



تحلیل ترمودینامیکی موتور پرخوران ملخی مجهز به پیل سوختی اکسید جامد

جاماسب پیرکندی^{۱*}، مصطفی محمودی^۲، پوریا کرمی^۳

^۱ دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، jpirkandi@mut.ac.ir

^۲ دانشیار، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، mostafamahmoodi@engineer.com

^۳ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، تهران، ایران، pouria.k777@gmail.com

* نویسنده مسئول

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت: ۱۰ آذر ۱۳۹۹

پذیرش: ۱۳ دی ۱۳۹۹

کلیدواژه‌ها:

پرخوران ملخی

سامانه دورگه

پیل سوختی اکسید جامد

انرژی برقی

چکیده

در تحقیق حاضر یک چرخه ترکیبی جدید متشکل از موتور پرخوران ملخی مجهز شده با پیل سوختی اکسید جامد تحلیل و بررسی شده است. در این پیکربندی بعد از ورودی هوا به ترتیب، تنجار هوا، پیل سوختی اکسید جامد، محفظه احتراق، پرخوران پرفشار، پرخوران آزاد و خروجی در نظر گرفته شده است. در این مطالعه عملکرد چرخه در دمای مختلف ورودی پرخوران بررسی شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که ادغام پیل سوختی اکسید جامد با موتور پرخوران ملخی منجر به بهبود کارایی این موتور خواهد شد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که افزودن پیل سوختی اکسید جامد به موتور پرخوران ملخی باعث افزایش بازده کل سامانه از ۲۰ درصد در موتور پرخوران ملخی به ۲۶ درصد در چرخه ترکیبی خواهد شد. همچنین نتایج و نمودارهای بدست آمده نشان می‌دهد که چرخه ترکیبی تا حدودی نیروی پیشران بیشتری را نسبت به موتور پرخوران ملخی واقعی تولید کرده و همچنین ۵۰ کیلووات در ساعت انرژی برق هواپیما را تأمین می‌کند.



تمامی حقوق برای انجمن علمی موتور ایران محفوظ است.

۱- مقدمه

در بخش هوانوردی، آمارهای حیاتی بیان می‌کنند که در سراسر دنیا ترابری مسافربری سالانه ۵٫۱ درصد رشد می‌کند. گستردگی سرزمین، پراکندگی مراکز جمعیتی، مشکلات دسترسی خطوط حمل‌ونقل زمینی و دریایی، از جمله عواملی هستند که موجب شده‌اند جابه‌جایی هوایی مسافر و کالا در ایران به عنوان یکی از سریعترین، ایمن‌ترین و مناسب‌ترین شکل حمل‌ونقل شناخته شده و مورد توجه قرار گیرد. افزایش روز افزون جمعیت و بالا رفتن تقاضای سفر در کشور، موجب رشد مصرف سوخت در بخش‌های مختلف حمل‌ونقل از جمله بخش هوایی شده است.

موتورهای پرخوران ملخی^۱ با توجه به ویژگی‌های مطلوبی مانند مصرف سوخت کم و هزینه تعمیر و نگهداری مناسب، نسبت به موتورهای جت پرخورانی دیگر در اولویت قرار دارند. از سوی دیگر بازده و عملکرد مطلوب آنها در ارتفاعات پروازی متوسط و سرعت‌های کُند سبب شده است تا این موتورها برای هواپیماهای مسافربری منطقه‌ای و هواپیماهای باربری نظامی گزینه بسیار مطلوبی باشند.

فن‌آوری پیل‌سوختی که در آن، هیدروژن طی یک سری واکنش‌های الکتروشیمیایی با اکسیژن، توان برقی و حرارت تولید می‌کند، یکی از بهترین گزینه‌های تولید انرژی محسوب می‌شود. پیل‌های سوختی به دلیل بازده بالا، عدم انتشار آلاینده‌های زیست محیطی، چگالی توان بالا، عدم وجود قطعات متحرک و عدم ایجاد ارتعاش و صدا، تجهیزات مطلوبی برای تولید انرژی به حساب می‌آیند. ابعاد استفاده از پیل‌های سوختی بسیار گسترده است، به عنوان مثال از آنها در زیردریایی‌ها، سفینه‌های فضایی، کشتی‌ها، هواپیماها و ... استفاده می‌شود. از طرفی با پیشرفت روزافزون علم هوافضا و پیشرفت در همه زمینه‌ها از جمله سامانه‌های ناوبری و سامانه‌های تهویه مطبوع با گذر زمان هواپیماهای جدید، انرژی برقی بیشتری نسبت به نسل‌های قبل خود مصرف می‌کنند به گونه‌ای که هواپیمایی مانند A380 به ۷۵ کیلووات در ساعت انرژی برقی برای سامانه‌های خود نیاز دارد [۱].

بولکرا و همکاران در سال ۲۰۱۰ در تحقیقی یک موتور پرخوران ملخی را به کمک روش وراثت بهینه‌سازی کردند. در این بهینه‌سازی که با دو هدف انجام شده بود، مصرف سوخت ویژه به حداقل رسیده و قدرت ویژه با محدود کردن دمای گازهای خروجی از محفظه پرخوران به حداکثر رسیده بود [۲].

در سال ۲۰۱۰ رابرتو و همکاران در دانشگاه میلان ایتالیا در تحقیقی یک موتور پرخوران ملخی حاوی خنک‌کن میانی و بازیاب حرارتی را تحلیل نمودند. در این تحقیق سعی شده بود به کمک معادلات ترمودینامیکی بازده موتور پرخوران ملخی با خنک‌کن میانی و بازیاب حرارتی محاسبه

شده و تأثیر این دو در مصرف سوخت و سایر متغیرهای ترمودینامیکی بررسی شود [۳].

در سال ۲۰۱۲ هاکان و همکاران در تحقیقی یک موتور پرخوران ملخی CT7 رو از دیدگاه اقتصادی و انرژی تحلیل کردند. این موتور دارای یک پرخوران قدرت بود که برای یک هواپیمای حمل‌ونقل با برد متوسط استفاده می‌شود [۴].

اوزگور بالی و همکاران در سال ۲۰۱۳ در تحقیقی تحت عنوان تحلیل انرژی و انرژی موتور پرخوران ملخی T56 شرکت رولزرویس را در دانشگاه یاشار ترکیه منتشر کردند. در این تحقیق ابتدا چرخه ترمودینامیکی موتور پرخوران ملخی ارزیابی و سپس تحلیل انرژی و انرژی آن در بارهای کاری متفاوت (۷۵ و ۱۰۰ درصد توان موتور) برای اجزای مختلف موتور بررسی شده است. نتایج نشان می‌داد که حداکثر تخریب انرژی در محفظه احتراق رخ داده است. در نهایت عملکرد بهینه این موتور از نظر انرژی، انرژی و مصرف سوخت بررسی شده است [۵].

در سال ۲۰۱۳ آنتونیو و همکاران در تحقیقی مشخصات ترمودینامیکی یک موتور پرخوران ملخی با مبدل حرارتی برای پرنده‌های هدایت پذیر از راه دور ارائه دادند که در آن با توجه به مداومت پروازی بالای پهپادهای نظامی و لزوم کاهش مصرف سوخت در آن‌ها یک موتور پرخوران ملخی با قدرتی کمتر از ۹۰۰ کیلووات و مجهز به خنک‌کن میانی و بازیاب گرمائی تحلیل شده بود. در این تحقیق به کمک روش عددی رفتار ترمودینامیکی موتور پرخوران ملخی شبیه‌سازی شده و در آن بازده حرارتی، مصرف سوخت و توان خروجی موتور بررسی شده بود [۶].

در سال ۲۰۱۴ کاراکوک و همکاران تحقیقی را تحت عنوان تحلیل بازده احتراق و متغیرهای کلیدی خروجی موتور پرخوران ملخی در بارهای کاری مختلف منتشر کردند که در آن بازده احتراق یک موتور پرخوران ملخی نظامی T56 در بارهای کاری مختلف با اطلاعات خروجی موتور بررسی شده بود. این داده‌های خروجی از روش تجربی و در بارهای کاری مختلف موتور بدست آمده و از آنها برای محاسبه متغیرهایی مانند انرژی و توان خروجی موتور استفاده شده بود. علاوه بر آن، رابطه بین متغیرهای انتخاب شده در این مطالعه بررسی شده و بازده احتراق موتور بین ۹۷٫۸ تا ۹۹٫۹ درصد محاسبه شده بود که این مقدار در موتورهای پرخوران ملخی هواپیماهای پیشرفته صادق است [۷].

در سال ۲۰۱۵ توران و همکاران تحقیقی را تحت عنوان شبیه‌سازی دینامیکی بازده انرژی یک موتور پرخوران ملخی با استفاده از روش وراثت ارائه دادند که در آن از روش وراثت برای محاسبه مقدار بهینه متغیرهای اولیه طراحی استفاده شده است تا به کمک آن زمان اتلاف شده در طراحی به حداقل برسد. در این مطالعه، با استفاده از روش وراثت

¹ Turboprop

مختلف موتور و همچنین عملکرد پیل سوختی در دماهای مختلف ورودی به پرخوران ارزیابی شده بود [۱۲].

در سال ۲۰۱۸ کریستینا و همکاران تحقیقی تحت عنوان شبیه‌سازی و بررسی ترکیب یک موتور پرخوران ملخی و سامانه پیش‌رانه‌ی برقی ارائه دادند که در آن یک پیش‌رانه دورگه که ترکیبی از موتور پرخوران گاز و برقی است به منظور صرفه‌جویی در سوخت، آلودگی کمتر و کاهش آلودگی صوتی ارزیابی شده بود. در این مقاله به کمک یک برنامه صفر بعدی عددی یک پرخوران گاز کوچک ترکیب شده با موتور برقی شبیه‌سازی شده و مصرف سوخت و آلودگی‌های موتور بررسی شده بود. یک روش نیز برای محاسبه وزن انباره‌های مورد نیاز نیز انجام شده بود [۱۳].

در سال ۲۰۱۹ نیز توران و همکاران تحقیقی تحت عنوان تجزیه و تحلیل دینامیکی اگزرژی - محیط یک موتور پرخوران ملخی در گشتاورهای مختلف موتور انجام دادند که در آن سعی شده است تا با بهینه‌سازی ترمودینامیکی موتور پرخوران ملخی در گشتاورهای مختلف موتور، آلاینده‌گی آن بررسی شود. همچنین نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که بیشترین اگزرژی و تأثیرات زیست محیطی در محفظه احتراق و کمترین آن در پرخوران قدرت اتفاق می‌افتد [۱۴].

در سال ۲۰۲۰ علی دینک و همکاران تحقیقی را با نام تحلیل یک موتور پرخوران ملخی سه محوره در طول پرواز یک هواپیمای باربری ارائه دادند که در آن یک موتور پرخوران ملخی سه محوره در طول پرواز کامل از نظر اگزرژی تحلیل شده است. در این مقاله متغیرهای عملکردی یک موتور پرخوران ملخی در طول پرواز با کمک یک برنامه اصلی شبیه‌سازی شده بود و سپس تجزیه و تحلیل داده‌های اگزرژی برای هر یک از اجزا موتور صورت گرفته است و نتایج آن ارائه شده است [۱۵].

در تحقیق حاضر یک چرخه ترکیبی جدید متشکل از موتور پرخوران ملخی مجهز شده با پیل سوختی اکسید جامد تحلیل و بررسی شده است. در این مطالعه عملکرد چرخه در دمای مختلف ورودی گردا بررسی شده است.

۲- معرفی سامانه پیشنهادی

برای بررسی روابط حاکم بر یک سامانه در ابتدا نیاز است تا چرخه مربوط به آن معرفی گردد. در این قسمت یک سامانه ترکیبی موتور پرخوران ملخی و پیل سوختی اکسید جامد به عنوان چرخه پیشنهادی معرفی شده است. طرح این سامانه در شکل (۱) نشان داده شده است. این سامانه ترکیبی شامل ورودی هوا، تنجار هوا، یدک پیل سوختی اکسید جامد، محفظه احتراق، پرخوران کم‌فشار و پرخوران پرفشار است. سوخت بکار رفته در پیل سوختی CH_4 با ترکیب ۹۷ درصد متان، ۱٫۵ درصد دی اکسید کربن، و ۱٫۵ درصد نیتروژن و سوخت موتور نیز سوخت جت A1

(شبکه عصبی) یک شبیه‌سازی کامل از اجزای موتور پرخوران ملخی انجام شده است [۸].

در سال ۲۰۱۶ حکمت و همکاران در دانشگاه آنادولو ترکیه تحقیقی را تحت عنوان ارزیابی عملکرد ترمودینامیکی و پایداری اگزرژی موتور پرخوران ملخی با استفاده از مخلوط سوخت نفت سفید و متانول منتشر کردند که در آن با استفاده از قوانین اول و دوم ترمودینامیک و شبیه‌سازی ریاضی موتور عملکرد پایداری موتور پرخوران ملخی با استفاده از مخلوطی از سوخت جایگزین (متانول CH_3OH) و سوخت معمولی (نفت سفید $C_{12}H_{26}$) تحلیل شده است. نتایج نشان داد که با ثابت نگه داشتن شار هوای ورودی با افزایش سوخت جایگزین، نسبت هوا به سوخت کاهش می‌یابد و از آنجایی که ارزش سوختی متانول کمتر از نفت سفید است به منظور حفظ قدرت مصرف سوخت به صورت چشم‌گیری افزایش یافته است و هم‌منظور استفاده از متانول باعث افزایش مقدار تخریب اگزرژی شده است [۹].

در سال ۲۰۱۶ توران و همکاران از دانشگاه آنادولو ترکیه تحقیقی را تحت عنوان تحلیل اگزرژی موتور پرخوران ملخی PW120A برای ارزیابی عملکرد ارائه دادند که در آن با استفاده از قوانین اول و دوم ترمودینامیک متغیرهای عملکردی موتور، تحت شرایط سطح قدرت خروجی صفر تا صد بررسی می‌شود و مقدار انرژی و اگزرژی، مقدار تخریب اگزرژی، مقدار مصرف سوخت و بازده موتور با استفاده از تحلیل جز به جز اجزای موتور ارزیابی شده است [۱۰].

در سال ۲۰۱۷ بالی و همکاران تحقیقی را تحت عنوان تجزیه و تحلیل پیشرفته موتور پرخوران ملخی هواپیما از نخستین مرکز تأمین و نگهداری هوایی توراف ارائه دادند، که در آن تجزیه و تحلیل معمولی و پیشرفته یک موتور پرخوران ملخی هواپیما انجام شده است. در این چارچوب، متغیرهای اصلی اگزرژی اجزای موتور در حالی معرفی می‌شوند که مقدار تخریب اگزرژی در اجزای موتور به قطعات درون، بیرون و اجتناب‌پذیر، اجتناب‌ناپذیر تقسیم شده است. در نتیجه این مطالعه مقادیر بازده اگزرژی موتور در حالت واقعی ۱۶٫۶۳ تعیین شده است. همچنین در این تحقیق بیان می‌شود که ۸۶ درصد اتلاف اگزرژی درون‌زا است و بیشترین تخریب‌ها مربوط به محفظه احتراق، پرخوران و تنجار است [۱۱].

چودهای و همکاران در سال ۲۰۱۸ تحقیقی را تحت عنوان الگوی ترمودینامیک موتور پرخوران ملخی مجهز به پیل سوختی اکسید جامد ارائه دادند که هدف آنها از این مطالعه تمرکز بر روی بررسی ترمودینامیکی موتور پرخوران ملخی مجهز به خنک کن میانی، بازیاب حرارتی و پیل سوختی اکسید جامد (SOFC) است. اتلافات ترمودینامیکی برای هر جز از سامانه دورگه توسط بررسی‌های انرژی و اگزرژی در قدرت‌های

۳-۳- شبیه سازی 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 (۶) تعریف می شود.

$$E = E^{\circ} + \frac{R_u T}{n_e F} \ln \left(\frac{P_{H_2} P_{O_2}^{\frac{1}{2}}}{P_{H_2O}} \right) \quad (6)$$

برای محاسبه ولتاژ واقعی پیل باید افت های پیل که شامل افت ولتاژ ناحیه فعال سازی (V_{act})، افت ولتاژ ناحیه مقاومتی (V_{ohm})، و افت ولتاژ ناحیه غلظت (V_{conc})، اند، محاسبه شود و پس از آن با استفاده از معادله (۷) مقدار ولتاژ واقعی آن (V_{cell})، محاسبه شود.

$$V_{cell} = E - (V_{act} + V_{ohm} + V_{conc}) \quad (7)$$

پس از محاسبه افت ولتاژهای اشاره شده، مقدار ولتاژ واقعی تک خانه پیل سوختی طبق معادله (۷) بدست خواهد آمد. مقدار جریان و توان هر خانه نیز طبق روابط (۸) و (۹) محاسبه می شود.

$$I_{cell} = iA_{cell} \quad (8)$$

$$Power_{DC-cell} = I_{cell} V_{cell} \quad (9)$$

سپس با مشخص شدن مقدار جریان و توان هر خانه و همچنین با محاسبه مقدار نرخ مولی پیشرفت واکنش کلی پیل، می توان با استفاده از معادلات (۱۰-۱۲) مقادیر جریان و توان کلی در پیل سوختی محاسبه می شود. در این روابط η_{inv} ضریب تبدیل جریان مستقیم به متناوب است.

$$I_{total} = 2Fz \quad (10)$$

$$Power_{DC-total} = I_{total} V_{cell} \quad (11)$$

$$Power_{AC-total} = Power_{DC-total} \eta_{inv} \quad (12)$$

با توجه به تعادل جریان ورودی و خروجی از سامانه مطابق با معادله (۱۳) می توان جریان خروجی از پیل سوختی را مطابق با معادله (۱۴) بیان کرد. که U_f ضریب تجزیه سوخت است.

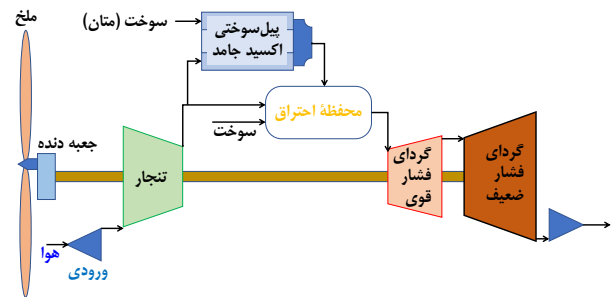
$$\sum_{in} mass\ flows = \sum_{out} mass\ flows \quad (13)$$

$$\dot{m}_5 = \dot{m}_3 + \dot{m}_{fuel,FC} U_f + \dot{m}_{fuel,FC} (1 - U_f) \quad (14)$$

۳-۴- محفظه احتراق

پس از ورود هوای فشرده شده تنجار به داخل محفظه احتراق با سوخت ترکیب شده و احتراق صورت می گیرد. همچنین محصولات حاصل از واکنش های شیمیایی داخل پیل سوختی وارد محفظه احتراق شده تا سوختی که در داخل پیل سوختی وارد واکنش نشده است نیز در این بخش مصرف شود. با نوشتن معادله بقای انرژی و با در نظر گرفتن راندامان

است. همچنین ترکیب هوای بکار رفته نیز متشکل از ۲۱ درصد اکسیژن و ۷۹ درصد نیتروژن در نظر گرفته شده است.



شکل ۱: چرخه پیشنهادی موتور پرخوران ملخی - پیل سوختی اکسید جامد

۳- معادلات حاکم

با توجه به شکل (۱) روابط ترمودینامیکی حاکم بر اجزای چرخه پیشنهادی بترتیب بررسی شده است.

۳-۱- ورودی هوا

هوای محیط در یک فشار و دمای معین (T_a, P_a) و ماخ پروازی (Ma) وارد ورودی هوا می شود. برای ورودی هوا یک بازده بی دررو در نظر گرفته شده که با η_d نشان داده شده است.

$$T_1 = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (1)$$

$$P_1 = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (2)$$

۳-۲- تنجار

پس از عبور هوا از ورودی هوای موتور، هوا با فشار و دمای خروجی از ورودی موتور (P_1, T_1) وارد تنجار شده و پس از تراکم در فشار و دمای بالاتر (P_2, T_2)، از آن خارج می شود. با فرض بی دررو بودن فرآیند تراکم و با مشخص بودن نسبت فشار تنجار ($r_{p,comp}$) و بازده آن ($\eta_{is,comp}$) و همچنین نسبت گرمای ویژه هوا می توان دما و فشار گازهای خروجی از تنجار و همینطور کار مخصوص مورد نیاز آن (\dot{W}_c) را با استفاده از معادلات (۳-۵) محاسبه نمود [۱۶].

$$\eta_{is,comp} = \frac{W_{comp,S}}{W_{comp}} = \frac{T_{2S} - T_1}{T_2 - T_1} \quad (3)$$

$$\frac{T_{2S}}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (4)$$

$$\dot{W}_{comp} = \dot{m}_{in} C_p (T_2 - T_1) \quad (5)$$

۳-۶- پرخوران آزاد

در این بخش نیز همانند بخش قبل با توجه به تعریف بازده بی‌دررو پرخوران دمای جریان خروجی از پرخوران آزاد (T_7)، از طریق معادله (۲۵) محاسبه می‌شود.

$$\eta_{FT} = \frac{W_{FTa}}{W_{FTs}} = \frac{h_7 - h_8}{h_7 - h_{8s}} \quad (25)$$

همچنین دمای آرمانی جریان خروجی از پرخوران از معادله (۲۶) بدست می‌آید:

$$T_{8s} = T_7 \left(\frac{T_8}{T_7} \right)^{\frac{\gamma_h - 1}{\gamma_h}} \quad (26)$$

با محاسبه مقدار آنتالپی وارد شده به پرخوران آزاد، آنتالپی موجود در پرخوران آزاد و افشانه محاسبه می‌شود.

$$\Delta h = C_{p_t} T_7 \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_8} \right)^{\frac{(\gamma_h - 1)}{\gamma_h}} \right] \quad (27)$$

به منظور دستیابی به بیشترین مقدار نیروی پیشران، مقدار بهینه کسری از افت آنتالپی که در پرخوران آزاد و افشانه اتفاق می‌افتد محاسبه می‌شود.

$$\alpha_{opt} = 1 - \frac{U^2}{2\Delta h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{mt}^2 \eta_t^2} \right) \quad (28)$$

سپس با توجه به مقدار افت آنتالپی در پرخوران و افشانه مقدار آنتالپی موجود در آنها محاسبه شده است.

$$\Delta h_{FT} = \Delta h \alpha_{opt} \quad (29)$$

از طرفی با توجه به این نکته که شار خروجی از پرخوران پرفشار با شار خروجی از پرخوران آزاد برابر است می‌توان مقدار کار مخصوص تولید شده را با استفاده از معادله (۳۰) محاسبه نمود.

$$W_{FT} = \dot{m}_6 \Delta h_{FT} \quad (30)$$

۳-۷- افشانه

پس از محاسبه مقدار افت آنتالپی در پرخوران کم‌فشار، آنتالپی ورودی به افشانه به کمک معادله (۳۱) قابل محاسبه است.

$$\Delta h_N = \Delta h (1 - \alpha_{opt}) \quad (31)$$

با دانستن مقدار آنتالپی ورودی به افشانه سرعت گازهای خروجی از افشانه به کمک معادله (۳۲) محاسبه می‌شود.

$$U_6 = U_e = \sqrt{2 \Delta h_N \eta_n} \quad (32)$$

محفظه احتراق، می‌توان طبق روابط (۱۵) تا (۱۸) مقدار شار، آنتالپی، دما خروجی از محفظه احتراق و همچنین اتلاف انرژی در محفظه را محاسبه نمود [۱۶].

$$(\dot{m}_4 + \dot{m}_{fuel,FC} U_f) + \dot{m}_{fuel,FC} (1 - U_f) + \dot{m}_{fuel,comb} + \dot{m}_3 = \dot{m}_6 \quad (15)$$

$$(\dot{m}_4 + \dot{m}_{fuel,FC} U_f) h_4 + (\dot{m}_3 h_3) + \dot{Q}_{comb} - \dot{m}_6 h_6 - \dot{Q}_{Loss} = 0 \quad (16)$$

$$\dot{Q}_{comb} = (\dot{m}_{fuel,FC} (1 - U_f) \times LHV_{CH_4}) + (\dot{m}_{fuel,comb} \times LHV_{fuel}) \quad (17)$$

$$\dot{Q}_{Loss} = [\dot{m}_{fuel,FC} (1 - U_f) (1 - \eta_{Comb}) LHV_{CH_4}] + [\dot{m}_{fuel,comb} (1 - \eta_{Comb}) LHV_{fuel}] \quad (18)$$

حال با استفاد از روابط حاکم بر محفظه احتراق و با کمک داده‌های حاصل از روابط فوق، بیشترین دمای ورودی به پرخوران محاسبه می‌شود و فشار خروجی از محفظه احتراق نیز از معادله (۲۰) محاسبه می‌شود.

$$T_{06} = TIT \quad (19)$$

$$P_{06} = (1 - \Delta P_{CC}) P_{02} \quad (20)$$

که ΔP_{CC} افت فشار موجود در محفظه احتراق است. نسبت سوخت به هوا (f) نیز با استفاده از معادله (۲۱) محاسبه می‌شود.

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{c_p T_{06} - c_p T_{02}}{\eta_{Comb} \times LHV - c_p T_{06}} \quad (21)$$

۳-۵- پرخوران پرفشار

کار مورد نیاز تنجار توسط گردای فشار قوی تأمین می‌گردد. بنابراین می‌توان نوشت که کار خروجی از گردای فشار قوی با کار مصرفی تنجار برابر است.

$$W_{HPT} = \dot{W}_C \quad (22)$$

با آگاهی از دمای ورودی به گردا (TIT) می‌توان دمای خروجی از گردا (T_7) را محاسبه نمود. علاوه بر آن با توجه به تعریف بازده بی‌دررو پرخوران می‌توان دمای آرمانی سیال خروجی از پرخوران T_{7s} و فشار خروجی از آن (P_7) را محاسبه نمود [۱۶].

$$\eta_{HPT} = \frac{W_{HPTa}}{W_{HPTs}} = \frac{h_6 - h_7}{h_6 - h_{7s}} \quad (23)$$

$$P_7 = P_6 \left(\frac{T_{7s}}{T_6} \right)^{\frac{\gamma_h}{\gamma_h - 1}} \quad (24)$$

۳-۸- محاسبات نیروی پیشران

با توجه به معادلات (۲۹) و (۳۲) مقدار نیروی پیشران مخصوص تولید شده توسط ملخ و افشانه موتور پرخوران ملخی با معادلات (۳۳-۳۴) قابل محاسبه است [۱۷].

$$\frac{T_{prop}}{\dot{m}_a} = \frac{\eta_m \eta_{prop} \eta_g W_{FT}}{U_a} \quad (33)$$

$$\frac{T_N}{\dot{m}_a} = (1 + f) U_6 - U_a \quad (34)$$

در نتیجه مقدار نیروی پیشران کل برابر خواهد بود با:

$$T_{Total} = T_{prop} + T_N \quad (35)$$

۳-۹- بازده سامانه

بازده حرارتی برای موتور پرخوران ملخی مجهز به پیل سوختی به صورت نسبت مقدار توان تولید شده به مقدار مصرف انرژی تعریف می‌شود که از معادله (۳۶) محاسبه می‌شود. همچنین بازده پیشران برابر است با مقدار نیروی پیشران تولید شده به توان تولید شده که به کمک معادله (۳۷) قابل محاسبه است. در انتها نیز بازده کل برابر است با حاصل ضرب بازده حرارتی در بازده پیشران که می‌توان مقدار آن را از معادله (۳۸) محاسبه نمود [۱۷].

$$\eta_T = \frac{W_{net}}{\dot{Q}_{total}} \quad (36)$$

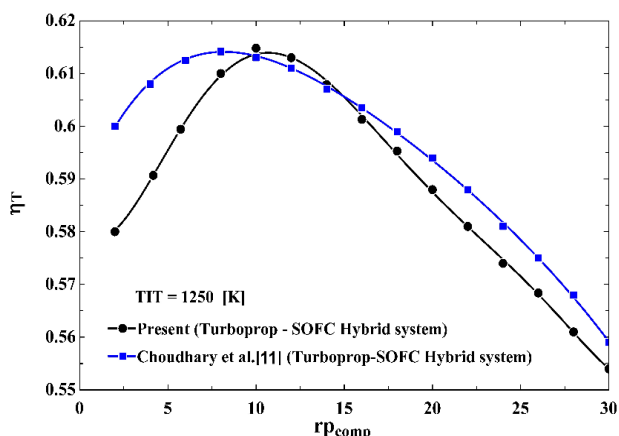
$$\eta_P = \frac{T_{total} U}{\dot{W}_{FC,ac} + \dot{W}_{FT}} \quad (37)$$

$$\eta_O = \frac{T_{total} U}{\dot{m}_{fuel,FC} U_f LHV + \dot{Q}_{Comb}} \quad (38)$$

برنامه نویسی چرخه پیشنهادی به کمک نرم افزار EES صورت گرفته است. اصول کار در EES به این نحو است که ابتدا مسأله مورد نظر تحلیل و معادلات لازم استخراج می‌شوند. سپس باید معادلات استخراج شده را به زبان EES تبدیل نمود. پس از آن در بخش فهرست متغیرها و واحدهای احتمالی آن‌ها را مرتب نمود. در صورتی که اقدامات اولیه به شکلی صحیح صورت گیرد و مسأله از نظر ریاضی قابل حل باشد می‌توان یک بار برنامه را اجرا کرد. اگر برنامه در حین اجرا مسائل پیچیده به مشکل برخورد کند باید مقادیری برای برخی متغیرها حدس زد و مسئله را به روش سعی و خطا حل نمود [۱۸].

۴- اعتبار سنجی

برای اعتبار سنجی برنامه تهیه شده، لازم است یک نمونه معین نتایج حاصل از برنامه با نتایج آزمایشگاهی موجود مقایسه گردد. با توجه به عدم وجود نتایج آزمایشگاهی پیکربندی موتور پرخوران ملخی-پیل سوختی اکسید جامد، برنامه تهیه شده با نتایج حاصل از شبیه‌سازی انجام شده توسط چودهاری و همکاران [۱۲]، که در ابتدا توضیح داده شد اعتبارسنجی شده است. همانطور که در نمودار شکل (۲) نشان داده شده است نتایج بدست آمده بسیار به هم نزدیک اند.



شکل ۲: تغییرات بازده حرارتی نسبت به نسبت فشار تنجار در طرح چودهاری و مطالعه حاضر

۵- نتایج

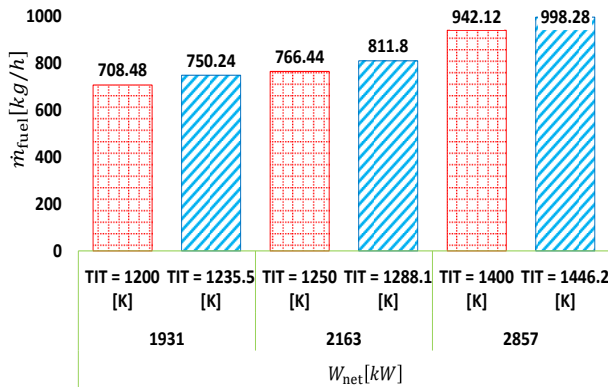
شبیه‌سازی سامانه پیشنهادی در شرایط پروازی با ارتفاع پرواز ۷۵۰۰ متر تحلیل شده است و نتایج حاصل از تحلیل‌های انجام شده در موتور پرخوران ملخی واقعی مقایسه شده است.

در تمام تحلیل‌ها فشار تنجار از ۲ الی ۳۰ در نظر گرفته شده است. شار هوای ورودی ثابت و برابر است با ۹٫۵ کیلوگرم بر ثانیه که توسط شرکت سازنده موتور اعلام شده است.

شار سوخت ورودی به پیل سوختی بر اساس شرایط همگرایی، محاسبه دمای پیل سوختی محاسبه شده است و شار سوخت ورودی به محفظه احتراق نیز با توجه به دمای ورودی به پرخوران در نظر گرفته شده است. به گونه‌ای که دمای ورودی به پرخوران از محدودیت‌های طراحی فراتر نرود.

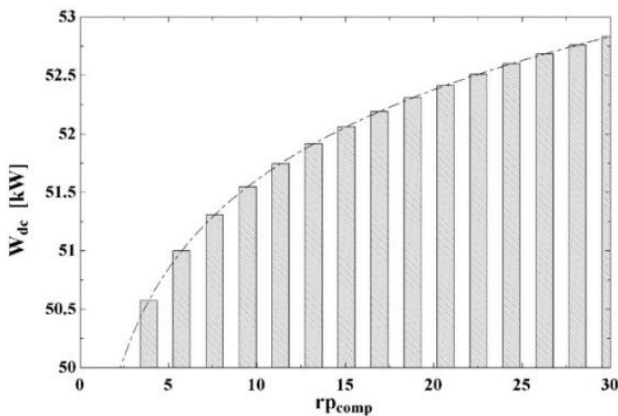
در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی انجام شده ارائه گردیده است. در ابتدا نمودار نیروی پیشران مخصوص تولید شده در سامانه پیشنهادی و نیروی پیشران تولید شده در چرخه موتور پرخوران ملخی در شکل (۳) مقایسه شده است. همانطور که نشان داده شده است نیروی پیشران مخصوص

به دمای ورودی به پرخوران کمتر نسبت به موتور پرخوران ملخی واقعی، مصرف سوخت کاهش یافته است. در واقع در سامانه ترکیبی برای رسیدن به دمای ورودی به پرخوران مشخص نیاز به مصرف سوخت کمتری است. از طرفی این نمودار نشان می‌دهد که در توان محوری خروجی برابر و در دمای ورودی به پرخوران ۱۲۰۰ کلوین سامانه ترکیب به صورت خالص ۳۲ کیلوگرم بر ساعت سوخت کمتری مصرف می‌کند. که این مقدار در دمای ورودی به پرخوران ۱۴۰۰ کلوین به ۵۶,۱۶ کیلوگرم بر ساعت می‌رسد.



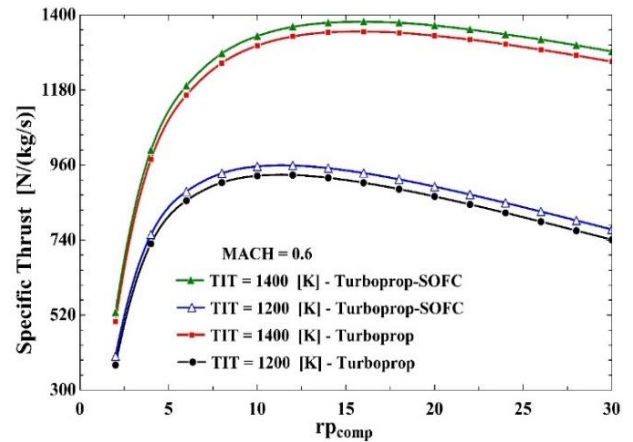
شکل ۵: نمودار میله‌ای مقایسه مصرف سوخت در موتور پرخوران ملخی و چرخه ترکیبی موتور پرخوران ملخی - پیل سوختی

در شکل (۶) نمودار تولید توان برقی پیل سوختی نسبت به افزایش فشار تنجار نشان داده شده است. همانطور که مشخص شده است با افزایش فشار در پیل سوختی، انرژی برقی تولید شده افزایش یافته است. در شکل (۷) نیز بازده پیل سوختی اکسید جامد بر حسب نسبت فشار تنجار نشان داده شده است که نشان می‌دهد با افزایش فشار ورودی به پیل سوختی بازده آن افزایش یافته است.

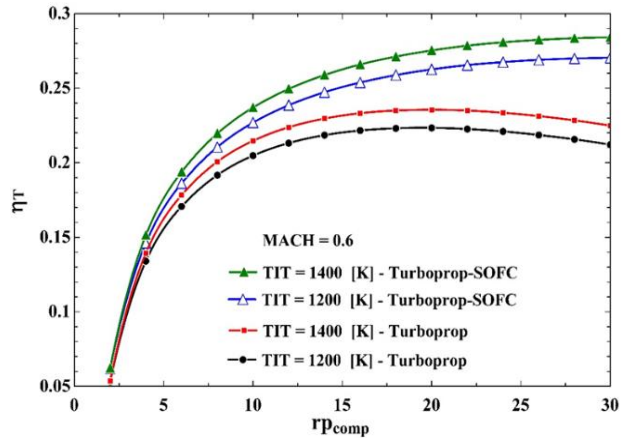


شکل ۶: نمودار میله‌ای توان برقی تولید شده توسط پیل سوختی نسبت به نسبت فشار تنجار

تولید شده در چرخه پیشنهادی از نیروی پیشران تولید شده در چرخه موتور پرخوران ملخی بیشتر است. چرا که با برداشته شدن مولد تولید توان برقی، توان محوری تولید شده در موتور صرف به حرکت در آوردن آن نشده و در نتیجه توان بیشتری در پرخوران تولید می‌شود. همچنین در شکل (۴) نمودار بازده حرارتی چرخه پیشنهادی با نمودار بازده حرارتی موتور پرخوران ملخی در شرایط کاری یکسان بررسی شده است. همانطور که نشان داده شده است بازده حرارتی در چرخه ترکیبی بیشتر از چرخه موتور پرخوران ملخی است.



شکل ۳: مقایسه نیروی پیشران ویژه بر حسب نسبت فشار تنجار در سامانه ترکیبی پرخوران ملخی - پیل سوختی و موتور پرخوران ملخی



شکل ۴: تغییرات بازده حرارتی سامانه ترکیبی در نسبت فشارهای مختلف در مقایسه با طرح پرخوران ملخی

در شکل (۵) مقایسه مصرف سوخت بین موتور پرخوران ملخی و سامانه ترکیبی موتور پرخوران ملخی تجهیز شده به پیل سوختی را نشان می‌دهد. همانگونه که نشان داده شده است در صورت برابری توان خالص تولید شده توسط پرخوران مشاهده می‌شود که در سامانه ترکیبی با توجه

[5] Ozgur Balli, Energetic and exergetic analyses of T56 turboprop engine, First Air Supply and Maintenance Center, TurAF, Eskisehir, Turkey, 17 May 2013.

[6] Antonio Agresta, Thermodynamic Characteristics of a Turboprop Engine with Heat Exchangers for Unmanned Aerial Vehicles, Dep. of Mechanics and Aerospace Engineering, Via Eudossiana, 10 January 2013.

[7] Hikmet Karakoç, Combustion Efficiency Analysis and Key Emission Parameters of a Turboprop Engine at Various Loads, Journal of the Energy Institute, 17 September 2014.

[8] Onder Turan, Dynamic modeling of exergy efficiency of turboprop engine components using hybrid genetic algorithm-artificial neural networks, Anadolu University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, 15 May 2015.

[9] T. Hikmet Karakoc, Assessment of thermodynamic performance and exergetic sustainability of turboprop engine using mixture of kerosene and methanol, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Anadolu University, 2016.

[10] Onder Turan, Customised application of exergy analysis method to PW120A turboprop engine for performance evaluation, Department of Airframe and Powerplant Maintenance, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Anadolu University, 2016.

[11] Ozgur Balli, Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE), Energy, 2017

[12] Tushar Choudhary, Thermodynamic Modeling of Blade Cooled Turboprop Engine Integrated to Solid Oxide Fuel Cell: A Concept, SAE Technical Paper, 2018.

[13] Maria Cristina, Modeling and Investigation of a Turboprop Hybrid Electric Propulsion System, Department of Industrial Engineering, University of Naples, 21 November 2018.

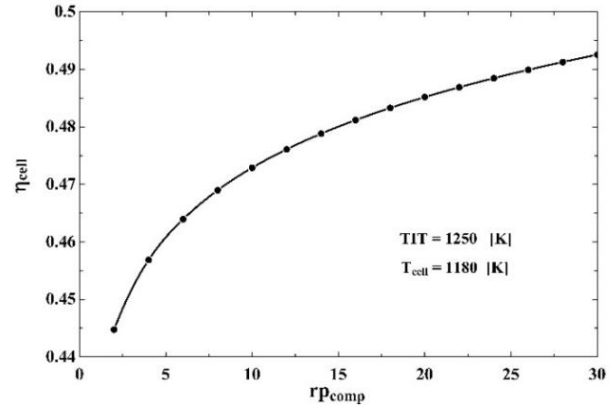
[14] Onder Turan, Dynamic exergo-environmental analysis of a turboprop aircraft engine at various torques, Graduate School of Science, Eskisehir Technical University, Eskisehir, Turkey, 2019.

[15] Ali Dinc, Exergy analysis of a three-spool turboprop engine during the flight of a cargo aircraft, College of Engineering and Technology, American University of the Middle East, Kuwait, 8 July 2020.

[16] Y. Haseli, Thermodynamic modeling of a gas turbine cycle combined with a solid oxide fuel cell, Faculty of Engineering and Applied Science, University of Ontario, Institute of Technology, 20 September 2008.

[17] Ahmed F. El-Sayed, Aircraft propulsion and gas turbine engines, Second Edition 2017, LCC TL709. E42 2017 | DDC 629.134/353-dc23.

[۱۸] امید رضایی، مدل‌سازی سامانه‌های هیبرید پیل سوختی اکسید جامد پرخوران گاز به منظور بکارگیری در نیروگاه‌ها و پیش‌ران‌های هوایی، پایان‌نامه ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک رشته هوافضا، دانشگاه تربیت مدرس، بهمن ۱۳۹۴.



شکل ۷: نمودار بازده پیل سوختی اکسید جامد

۶- نتیجه گیری

بر اساس تحلیل‌های انجام شده بروی موتور پرخوران ملخی واقعی و سامانه ترکیبی موتور پرخوران ملخی تجهیز شده به پیل سوختی اکسید جامد، می‌توان نتیجه گرفت که اضافه شدن پیل سوختی به چرخه موتور پرخوران ملخی نه تنها باعث افزایش توان محوری تولید شده توسط موتور و در نتیجه نیروی پیشران تولید شده توسط ملخ می‌گردد، بلکه باعث کاهش مصرف سوخت هواپیما بخصوص در پروازهای بلند مدت می‌شود به گونه‌ای که مصرف سوخت به اندازه ۴۵,۳۶ کیلوگرم بر ساعت در دمای ورودی به پرخوران ۱۲۵۰ کلون کاهش یافته است. همچنین پیل سوختی می‌تواند با تولید ۵۰ کیلووات در ساعت برق مورد نیاز هواپیما را بدون افت انرژی در پرخوران تأمین کند. همچنین با اضافه شدن پیل سوختی بازده حرارتی موتور ۳ درصد و نیروی پیشران مخصوص ۳,۶ درصد افزایش یافته است. که این موضوع نشان می‌دهد اضافه شدن پیل سوختی نه تنها مشکلی برای هواپیمای پرخوران ملخی تولید نکرده بلکه انرژی تولیدی در دسترس بیشتری را نیز برای آن تأمین می‌کند.

مراجع و منابع

- [۱] محسن فاضلی‌نیا، فصلنامه برق و الکترونیک هوانوردی، پژوهشکده اویونیک دانشگاه صنعتی اصفهان، سال چهارم، شماره ۱۷، تابستان ۱۳۹۴
- [2] T. Boulkeraa, Optimizations of turboprop engines using the non-dominated sorting genetic algorithm, Thermal Power Systems Laboratory, Department of AppliedMechanics, Algiers, 25 January 2010.
- [3] A.Roberto, Thermodynamic Analysis of a Turboprop Engine with Intercooling and Heat Recovery, Department of Energy, Politecnico di Milano, Milan, Italy, 19 January 2010.
- [4] Hakan Aydin, Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C, Engine Industries, Eskisehir, Turkey, 2012.



Thermodynamic Analysis of a Turboprop Engine Equipped With Solid Oxide Fuel Cell

J. Pirkandi^{1*}, M. Mahmoodi², P. Karami³

¹ Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, jpirkandi@mut.ac.ir

² Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, Mostafamahmoodi@engineer.com

³ Masters of science student, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, pouria.k777@gmail.com

*Corresponding Author

ARTICLE INFO

Article history:

Received: 30 November 2020

Accepted: 02 January 2021

Keywords:

Turboprop

Hybrid Systems

Solid Oxid Fuel Cell

Electrical Energy

ABSTRACT

In the present study, a new combined-cycle consisting of a turboprop engine equipped with a solid oxide fuel cell has been analyzed and investigated. In this configuration, after the air inlet, the air compressor, solid oxide fuel cell, combustion chamber, high-pressure turbine, free turbine, and outlet are considered, respectively. In this study, the cycle performance at different turbine inlet temperatures is investigated. Examination of the results shows that the integration of solid oxide fuel cells with turboprop engines will improve the efficiency of this engine. The results of this study show that adding solid oxide fuel cells to the turboprop engine will increase the efficiency of the whole system from 20% in the turboprop engine to 26% in the combined cycle. The results and diagrams also show that the combined cycle generates somewhat more thrust than a real turboprop engine and also provides 50 kWh of aircraft electrical energy.

