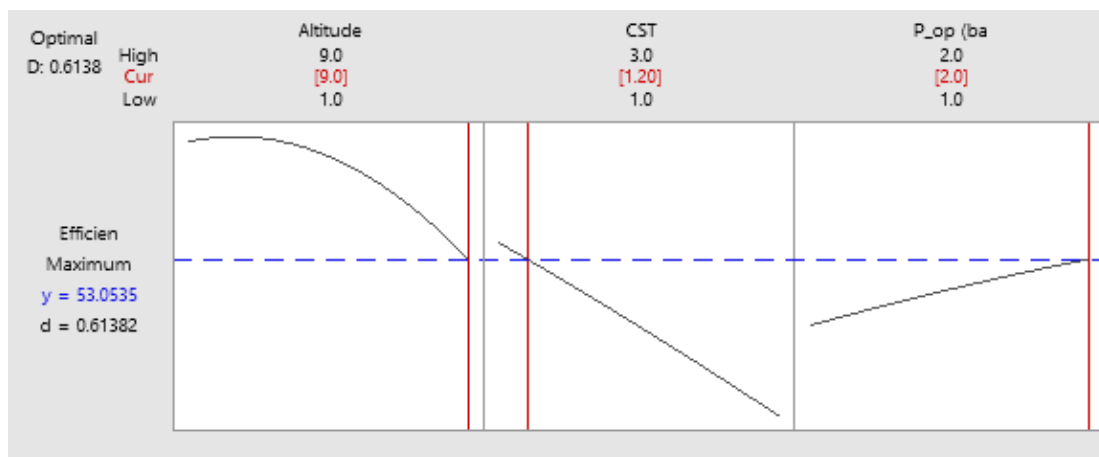
(الف)



(ب)

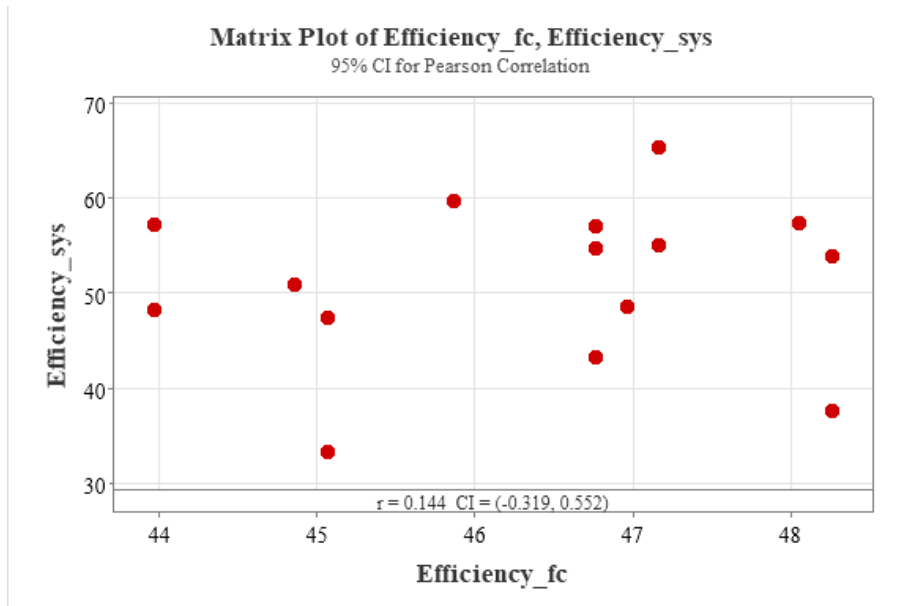


(ج)



شکل ۸. بهینه‌سازی تابع رگرسیون به ازای ارتفاع عملیاتی الف) ۱ کیلومتر، ب) ۵ کیلومتر و ج) ۹ کیلومتری

Fig. 8. Optimization of the regression function for operational altitude a) 1 km, b) 5 km, and c) 9 km



شکل ۹. نمودار آنالیز همبستگی راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیکل

Fig. 9. Correlation analysis diagram of fuel cell stack efficiency and cycle efficiency

۷- نتیجه گیری

را در پی دارد.

افزایش فشار کاری همواره سبب افزایش راندمان استک پیل سوختی و سیکل می‌شود. باید توجه داشت میزان اثرگذاری به‌ازای استوکیومتری بالای کاتد کاهش می‌یابد.

افزایش ارتفاع عملیاتی تأثیری بر راندمان پیل سوختی ندارد. علت این امر جبران افت فشار و دمای بوجود آمده در اثر ارتفاع عملیاتی بالا توسط مبدل‌های حرارتی و کمپرسور سیکل است. اما راندمان سیستم به‌طرز قابل توجهی کاهش می‌دهد.

در تمامی ارتفاع عملیاتی‌ها، بیشترین راندمان سیستم زمانی حاصل می‌شود که نرخ استوکیومتری کاتد در مقدار کمینه ($= 1/2$) و فشار کاری در کران بالا ($= 2 \text{ bar}$) قرار گیرند.

بر طبق آنالیز همبستگی پیرسون راندمان استک پیل سوختی و راندمان سیکل ترمودینامیکی استقلال خطی دارند.

در پژوهش حاضر به مطالعه تأثیر شرایط عملکردی مختلف بر راندمان یک پهپاد با سیستم پیش‌ران پیل سوختی غشای پلیمری با استفاده از روش طراحی آزمایش پرداخته شده‌است. نتایج به‌دست آمده به شرح زیر خلاصه می‌شود:

بر مبنای نتایج حاصل از چارت پارتو، استوکیومتری کاتد، فشار کاری و مقادیر مربعات آن‌ها را می‌توان به‌عنوان پارامترهای تأثیرگذار بر راندمان پیل سوختی در نظر گرفت و از اثرات ارتفاع عملیاتی صرف‌نظر نمود.

بر مبنای نتایج حاصل از چارت پارتو، استوکیومتری کاتد، فشار کاری و ارتفاع عملیاتی پارامترهای تأثیرگذار بر راندمان سیکل به‌شمار می‌آیند و می‌توان از اثر مربعات استوکیومتری کاتد و فشار عملکردی بر راندمان سیستم صرف‌نظر کرد.

با افزایش استوکیومتری کاتد راندمان پیل سوختی افزایش می‌یابد، اما بدلیل افزایش توان مصرفی کمپرسور، این امر کاهش راندمان کلی سیستم

۸- فهرست علائم

علائم یونانی	علائم انگلیسی
ضریب اصلاح ولتاژ ξ	A سطح فعال (m^2)
راندمان (%) η	$Altitude$ ارتفاع عملیاتی (km)
استوکیومتری λ	ARH رطوبت نسبی آند (%)
محتوای آب χ	AST استوکیومتری آند
چگالی (kgm^{-3}) ρ	C ضریب غلظت
بالانویس ها	
کانال ch	CRH رطوبت نسبی کاتد (%)
ورودی in	CST استوکیومتری کاتد
خروجی out	E انرژی (kJ)
اشباع sat	g_0 شتاب گرانش (ms^{-2})
زیرنویس ها	
آند a	h انتالیپی ($kJ kg^{-1}$)
فعالسازی act	HHV ارزش حرارتی بالا ($kJ kmol^{-1}$)
کاتد c	i چگالی جریان ($A cm^{-2}$)
کمپرسور $comp$	i_L چگالی جریان حدی ($A cm^{-2}$)
حجم کنترل CV	I جریان (A)
سلول پیل سوختی $cell$	\dot{m} دبی جرمی ($kg s^{-1}$)
غلظتی $conc$	N_{cell} تعداد سلول های استک پیل سوختی
فن f	L ضخامت غشا (cm)
پیل سوختی fc	P فشار (Pa)
مبدل حرارتی $H.E$	\dot{Q}_{CV} نرخ انتقال حرارت (kW)
هیدروژن H_2	\dot{Q}_f دبی حجمی هوا ($m^3 min^{-1}$)
آب H_2O	RD دانسیته نسبی
نیتروژن N_2	R_s ثابت جهانی گازها ($J mol^{-1} K^{-1}$)
مدار باز OCV	R_{Ω} مقاومت اهمی (Ω)
اهمیک Ohm	$R_{electrons}$ مقاومت الکترونی (Ω)
اکسیژن O_2	R_{ions} مقاومت یونی (Ω)
شبیه سازی sim	R_m مقاومت ویژه غشا (Ω)
سیستم sys	RH رطوبت نسبی
	T دما (K)
	V سرعت (ms^{-1})
	V_{act} افت فعالسازی (V)
	V_{conc} افت غلظتی (V)
	V_{OCV} ولتاژ مدار باز (V)
	V_{ohm} افت اهمیک (V)
	V_{Stack} ولتاژ استک (V)
	\dot{W} نرخ انجام کار (kW)
	x کسر مولی اجزا

منابع

- [1] M. Hasheminasab, M.J. Kermani, S.S. Nourazar, M.H. Khodsiani, A novel experimental based statistical study for water management in proton exchange membrane fuel cells, Applied energy, 264 (2020) 114713.
- [2] A. Haxhiu, R. Chan, S. Kanerva, J. Kyyrä, A system level approach to estimate maximum load steps that can be applied on a fuel cell powered marine DC system, Energy Reports, 7 (2021) 888-895.

- [12] M.H. Ahmadi, A. Mohammadi, F. Pourfayaz, M. Mehrpooya, M. Bidi, A. Valero, S. Uson, 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*, 34 (2016) 428-438.
- [13] R.F. Mann, J.C. Amphlett, M.A. Hooper, H.M. Jensen, B.A. Peppley, P.R. Roberge, Development and application of a generalised steady-state electrochemical model for a PEM fuel cell, *Journal of power sources*, 86(1-2) (2000) 173-180.
- [14] M. Miansari, K. Sedighi, M. Amidpour, E. Alizadeh, M. Miansari, Experimental and thermodynamic approach on proton exchange membrane fuel cell performance, *Journal of Power Sources*, 190(2) (2009) 356-361.
- [15] J.C. Amphlett, R.F. Mann, B.A. Peppley, P.R. Roberge, A. Rodrigues, A model predicting transient responses of proton exchange membrane fuel cells, *Journal of Power Sources*, 61(1) (1996) 183-188.
- [16] M. Mench, Performance characterization of fuel cell systems, *Fuel Cell Engines*, (2008) 121-190.
- [17] Y. Wang, C.-Y. Wang, Modeling polymer electrolyte fuel cells with large density and velocity changes, *Journal of the Electrochemical Society*, 152(2) (2005) A445.
- [18] T.E. Springer, T. Zawodzinski, S. Gottesfeld, Polymer electrolyte fuel cell model, *Journal of the electrochemical society*, 138(8) (1991) 2334.
- [19] P. Pathapati, X. Xue, J. Tang, A new dynamic model for predicting transient phenomena in a PEM fuel cell system, *Renewable energy*, 30(1) (2005) 1-22.
- [20] N. Donato, G. Neri, S.G. Leonardi, Z. Fusco, A. Tricoli, High Performance Flame-Made Ultraporous ZnO-Based QCM Sensor For Acetaldehyde, in: 2019 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC), 2019, pp. 1-5.
- [21] M. Rostami, M. Dehghan Manshadi, E. Afshari, Performance evaluation of two proton exchange membrane and alkaline fuel cells for use in UAVs by
- [3] H. Ye, G. Jin, W. Fei, N. Ghadimi, High step-up interleaved dc/dc converter with high efficiency, *Energy sources, Part A: recovery, utilization, and environmental effects*, (2020) 1-20.
- [4] C. Yang, S. Moon, Y. Kim, A fuel cell/battery hybrid power system for an unmanned aerial vehicle, *Journal of Mechanical Science and Technology*, 30 (2016) 2379-2385.
- [5] F. Librán-Embid, F. Klaus, T. Tschardtke, I. Grass, Unmanned aerial vehicles for biodiversity-friendly agricultural landscapes - A systematic review, *Science of The Total Environment*, 732 (2020) 139204.
- [6] T. Lei, Z. Yang, Z. Lin, X. Zhang, State of art on energy management strategy for hybrid-powered unmanned aerial vehicle, *Chinese Journal of Aeronautics*, 32(6) (2019) 1488-1503.
- [7] Ó. González-Espasandín, T.J. Leo, M.A. Raso, E. Navarro, Direct methanol fuel cell (DMFC) and H₂ proton exchange membrane fuel (PEMFC/H₂) cell performance under atmospheric flight conditions of Unmanned Aerial Vehicles, *Renewable energy*, 130 (2019) 762-773.
- [8] Z. Ji, J. Qin, K. Cheng, C. Dang, S. Zhang, P. Dong, Thermodynamic performance evaluation of a turbine-less jet engine integrated with solid oxide fuel cells for unmanned aerial vehicles, *Applied Thermal Engineering*, 160 (2019) 114093.
- [9] Z. Ji, J. Qin, K. Cheng, H. Liu, S. Zhang, P. Dong, Advanced exergy and graphical exergy analyses for solid oxide fuel cell turbine-less jet engines, *Journal of Power Sources*, 456 (2020) 227979.
- [10] P. Aguiar, D.J.L. Brett, N.P. Brandon, Solid oxide fuel cell/gas turbine hybrid system analysis for high-altitude long-endurance unmanned aerial vehicles, *International Journal of Hydrogen Energy*, 33(23) (2008) 7214-7223.
- [11] M. Rostami, M.D. Manshadi, A.H. Farajollahi, M. Marefati, Introducing and evaluation of a new propulsion system composed of solid oxide fuel cell and downstream cycles; usage in unmanned aerial vehicles, *International Journal of Hydrogen Energy*, 47(28) (2022) 13693-13709.

- Management, 176 (2018) 349-356.
- [25] M. Hasheminasab, M.J. Kermani, S.S. Nourazar, M. Khodsiani, Experimental Investigation of the Influence of Polymer Electrolyte Membrane Fuel Cells Operating Conditions on Its Performance and Water Management, *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, 52(11) (2019) 3257-3274.
- [26] Chapter 12 Response surface methods, in: R. Carlson, J.E. Carlson (Eds.) *Data Handling in Science and Technology*, Elsevier, 2005, pp. 243-319.
- [27] E. Alizadeh, M. Khorshidian, S.H. Masrori Saadat, S.M. Rahgoshay, M. Rahimi-Esbo, Experimental study on a 1000W dead-end H₂/O₂ PEM fuel cell stack with cascade type for improving fuel utilization, *Iranian Journal of Hydrogen & Fuel Cell*, 3(3) (2017) 183-197.
- investigating the effect of operating altitude, *International Journal of Energy Research*, 46(2) (2022) 1481-1496.
- [22] S. Toghyani, S.A. Atyabi, X. Gao, Enhancing the specific power of a pem fuel cell powered uav with a novel bean-shaped flow field, *Energies*, 14(9) (2021) 2494.
- [23] F. Picard, D. Averous, X. Joulia, D. Barreteau, ProSEC: Modelling and Simulation in 3D of Brazed Aluminium Core-in-Drum Plate-Fin Heat Exchangers, in: R.M. de Brito Alves, C.A.O. do Nascimento, E.C. Biscaia (Eds.) *Computer Aided Chemical Engineering*, Elsevier, 2009, pp. 261-266.
- [24] T.H. Oh, Conceptual design of small unmanned aerial vehicle with proton exchange membrane fuel cell system for long endurance mission, *Energy Conversion and*

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

A.H. Farajollahia, M. Rostamia, M. Hasheminasabb, M. Laka and F. Shojaiana, *Numerical investigation of the influence of operating conditions on the performance of PEMFC powered Unmanned Aerial Vehicle (UAV): a statistical approach*, *Amirkabir J. Mech Eng.*, 55(3) (2023) 407-430.

DOI: 10.22060/mej.2023.21358.7437

