

# مدل سازی و تحلیل عملکرد یک موتور توربوپراپ مجهز به پیل سوختی اکسید جامد جهت تأمین برق مورد نیاز هواپیما

جاماسب پیرکندی<sup>۱\*</sup>، پوریا کریمی<sup>۲</sup>، یوسف عباسی<sup>۳</sup>، مصطفی محمودی<sup>۱</sup>، مهدی هاشم آبادی<sup>۳</sup>

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران

۳- استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۱/۱۱/۲۵ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۶/۱۱)

## چکیده

در تحقیق حاضر یک سیکل هیبریدی جدید متشکل از یک موتور توربوپراپ مجهز شده به پیل سوختی اکسید جامد ارائه شده است. مدل سازی و تحلیل سامانه پیشنهادی در شرایط پروازی با ارتفاع پرواز ۷۵۰۰ متر انجام شده و نتایج حاصل با نتایج حاصل از تحلیل های انجام شده در موتور توربوپراپ واقعی مقایسه شده است. در تمام تحلیل ها نسبت فشار کمپرسور ۲ الی ۳۰ در نظر گرفته شده است. بررسی نتایج نشان می دهد که ترکیب پیل سوختی اکسید جامد با موتور توربوپراپ منجر به بهبود کارایی کل و افزایش راندمان حرارتی سیستم می شود. نتایج این تحقیق نشان می دهد که اضافه نمودن پیل سوختی اکسید جامد به موتور توربوپراپ باعث افزایش راندمان کل سیستم از ۲۰ درصد به ۲۶ درصد شده است. همچنین بکارگیری سیکل هیبریدی تراست بیشتری را نسبت به موتور توربوپراپ واقعی تولید کرده و ۷۰ کیلووات در ساعت انرژی الکتریکی هواپیما را تأمین می کند.

واژه های کلیدی: توربوپراپ، سیستم هیبریدی، پیل سوختی، اکسید جامد، انرژی الکتریکی

## Modeling and performance analysis of a turboprop engine equipped with a solid oxide fuel cell to supply the electricity required for the aircraft

Jamasb Pirkandi, Porya Karami, Yosef Abbasi, Mostafa Mahmoodi, Mahdi Hashemabadi  
Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

### Abstract

In this research, a new combined-cycle consisting of a turboprop engine equipped with a solid oxide fuel cell is presented. Modeling and analysis of the proposed system has been done in flight conditions with a flight height of 7500 meters and the results have been compared with the results of the analyzes performed on the real turboprop engine. In analyzes, the compressor pressure ratio is considered to be 2 to 30. The evaluation of the results shows that the integration of solid oxide fuel cells with turboprop engines will improve the efficiency of this engine. In addition to 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 also show that the combined cycle generates somewhat more thrust than a real turboprop engine and also provides 70 kWh of aircraft electrical energy.

**Key words:** Turboprop, Hybrid Systems, Solid Oxide, Fuel Cell, Electrical Energy

## مقدمه

آمارهای موجود در بخش هوانوردی بیان می‌کنند که در سراسر دنیا ترافیک‌های مسافربری، سالانه ۵/۱ درصد رشد می‌کنند. گستردگی مساحت ایران، 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 روزافزون جمعیت و بالا رفتن تقاضای سفر در کشور، موجب رشد مصرف سوخت در بخش‌های مختلف حمل‌ونقل از جمله بخش هوایی شده است. موتورهای توربوپراپ با توجه به ویژگی‌های مطلوبی مانند مصرف سوخت پایین و هزینه تعمیر و نگهداری مناسب، نسبت به موتورهای جت توربینی در اولویت قرار دارند. از سوی دیگر راندمان و عملکرد مطلوب آنها در ارتفاعات پروازی متوسط و سرعت‌های پایین سبب شده است تا این موتورها برای هواپیماهای مسافربری منطقه‌ای و هواپیماهای باربری نظامی و غیرنظامی گزینه‌ی بسیار مطلوبی باشند. در سال‌های اخیر بکارگیری تکنولوژی پیل سوختی که در آن هیدروژن طی یک سری واکنش‌های الکتروشیمیایی با اکسیژن، توان الکتریکی و حرارتی تولید می‌کند، یکی از بهترین گزینه‌های تولید انرژی محسوب می‌شود. پیل‌های سوختی به دلیل راندمان بالا، چگالی انرژی مناسب، عدم انتشار آلاینده‌های زیست‌محیطی، دانسیته توان بالا، عدم وجود قطعات متحرک و عدم ایجاد ارتعاش و صدا، تجهیزات مطلوبی برای تولید انرژی به حساب می‌آیند. امروزه استفاده از پیل‌های سوختی بسیار زیاد شده است و از این تجهیزات در زیردریایی‌ها، سفینه‌های فضایی، کشتی‌ها، هواپیماها و غیره استفاده می‌شود [۱]. وزن و قیمت بالا و ظرفیت توان تولیدی پایین از معایب پیل‌های سوختی بوده و این مساله باعث شده است که این تجهیزات بیشتر به عنوان واحد تولید توان کمکی در کنار موتور اصلی مورد استفاده قرار گیرند. استفاده از پیل سوختی به عنوان موتور اصلی اغلب در پهپادها و هواپیماهای سبک با موتورهای الکتریکی مورد توجه بوده است.

بولکرا و همکاران در سال ۲۰۱۰ در تحقیقی یک موتور توربوپراپ را به کمک الگوریتم ژنتیک بهینه‌سازی نمودند. 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 توربین به حداکثر رسیده بود، [۲]. در سال ۲۰۱۰ رابرتو و همکاران در دانشگاه میلان ایتالیا در تحقیقی یک موتور توربوپراپ حاوی خنک‌کن میانی و بازیاب حرارتی را تحلیل نمودند. در این تحقیق سعی شده بود به کمک معادلات ترمودینامیکی راندمان موتور توربوپراپ با خنک‌کن میانی و بازیاب حرارتی محاسبه شده و تأثیر این دو در مصرف سوخت و سایر پارامترهای ترمودینامیکی بررسی شود [۳]. در سال ۲۰۱۲ هاگان و همکاران در تحقیقی یک موتور توربوپراپ CT7 رو از دیدگاه اقتصادی و انرژی تحلیل کردند. این موتور دارای یک توربین قدرت بود که برای یک هواپیمای باری با برد متوسط مورد استفاده قرار می‌گرفت [۴]. اوزگور بالی و همکاران در سال ۲۰۱۳ در تحقیقی موتور توربوپراپ T56 شرکت رولز-رویس را از دیدگاه انرژی و انرژی تحلیل کردند. در این تحقیق ابتدا سیکل ترمودینامیکی موتور توربوپراپ مورد ارزیابی قرار گرفته و سپس تحلیل انرژی و انرژی آن در شرایط کاری متفاوت (۷۵ درصد و ۱۰۰ درصد توان موتور) برای اجزای مختلف موتور مورد بررسی قرار گرفت. نتایج تحقیق نشان می‌داد که حداکثر تخریب انرژی در محفظه احتراق رخ داده است. در نهایت عملکرد بهینه‌ی این موتور از نظر انرژی، انرژی و مصرف سوخت مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته بود [۵]. در سال ۲۰۱۳ آنتونیو و همکاران در تحقیقی مشخصات ترمودینامیکی یک موتور توربوپراپ با مدل حرارتی را برای پرنده‌های هدایت‌پذیر از راه دور ارائه دادند. در این تحقیق با توجه به مداومت پروازی بالای پهپادهای نظامی و لزوم کاهش مصرف سوخت در آنها یک موتور توربوپراپ با قدرتی کمتر از ۹۰۰ کیلووات و مجهز به خنک‌کن میانی و بازیاب حرارتی مورد مطالعه و تحلیل قرار گرفته بود. در این تحقیق به کمک روش عددی رفتار ترمودینامیکی موتور توربوپراپ شبیه‌سازی شده و در آن راندمان حرارتی، مصرف سوخت و توان خروجی موتور مورد بررسی قرار گرفته بود [۶]. در سال ۲۰۱۴ کاراکوک و همکاران تحقیقی تحت عنوان آنالیز راندمان احتراق و پارامترهای کلیدی خروجی موتور توربوپراپ را در بارهای کاری مختلف منتشر کردند که در آن راندمان احتراق یک موتور توربوپراپ نظامی T56 در شرایط کاری مختلف و با کمک اطلاعات خروجی موتور مورد بررسی قرار گرفته بود. این داده‌های خروجی از روش تجربی و در شرایط مختلف کاری موتور بدست آمده و از

آنها برای محاسبه پارامترهایی مانند انرژی و توان خروجی موتور استفاده شده بود. علاوه بر آن، رابطه بین پارامترهای انتخاب شده در این مطالعه مورد بررسی قرار گرفته و بازه احتراق موتور بین ۹۷/۸ درصد تا ۹۹/۹ درصد محاسبه شده بود که این مقدار در موتورهای توربوپراپ هواپیماهای مدرن صادق است [۷]. در سال ۲۰۱۵ توران و همکاران تحقیقی را تحت عنوان مدل‌سازی دینامیکی راندمان انرژی یک موتور توربوپراپ با استفاده از الگوریتم ژنتیک ارائه دادند که در آن از الگوریتم ژنتیک برای محاسبه مقدار بهینه‌ی پارامترهای اولیه طراحی استفاده شده بود. در این مطالعه با استفاده از الگوریتم ژنتیک (شبکه عصبی) یک مدل‌سازی کامل از اجزای موتور توربوپراپ انجام شده بود [۸]. در سال ۲۰۱۶ حکمت و همکاران در تحقیقی یک موتور توربوپراپ با سوخت نفت سفید و متانول را از دیدگاه ترمودینامیکی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. در این تحقیق با استفاده از قوانین اول و دوم ترمودینامیک موتور مدل‌سازی گردید. سوخت استفاده شده مخلوطی از سوخت جایگزین (متانول  $CH_3OH$ ) و سوخت معمولی (نفت سفید  $C_{12}H_{26}$ ) بود. نتایج تحقیق نشان داد که با ثابت نگه‌داشتن دبی هوای ورودی و با افزایش سوخت جایگزین، نسبت هوا به سوخت کاهش می‌یابد. از آنجایی که ارزش سوختی متانول کمتر از نفت سفید است، به منظور حفظ قدرت موتور مصرف سوخت به صورت چشم‌گیری افزایش یافته است. نتایج تحقیق نشان می‌دهد که استفاده از متانول باعث افزایش میزان تخریب انرژی در موتور شده است [۹]. در سال ۲۰۱۶ توران و همکاران در تحقیقی یک موتور توربوپراپ PW120A را از دیدگاه انرژی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. در این تحقیق با استفاده از قوانین اول و دوم ترمودینامیک، پارامترهای عملکردی موتور تحت شرایط مختلف بررسی شده و مقدار تخریب انرژی، میزان مصرف سوخت و راندمان موتور با استفاده از آنالیز جز به جز اجزای موتور مورد ارزیابی قرار گرفته بود [۱۰]. در سال ۲۰۱۷ بالی و همکاران تحقیقی را تحت عنوان تجزیه و تحلیل پیشرفته موتور توربوپراپ هواپیما ارائه دادند. در این تحقیق تجزیه و تحلیل معمولی و پیشرفته یک موتور توربوپراپ هواپیما انجام شده بود. در این تحقیق میزان تخریب انرژی در اجزای موتور به قطعات درونی، بیرونی و همچنین اجتناب‌پذیر و اجتناب‌ناپذیر تقسیم شده بود. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که راندمان انرژی

موتور در حالت واقعی ۱۶/۶۳ درصد است. از سوی دیگر بررسی‌ها نشان می‌دهد که ۸۶ درصد اتلاف انرژی درونی بوده و بیشترین تخریب انرژی نیز مربوط به محفظه‌ی احتراق، توربین و کمپرسور می‌باشد [۱۱]. چودهاری و همکاران در سال ۲۰۱۸ در تحقیقی به مدل‌سازی ترمودینامیکی یک موتور توربوپراپ مجهز به پیل‌سوختی اکسید جامد پرداختند. هدف آنها از این مطالعه تمرکز بر روی بررسی ترمودینامیکی موتور توربوپراپ مجهز به خنک‌کن میانی، بازیاب حرارتی و پیل‌سوختی اکسید جامد صنعتی جهت تولید انرژی الکتریکی بدون توجه به نیروی تراست تولیدی بود. در این تحقیق هر جز از سیستم هیبریدی از دیدگاه انرژی و انرژی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و همچنین عملکرد پیل سوختی در دماهای مختلف ورودی به توربین ارزیابی شده بود [۱۲]. در سال ۲۰۱۸ کریستینا و همکاران تحقیقی تحت عنوان مدل‌سازی و بررسی ترکیب یک موتور توربوپراپ و سیستم پیش‌رانه برقی ارائه دادند. در این تحقیق به منظور صرفه‌جویی در مصرف سوخت، آلودگی کمتر و کاهش آلودگی صوتی یک سیستم پیش‌رانه هیبریدی که ترکیبی از موتور توربین‌گاز و الکتریکی بود مورد ارزیابی قرار گرفته بود. در این تحقیق به کمک یک کد صفر بعدی عددی یک توربین‌گاز کوچک ترکیب شده با موتور الکتریکی شبیه‌سازی شده و مصرف سوخت و آلودگی‌های موتور مورد بررسی قرار گرفته بود. یک الگوریتم نیز برای محاسبه‌ی وزن باتری‌های مورد نیاز نیز پیشنهاد شده بود [۱۳]. در سال ۲۰۱۹ توران و همکاران در تحقیقی به تجزیه و تحلیل دینامیکی یک موتور توربوپراپ در گشتاورهای مختلف از دیدگاه انرژی پرداختند. نتایج این تحقیق نشان می‌داد که بیشترین تخریب انرژی و تاثیرات زیست محیطی در محفظه احتراق و کمترین آن در توربین قدرت اتفاق می‌افتد [۱۴]. در سال ۲۰۲۱ پیرکندی و همکاران در تحقیقی یک موتور پرخوران ملخی مجهز به پیل‌سوختی اکسید جامد را از دیدگاه ترمودینامیکی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. نتایج این تحقیق نشان می‌داد که افزودن پیل‌سوختی اکسید جامد به موتور پرخوران ملخی باعث افزایش بازده کل سامانه از ۲۰ درصد در موتور پرخوران ملخی به ۲۶ درصد در چرخه هیبریدی خواهد شد [۱۵].

در مطالعه حاضر یک موتور توربوپراپ مجهز به پیل سوختی اکسید جامد مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و نتایج

هوا و سوخت باقیمانده نیز وارد محفظه احتراق می‌گردد. پیل سوختی استفاده شده در این موتور از نوع اکسید جامد می‌باشد.

### معادلات حاکم

در این بخش معادلات ترمودینامیکی حاکم بر هر یک از اجزا سامانه‌ی هیبریدی به صورت مجزا ارائه شده است.

#### - مدل سازی ورودی هوا

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده است، هوای محیط در یک فشار و دمای معین ( $T_a$ ،  $P_a$ ) و ماخ پروازی ( $M_a$ ) وارد ورودی هوا می‌شود. برای ورودی هوا یک راندمان آیزنتروپیک در نظر گرفته شده است که با  $\eta_d$  نشان داده شده است. دما و فشار خروجی از ورودی هوا تحت تأثیر ماخ پروازی، دما و فشار ورودی و راندمان آیزنتروپیک ورودی هوای موتور قرار می‌گیرد. بنابراین دما و فشار خروجی ( $T_1$ ،  $P_1$ )، به کمک روابط (۱) و (۲) محاسبه می‌گردد:

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

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

#### - مدل سازی کمپرسور

هوا با فشار و دمای خروجی از ورودی هوای موتور ( $P_1$ )، وارد کمپرسور شده و سپس با تراکم در آن، با فشار و دمای بالاتر ( $T_2$ ،  $P_2$ ) از آن خارج می‌شود. با فرض آدیباتیک بودن فرآیند تراکم و با مشخص بودن نسبت فشار کمپرسور، راندمان آیزنتروپیک ( $\eta_{is,comp}$ ) و همچنین نسبت گرمای ویژه‌ی هوا می‌توان دما و فشار گازهای خروجی از کمپرسور و همین‌طور کار مخصوص مورد نیاز آن را با استفاده از روابط (۳)، (۴) و (۵) محاسبه نمود [۱۶].

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

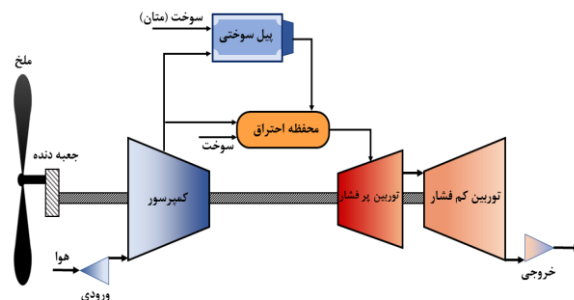
$$\frac{T_{2s}}{T_1} = \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (4)$$

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

آن با یک موتور توربوپراپ ساده مقایسه شده است. بررسی مطالعات گذشته نشان می‌دهد که ترکیب پیل سوختی اکسید جامد و موتور توربوپراپ کمتر مورد توجه محققان و پژوهشگران بوده و در بیشتر تحقیقات موتور توربوپراپ و توربوجت مد نظر بوده است. از سوی دیگر در بیشتر تحقیقات محاسبات پیل سوختی به طور دقیق انجام نشده بود و در تحلیل آن ساده‌سازی‌های زیادی صورت گرفته بود. با توجه به نقش مهم پیل سوختی در سیستم هیبریدی در این تحقیق محاسبات کامل الکتروشیمیایی، حرارتی و ترمودینامیکی پیل انجام شده و دمای آن بر خلاف بیشتر تحقیقات که ثابت فرض شده بود، در شرایط مختلف کاری محاسبه شده است. در این تحقیق با مدلسازی کامل موتور توربوپراپ و پیل سوختی راندمان حرارتی، پیشرانش و کلی و همچنین تراست تولیدی موتور در شرایط مختلف کاری محاسبه و نتایج با یکدیگر مقایسه شده است.

#### معرفی سامانه پیشنهادی

در این قسمت یک سامانه هیبریدی شامل موتور توربوپراپ مجهز به پیل سوختی اکسید جامد به عنوان سیکل پیشنهادی معرفی می‌شود. شماتیک این سامانه در شکل ۱ نشان داده شده است. این سامانه هیبریدی شامل، ورودی هوا، کمپرسور هوا، استک پیل سوختی اکسید جامد، محفظه احتراق، توربین پرفشار، توربین کم‌فشار و نازل خروجی می‌باشد. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود بخشی از هوای خروجی از کمپرسور فشار بالا وارد کاند پیل سوختی و بخشی دیگر وارد محفظه احتراق موتور می‌شود. هوا و سوخت ورودی به پیل سوختی پس از انجام واکنش‌های الکتروشیمیایی انرژی الکتریکی تولید می‌کند.



شکل ۱ - چرخه‌ی پیشنهادی موتور توربوپراپ - پیل سوختی اکسید جامد

### مدل‌سازی پیل‌سوختی

با توجه به اینکه بخشی از توان تولید شده در سامانه‌ی هیبریدی معرفی شده مربوط به پیل‌سوختی می‌باشد، جهت دستیابی به نتایج دقیق‌تر، معادلات این بخش به صورت کامل مورد بررسی قرار گرفته است. حل کلی معادلات بقای جرم و انرژی پیل‌سوختی نیاز به ارزیابی ولتاژ و جریان تولید شده در آن دارد. ولتاژ برگشت‌پذیر پیل‌سوختی توسط معادله‌ی (۶) تعریف می‌شود [۱۷].

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

در رابطه‌ی فوق  $E^{\circ}$  ولتاژ پیل‌سوختی در شرایط استاندارد،  $R_u$  ثابت جهانی گازها،  $T$  دمای استک پیل‌سوختی،  $F$  ثابت فارادی و  $n_e$  تعداد الکترون‌های جریان یافته در مدار به ازای تشکیل هر مولکول آب است. جهت محاسبه‌ی ولتاژ واقعی پیل باید افت‌های مربوط به پیل که شامل افت ولتاژ ناحیه‌ی فعال‌سازی ( $V_{act}$ )، افت ولتاژ ناحیه‌ی اهمیک ( $V_{ohm}$ ) و افت ولتاژ ناحیه‌ی غلظت ( $V_{conc}$ ) می‌باشند، محاسبه شود و پس از آن با استفاده از معادله (۷) مقدار ولتاژ واقعی آن ( $V_{cell}$ ) محاسبه گردد [۱۸].

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

پس از محاسبه‌ی افت ولتاژهای اشاره شده، مقدار ولتاژ واقعی تک سل پیل‌سوختی طبق رابطه (۷) بدست خواهد آمد. مقدار جریان و توان هر سل نیز طبق روابط (۸) و (۹) محاسبه می‌گردد.

$$I_{cell} = i \times A_{cell} \quad (8)$$

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

سپس با مشخص شدن مقدار جریان و توان هر سل و همچنین با محاسبه‌ی مقدار نرخ مولی پیشرفت واکنش کلی پیل، می‌توان با استفاده از روابط (۱۰) تا (۱۲) مقادیر جریان و توان کلی در پیل‌سوختی را محاسبه نمود. در این روابط  $\eta_{inv}$  ضریب تبدیل جریان مستقیم به متناوب می‌باشد.

$$I_{total} = 2 \times F \times z \quad (10)$$

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

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

با توجه به بالانس جریان ورودی و خروجی از سیستم مطابق با معادله (۱۳) می‌توان جریان خروجی از پیل‌سوختی را

مطابق با معادله (۱۴) بیان کرد.

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

$$\dot{m}_3 + \dot{m}_{fuel,FC} = \dot{m}_4 \quad (14)$$

### مدل‌سازی محفظه‌ی احتراق

پس از ورود هوای فشرده شده کمپرسور به داخل محفظه‌ی احتراق و ترکیب شدن با سوخت عمل احتراق صورت می‌گیرد. از طرف دیگر محصولات حاصل از واکنش‌های شیمیایی داخل پیل‌سوختی نیز وارد محفظه‌ی احتراق می‌شود تا سوختی که در داخل پیل‌سوختی موفق به واکنش نشده، در این بخش مصرف شود. با نوشتن معادله‌ی بقای انرژی و با در نظر گرفتن راندمان محفظه‌ی احتراق، می‌توان طبق معادله‌ی (۱۵) تا معادله‌ی (۱۸) مقدار دبی، آنتالپی، دما خروجی از محفظه‌ی احتراق و همچنین اتلاف انرژی در محفظه را محاسبه نمود [۱۶]. در روابط ذیل  $U_f$  فاکتور مصرف سوخت و  $LHV$  ارزش حرارتی پایین سوخت می‌باشند.

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

$$+ \dot{m}_{fuel,comb} + \dot{m}_4 = \dot{m}_5$$

$$(\dot{m}_3 + \dot{m}_{fuel,FC} U_f) h_3 + \dot{m}_4 h_4 \quad (16)$$

$$+ \dot{Q}_{comb} - \dot{m}_5 h_5 - \dot{Q}_{loss} = 0$$

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

$$+ (\dot{m}_{fuel,comb} \times LHV_{fuel})$$

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

حال با استفاده از روابط حاکم بر محفظه‌ی احتراق و با کمک داده‌های حاصل از روابط فوق، بیشترین دمای ورودی به توربین محاسبه می‌شود و فشار خروجی از محفظه احتراق نیز از رابطه (۲۰) محاسبه می‌گردد.

$$T_5 = TIT \quad (19)$$

$$P_5 = (1 - \Delta P_{comb}) \times P_2 \quad (20)$$

در رابطه‌ی فوق  $\Delta P_{comb}$  افت فشار موجود در محفظه‌ی احتراق است. نسبت سوخت به هوا ( $f$ ) نیز با استفاده از رابطه‌ی (۲۱) محاسبه می‌شود.

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

سپس با توجه به مقدار افت آنتالپی در توربین و نازل مقدار آنتالپی موجود در آنها محاسبه می شود.

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

از طرفی با توجه به این نکته که دبی خروجی از توربین پرفشار با دبی خروجی از توربین آزاد برابر است می توان مقدار کار مخصوص تولید شده را با استفاده از رابطه‌ی (۳۰) محاسبه نمود [۱۶].

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

### مدل سازی نازل -

پس از محاسبه‌ی مقدار افت آنتالپی در توربین کم فشار، آنتالپی ورودی به نازل به کمک رابطه‌ی (۳۱) قابل محاسبه می باشد [۲].

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

با دانستن مقدار آنتالپی ورودی به نازل سرعت گازهای خروجی از نازل ( $V_7$ ) به کمک معادله‌ی (۳۲) محاسبه می شود [۱۶].

$$V_7 = V_e = \sqrt{2 \times \Delta h_N \times \eta_N} \quad (32)$$

### محاسبات تراست -

با توجه به رابطه‌ی (۳۰) و همچنین رابطه‌ی (۳۲) مقدار تراست مخصوص تولید شده توسط ملخ ( $T_{prop}$ ) و نازل موتور توربوپراپ ( $T_N$ ) به کمک روابط (۳۳) و (۳۴) قابل محاسبه است [۱۲].

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

$$\frac{T_N}{\dot{m}_a} = (1 + f) \times V_7 - V_a \quad (34)$$

در نتیجه مقدار تراست کل ( $T_{total}$ ) برابر خواهد بود با:

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

در نتیجه با استفاده از رابطه‌ی (۳۵)، ضریب کار کل خروجی موتور توربوپراپ ( $C_{total}$ ) از رابطه‌ی (۳۶) محاسبه می گردد.

$$C_{total} = \frac{V_a \times T_{total}}{\dot{m}_a \times c_p \times T_a} \quad (36)$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{c_p T_5 - c_p T_2}{\eta_{comb} \times LHV - c_p T_5} \quad (21)$$

### مدل سازی توربین پرفشار -

کار مورد نیاز کمپرسور توسط توربین پرفشار تأمین می گردد. بنابراین می توان کار خروجی از توربین پرفشار را برابر کار مصرفی کمپرسور لحاظ کرد [۱۶].

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

با آگاهی از دمای گازهای ورودی به توربین ( $TIT$ ) می توان دمای خروجی از توربین ( $T_6$ ) را محاسبه نمود. علاوه بر آن با توجه به تعریف راندمان آیزنتروپیک توربین می توان دمای ایده آل سیال خروجی از توربین  $T_{6s}$  و فشار خروجی از آن ( $P_6$ ) را محاسبه نمود.

$$\eta_{HPT} = \frac{W_{HPTa}}{W_{HPTs}} = \frac{h_5 - h_6}{h_5 - h_{6s}} \quad (23)$$

$$P_6 = P_5 \left( \frac{T_{6s}}{T_5} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (24)$$

### مدل سازی توربین آزاد -

در این بخش نیز همانند بخش قبل با توجه به تعریف راندمان آیزنتروپیک توربین دمای جریان خروجی از توربین آزاد ( $T_7$ )، از طریق رابطه‌ی (۲۵) محاسبه می گردد.

$$\eta_{FT} = \frac{W_{FTa}}{W_{FTs}} = \frac{h_6 - h_7}{h_6 - h_{7s}} \quad (25)$$

همچنین دمای ایده آل جریان خروجی از این توربین نیز از رابطه‌ی (۲۶) بدست می آید.

$$T_{7s} = T_6 \left( \frac{P_7}{P_6} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (26)$$

با محاسبه مقدار آنتالپی وارد شده به توربین آزاد، آنتالپی موجود در توربین آزاد و نازل محاسبه می گردد.

$$\Delta h = c_{pt} \cdot T_6 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_a}{P_7} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (27)$$

به منظور دستیابی به بیشترین میزان تراست، مقدار بهینه کسری از افت آنتالپی که در توربین آزاد و نازل اتفاق می افتد محاسبه می گردد ( $\Delta h$ ).

محاسبات راندمان سیستم

راندمان حرارتی برای موتور توربوپراپ مجهز به پیل سوختی به صورت نسبت میزان توان تولید شده به مصرف انرژی تعریف می‌شود که از رابطه (۳۷) محاسبه می‌شود. همچنین راندمان سیستم پیشرانس نیز برابر با میزان تراست تولید شده به توان تولید شده بوده و به کمک رابطه (۳۸) قابل محاسبه می‌باشد. در انتها نیز راندمان کل برابر است با حاصل ضرب راندمان حرارتی در راندمان پیشرانس که می‌توان مقدار آن را از رابطه (۳۹) محاسبه نمود [۱۲].

$$\eta_T = \frac{\dot{W}_{FC,ac} + \dot{W}_{FT}}{(\dot{m}_{fuel,FC} \times U_f \times LHV) + \dot{Q}_{comb}} \quad (37)$$

$$\eta_P = \frac{T_{total} \times V}{\dot{W}_{FC,ac} + \dot{W}_{FT}} \quad (38)$$

$$\eta_O = \eta_P \times \eta_T = \frac{T_{total} \times V}{(\dot{m}_{fuel,FC} \times U_f \times LHV) + \dot{Q}_{comb}} \quad (39)$$

مدل‌سازی اگزرژی

همان‌طور که گفته شد سیکل هیبریدی موتور توربوپراپ-پیل سوختی اکسید جامد شامل ورودی هوا، کمپرسور، پیل سوختی اکسید جامد، محفظه احتراق، توربین پرفشار و توربین کم‌فشار می‌باشد. که در ادامه روابط تعادلی اگزرژی برای اجزای اصلی این موتور نشان داده شده است. در نبود الکتریسیته، مغناطیس، کشش سطحی و برهمکنش هسته، مجموعه اگزرژی یک سیستم با  $\dot{E}_X$  به چهار مؤلفه اگزرژی فیزیکی  $(\dot{E}_X,ph)$ ، اگزرژی جنبشی  $(\dot{E}_X,ke)$ ، اگزرژی پتانسیل  $(\dot{E}_X,pe)$  و اگزرژی شیمیایی  $(\dot{E}_X,ch)$  تقسیم می‌شود.

$$\dot{E}_X = \dot{E}_X,ph + \dot{E}_X,ke + \dot{E}_X,pe + \dot{E}_X,ch \quad (40)$$

در ادامه روابط تعادلی اگزرژی برای هر یک از اجزای سیستم و موتور توربوپراپ - پیل سوختی اکسید جامد ارائه شده است [۱۹].

$$\dot{E}_X,comp = \dot{E}_X,1 - \dot{E}_X,2 + \dot{W}_{comp} \quad (41)$$

$$\dot{E}_X,SOFC = \dot{E}_X,3 + \dot{E}_X,CH_4 - \dot{E}_X,4 - \dot{E}_X,Q_{loss,SOFC} - \dot{W}_{SOFC} \quad (42)$$

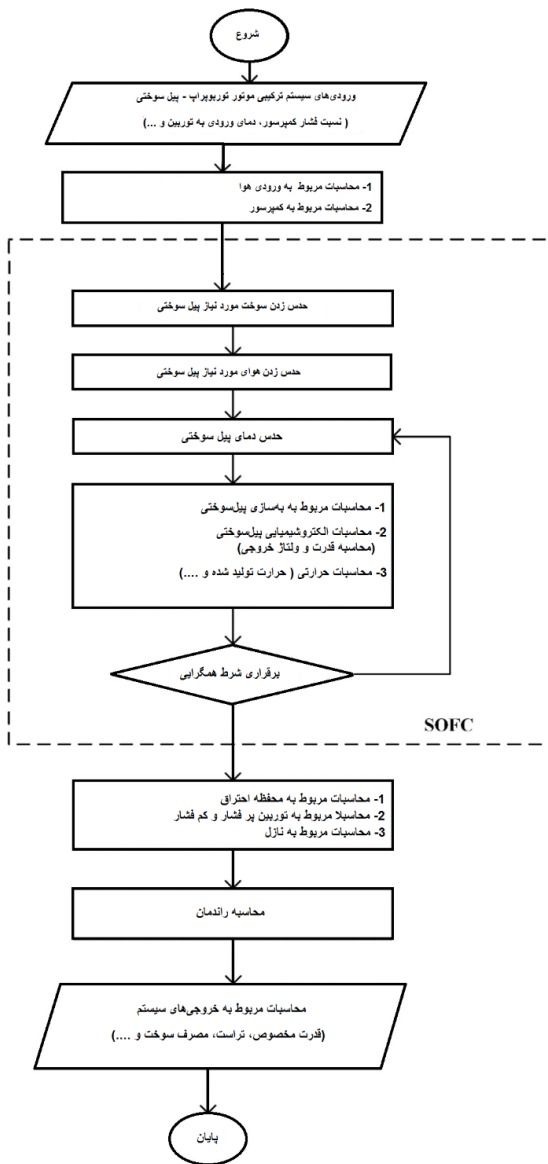
$$\dot{E}_X,comb = \dot{E}_X,2 + \dot{E}_X,Fuel + \dot{E}_X,4 - \dot{E}_X,Q_{loss,comb} - \dot{E}_X,5 \quad (43)$$

$$\dot{E}_X,HPT = \dot{E}_X,5 - \dot{W}_{comp} - \dot{E}_X,6 \quad (44)$$

$$\dot{E}_X,LPT = \dot{E}_X,6 - \dot{W}_{LPT} - \dot{E}_X,7 \quad (45)$$

$$\dot{E}_X,Turboprop-SOFC = \dot{E}_X,1 + \dot{E}_X,Fuel + \dot{E}_X,CH_4 - \dot{E}_X,7 - \dot{W}_{LPT} - \dot{W}_{SOFC} \quad (46)$$

با توجه به روابط حاکم بر مساله در شکل (۲) فلوچارت حل سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ-پیل سوختی نشان داده شده است.



شکل ۲ - فلوچارت حل سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ - پیل سوختی

## اعتبارسنجی

جهت اعتبار سنجی کد تهیه شده، لازم است نتایج حاصل از این کد با نتایج آزمایشگاهی موجود مقایسه گردد. با توجه به عدم وجود نتایج آزمایشگاهی در زمینه پیکربندی موتور توربوپراپ - پیل سوختی اکسید جامد، کد تهیه شده با نتایج حاصل از مدل‌سازی ترمودینامیکی انجام شده توسط چودهاری و همکاران [۱۲] مقایسه گردیده است. در مدل پیشنهادی چودهاری و همکاران از یک پیل سوختی اکسید جامد جهت تولید توان الکتریکی برای سایر تجهیزات هواپیما استفاده شده است. پیل سوختی دما بالا بوده و از محصولات احتراق موتور توربوپراپ استفاده می‌کند. سیکل پیشنهادی از دیدگاه قانون اول و دوم ترمودینامیک مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و تاثیر پارامترهایی مانند نسبت فشار کمپرسور، دمای ورودی به توربین و نرخ جریان هوای ورودی به موتور بر روی راندمان بررسی شده است. به منظور اعتبارسنجی کد نوشته شده ابتدا سیکل مقاله چودهاری و همکاران شبیه‌سازی شده و سپس نتایج آن با نتایج کد نوشته شده مورد مقایسه قرار گرفت. همان‌طور که در جدول ۱ نشان داده شده است، تغییرات راندمان حرارتی موتور در نسبت فشارهای مختلف کمپرسور (در دمای گازهای ورودی به توربین ۱۲۵۰ کلوین) با نتایج چودهاری و همکاران همخوانی مناسبی دارد.

جدول ۱- مقایسه نتایج حاصل از کد حاضر با نتایج عددی موجود در

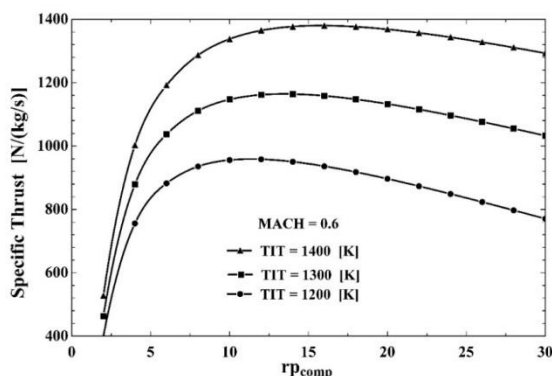
مرجع [۱۲]			
پارامترهای هدف	واحد	نتایج	نتایج درصد
راندمان حرارتی		۶۱٫۶	۶۲٫۱
توان مخصوص خروجی	(kJ/kg)	۴۴۵	۴۳۸
از پیل سوختی		۶	۶
مجموع توان‌های	(kJ/kg)	۵۹۵	۵۹۳
مخصوص تولید شده		۶	۶
قدرت خالص خروجی	kW	۲۴۲۵	۲۳۸۰

## نتایج

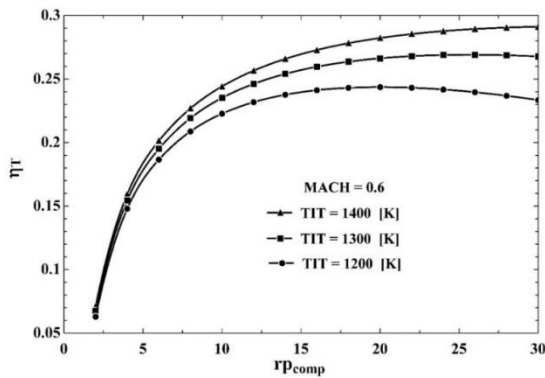
مدل‌سازی سامانه‌ی پیشنهادی در شرایط پروازی با ارتفاع پرواز ۷۵۰۰ متر مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و نتایج حاصل با نتایج حاصل از تحلیل‌های انجام شده در موتور

توربوپراپ واقعی مقایسه شده است. در تمام تحلیل‌ها نسبت فشار کمپرسور ۲ الی ۳۰ در نظر گرفته شده است. دبی هوای ورودی ثابت فرض شده و برابر است با ۹٫۵ کیلوگرم بر ثانیه لحاظ شده است. دبی سوخت ورودی به محفظه‌ی احتراق نیز با توجه به دمای گازهای ورودی به توربین محاسبه شده است. دمای گازهای ورودی به توربین یک محدودیت تکنولوژیکی بوده و نباید از مقدار مجاز بالاتر رود. در ادامه نتایج حاصل از شبیه‌سازی انجام شده ارائه گردیده است. در ابتدا نمودار تراست مخصوص مورد بررسی قرار گرفته است. همانگونه که در شکل ۳ نشان داده شده است با افزایش نسبت فشار کمپرسور، تراست مخصوص ابتدا زیاد و سپس در نسبت فشارهای بالا سیر نزولی به خود می‌گیرد. از سوی دیگر نتایج نشان می‌دهد با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین همواره تراست مخصوص افزایش می‌یابد.

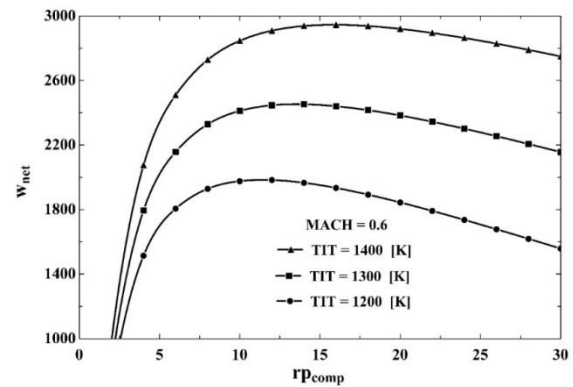
در شکل ۴ تغییرات کار مخصوص تولید شده در سیستم هیبریدی توربوپراپ - پیل سوختی نسبت به فشار کمپرسور در دماهای ورودی به توربین مختلف نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت فشار کمپرسور ابتدا کار مخصوص تولید شده افزایش یافته و پس از رسیدن به نسبت فشار بهینه کمپرسور مقدار آن کاهش یافته است. دلیل این امر افزایش کار مصرفی کمپرسور با افزایش نسبت فشار کمپرسور می‌باشد. در واقع با افزایش نسبت فشار کمپرسور کار تولیدی توربین نیز زیاد شده اما با عبور نسبت فشار از نسبت فشار بهینه کار مصرفی کمپرسور بیشتر شده و این امر باعث کاهش مقدار توان تولید شده می‌گردد.



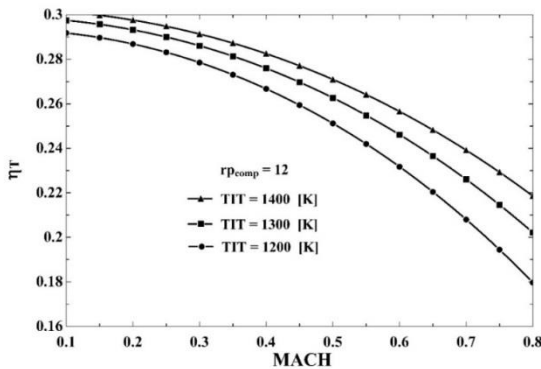
شکل ۳- تغییرات تراست مخصوص در سیستم هیبریدی بر حسب نسبت فشار کمپرسور



شکل ۶- تغییرات راندمان حرارتی سیستم هیبریدی بر حسب نسبت فشار کمپرسور در دماهای ورودی به توربین مختلف



شکل ۴- تغییرات کار مخصوص تولید شده در سیستم هیبریدی بر حسب نسبت فشار کمپرسور

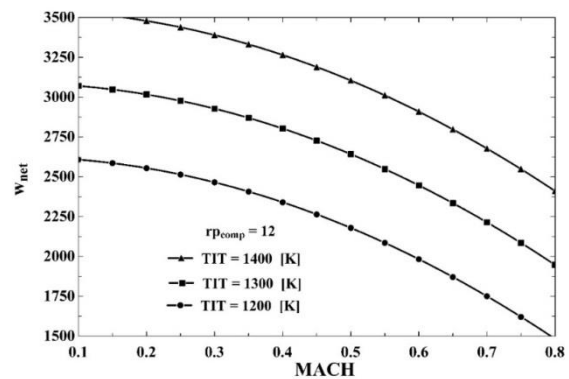


شکل ۷- تغییرات راندمان حرارتی سیستم هیبریدی بر حسب عدد ماخ پروازی

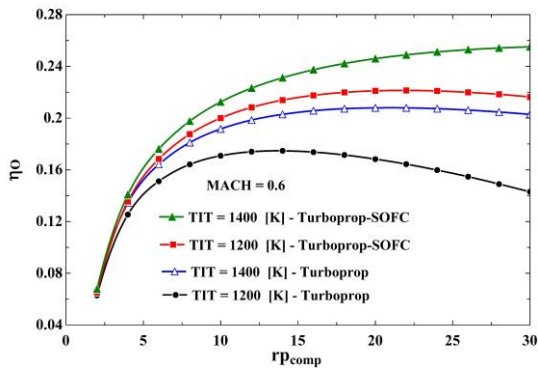
در شکل ۵ تغییرات کار مخصوص تولید شده نسبت به عدد ماخ پروازی نشان داده شده است. در این نمودار نسبت فشار کمپرسور ثابت در نظر گرفته شده است. نتایج این شکل نشان می‌دهد که با افزایش دمای ورودی به توربین، کار مخصوص تولیدی افزایش یافته است. نتایج نشان می‌دهد که کاهش عدد ماخ پروازی باعث افزایش آلفای بهیبه شده که این موضوع باعث افزایش کار مخصوص تولیدی می‌گردد.

در شکل‌های ۶ و ۷ به ترتیب تاثیر نسبت فشار کمپرسور و عدد ماخ پروازی بر روی راندمان حرارتی سیکل هیبریدی نشان داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت فشار کمپرسور راندمان حرارتی سیکل هیبریدی افزایش یافته است. از طرف دیگر همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش دمای ورودی به توربین نیز راندمان حرارتی افزایش یافته است. دلیل عمده این افزایش بالا رفتن نیروی تراست مخصوص می‌باشد.

در شکل ۸ نمودار تغییرات راندمان پیشرانش در سیستم هیبریدی و در عدد ماخ ۰٫۶ نسبت به تغییرات فشار کاری کمپرسور را نشان داده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود، راندمان پیشرانش در ابتدا و در نسبت فشارهای پایین کمپرسور به دلیل پایین بودن مقدار توان محوری تولید شده توسط توربین و بالا بودن مقدار تراست تولیدی توسط نازل مقدار بالا بوده و سپس با افزایش سطح توان تولیدی توسط موتور مقدار آن کاهش یافته است. در ادامه به دلیل بالا رفتن نسبت فشار کمپرسور و مصرف انرژی توسط کمپرسور مجدداً تراست تولیدی توسط نازل رو به افزایش رفته و مقدار راندمان پیشرانش افزایش می‌یابد. همانگونه که در این نمودار نشان داده شده است سطح نمودار رانش در سیستم هیبریدی پایین‌تر از سطح راندمان رانش در موتور توربوپراپ واقعی است. می‌توان نتیجه گرفت که دلیل این امر کاهش مقدار توان محوری تولید شده در حالت واقعی می‌باشد.

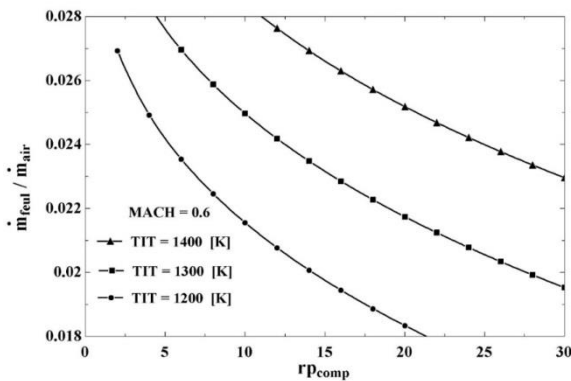


شکل ۵- تغییرات کار مخصوص تولید شده بر حسب عدد ماخ پروازی



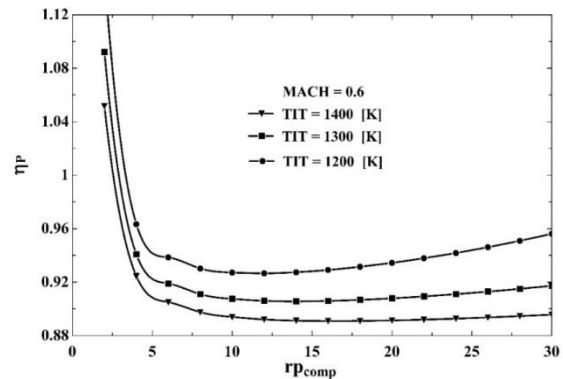
شکل ۱۰- بررسی راندمان کل برحسب نسبت فشار کمپرسور در سامانه هیبریدی و موتور ساده

در شکل ۱۱ تغییرات دبی سوخت به دبی هوای ورودی نسبت به نسبت فشار کمپرسور نشان داده شده است. در این شکل میزان دبی مصرفی سوخت مورد نیاز به منظور تزریق به محفظه احتراق برای افزایش دمای ورودی به توربین بررسی شده است. بر اساس این نمودار هر چه میزان دمای ورودی به توربین افزایش یابد، میزان مصرف سوخت نیز افزایش یافته است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش نسبت فشار کمپرسور این نسبت کاهش یافته است. می‌توان نتیجه گرفت که با افزایش نسبت فشار کمپرسور دمای ورودی به محفظه احتراق نیز افزایش می‌یابد که با ثابت در نظر گرفتن دمای خروجی از محفظه احتراق مقدار نسبت دبی مصرفی سوخت به دبی ورودی هوا کاهش می‌یابد، که این موضوع در شکل ۱۱ نشان داده شده است.

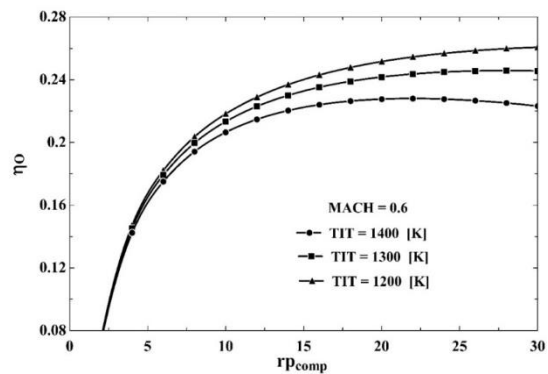


شکل ۱۱- تغییرات دبی جرمی مصرف سوخت بر حسب دمای ورودی به توربین

در شکل ۹ نمودار راندمان کلی موتور نسبت به نسبت فشار کمپرسور و برای سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ - پیل سوختی نشان داده است. این نمودار نشان می‌دهد که با افزایش نسبت فشار کمپرسور مقدار آن ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. از سوی دیگر نتایج نشان می‌دهد که با افزایش دمای ورودی به توربین، راندمان کلی افزایش یافته است. از آنجایی که این راندمان از حاصل ضرب راندمان پیشراننده در راندمان حرارتی محاسبه می‌شود، بنابراین همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است در شکل ۱۰ راندمان حرارتی در حالت سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ - پیل سوختی نسبت به موتور توربوپراپ واقعی نشان داده شده است. بنابراین راندمان کلی در حالت سیستم هیبریدی به دلیل بالا بودن راندمان حرارتی آن مقدار بیشتری نسبت به موتور توربوپراپ واقعی را دارد.

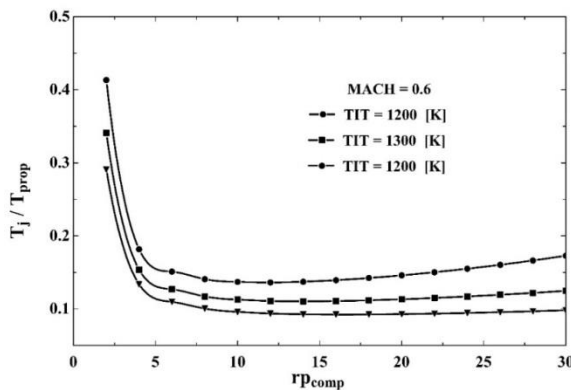


شکل ۸- بررسی راندمان رانش برحسب نسبت فشار کمپرسور در سامانه هیبریدی توربوپراپ - پیل سوختی اکسید جامد



شکل ۹- بررسی راندمان کل برحسب نسبت فشار کمپرسور در سامانه هیبریدی توربوپراپ - پیل سوختی اکسید جامد

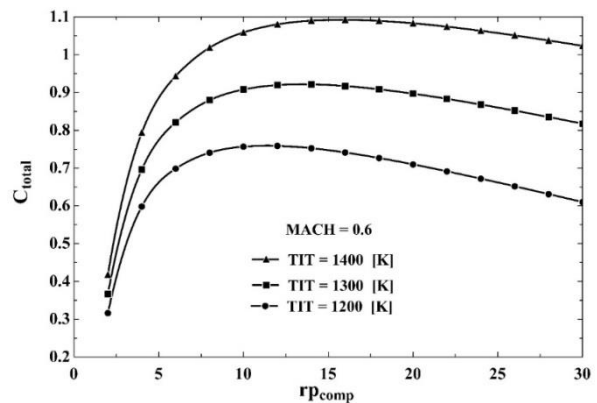
در شکل ۱۴ نمودار نسبت تراست تولید شده در نازل به تراست تولید شده در ملخ در شرایط مختلف کاری سیستم هیبریدی ارائه شده است. تغییرات این پارامتر نسبت به تغییرات نسبت فشار کمپرسور در عدد ماخ ۰٫۶ است. همانگونه که در این شکل مشاهده می‌شود با افزایش نسبت فشار کمپرسور این نسبت ابتدا کاهش می‌یابد. افزایش نسبت فشار کمپرسور باعث افزایش فشار ورودی به محفظه احتراق و در نتیجه افزایش سطح توان محوری تولیدی توسط موتور می‌گردد. بنابراین افزایش نسبت فشار کمپرسور سبب کاهش تراست تولید شده توسط نازل و در نتیجه کاهش این نسبت شده است. در سیستم هیبریدی این مقدار تا حدودی کاهش یافته است و دلیل این امر نیز کاهش توان محوری تولید شده در موتور توربوپراپ می‌باشد. در واقع در موتور توربوپراپ تراست تولید شده توسط ملخ کمتر از سیستم هیبریدی می‌باشد. در شکل ۱۵ تغییرات نسبت تراست تولید شده در خروجی به تراست تولید شده در ملخ نسبت به عدد ماخ در سیستم هیبریدی و موتور ساده با یکدیگر مقایسه شده است. با توجه به اهمیت نقش پیل سوختی در این سامانه هیبریدی پیشنهادی، تحلیل‌های انجام شده بر روی آن به صورت کامل انجام شده است. بر خلاف بیشتر تحقیقات انجام شده که دمای کاری پیل را ثابت فرض کرده بودند، در این تحقیق دمای کاری پیل در شرایط مختلف کاری محاسبه شده است. تغییر دمای کاری پیل باعث تغییر در توان تولیدی پیل و در نتیجه توان تولیدی سامانه هیبریدی خواهد شد.



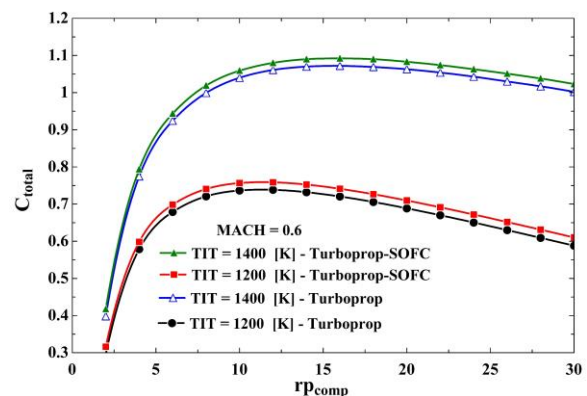
شکل ۱۴- نسبت تراست تولید شده در خروجی به تراست تولید شده در ملخ نسبت به تغییر نسبت فشار کمپرسور

در شکل ۱۲ ضریب کار کل سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ - پیل سوختی در عدد ماخ ۰٫۶ و در دو دمای مختلف ورودی به توربین مورد بررسی قرار گرفته است. از آنجایی که ضریب کار کل رابطه‌ی مستقیمی با تراست ویژه دارد، بنابراین رفتار نمودار ضریب کار کل بسیار نزدیک به رفتار نمودار تراست ویژه می‌باشد و با افزایش نسبت فشار کمپرسور ابتدا مقدار آن زیاد و سپس کم می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش دمای ورودی به توربین مقدار این ضریب افزایش یافته است.

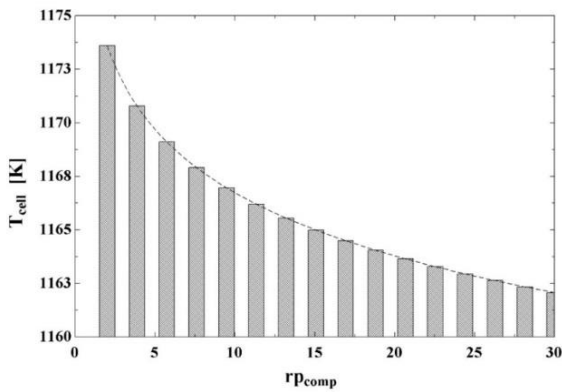
در شکل ۱۳ ضریب کار کل برحسب نسبت فشار کمپرسور در سامانه هیبریدی و موتور ساده مقایسه شده است. همان‌طور که در این شکل نشان داده شده است سطح راندمان ضریب کار کل در حالت موتور توربوپراپ واقعی کمتر از سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ - پیل سوختی است که این موضوع به دلیل افزایش تراست مخصوص در سامانه هیبریدی است.



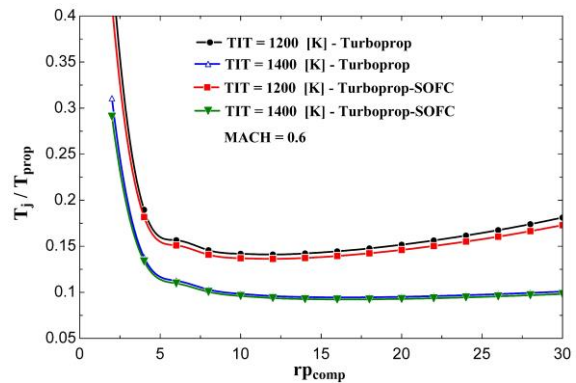
شکل ۱۲- بررسی ضریب کار کل سیستم هیبریدی توربوپراپ - پیل سوختی بر حسب نسبت فشار کمپرسور



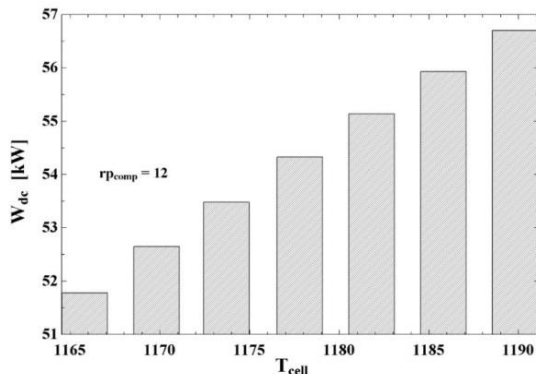
شکل ۱۳- مقایسه ضریب کار کل برحسب نسبت فشار کمپرسور در سامانه هیبریدی و موتور ساده



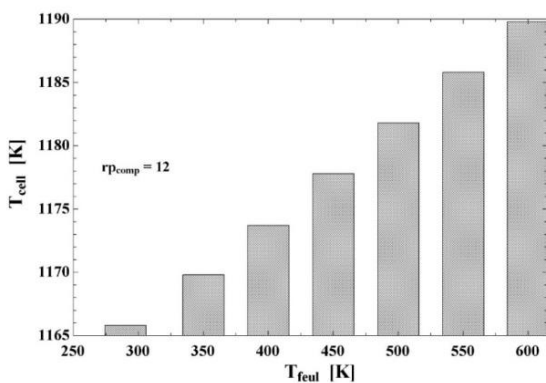
شکل ۱۶- تغییرات دمای کاری پیل سوختی بر حسب نسبت فشار کمپرسور



شکل ۱۵- مقایسه نسبت تراست تولید شده در خروجی به تراست تولید شده در ملخ نسبت به تغییر نسبت فشار کمپرسور در سیستم هیبریدی و موتور ساده



شکل ۱۷- تغییرات توان الکتریکی تولید شده در پیل سوختی نسبت به دمای کاری آن



شکل ۱۸- تغییرات دمای کاری پیل سوختی نسبت به دمای سوخت ورودی

در واقع در سیستم هیبریدی برای رسیدن به دمای ورودی به توربین مشخص نیاز به مصرف سوخت کمتری می‌باشد. از طرفی این نمودار نشان می‌دهد که در توان محوری

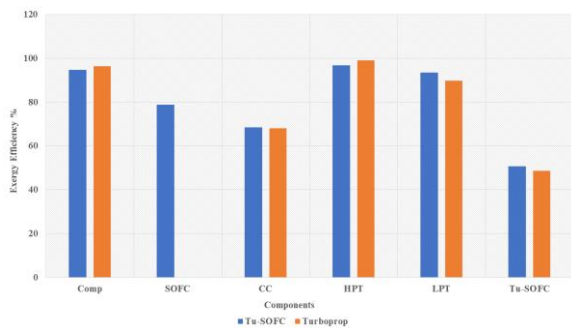
در شکل ۱۶ تغییر دمای کاری پیل نسبت به تغییر نسبت فشار کمپرسور ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود تغییر نسبت فشار کمپرسور سبب کاهش دمای کاری پیل خواهد شد. در شکل ۱۷ نیز اثرات این تغییر دمای پیل بر روی توان تولیدی آن نشان داده شده است. در یک نسبت فشار کمپرسور ثابت، افزایش دما سبب بالا رفتن توان تولیدی پیل خواهد شد.

در شکل ۱۸ نیز تاثیر دمای ورودی سوخت بر دمای پیل سوختی نشان داده شده است. همانطور که مشاهده می‌شود با افزایش دمای سوخت ورودی به پیل سوختی، دمای کاری پیل نیز افزایش می‌یابد. می‌توان نتیجه گرفت که اگرچه افزایش نسبت فشار کمپرسور باعث افزایش توان تولیدی می‌گردد، ولی این امر باعث کاهش دما کاری پیل شده که این مساله خود باعث افت توان تولیدی در پیل خواهد شد. بنابراین با افزایش دمای سوخت ورودی می‌توان دمای پیل و در نتیجه توان تولیدی آن را افزایش داد، به گونه‌ای که کاهش دمای کاری پیل را به دلیل افزایش نسبت فشار کمپرسور تا حدودی جبران گردد.

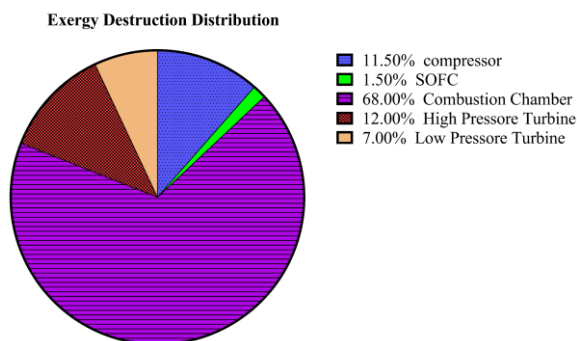
همچنین در شکل ۱۹ مصرف سوخت بین موتور توربوپراپ ساده و سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ تجهیز شده به پیل سوختی با یکدیگر مقایسه شده است. همانگونه که نشان داده شده است در صورت برابری توان خالص تولید شده توسط توربین، در سیستم هیبریدی نیاز به مصرف دمای ورودی به توربین کمتر و در نتیجه مصرف سوخت پایین‌تری نسبت به موتور توربوپراپ واقعی می‌باشد.

از دیگر نتایج مهم، تحلیل اگزرژی سیستم هیبریدی می‌باشد. در شکل ۲۱ راندمان اگزرژی اجزاء مختلف سیکل ساده و هیبریدی در شرایط مختلف با یکدیگر مقایسه شده است. سپس نتایج بدست آمده با مدل ارائه شده توسط چودهاری و همکاران [۱۲] مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج بدست آمده بسیار بهم نزدیک بوده و قابل مقایسه است. در شکل ۲۲ نیز نسبت تخریب اگزرژی اجزاء مختلف نشان داده شده است.

همان‌طور که مشاهده می‌شود، بیشترین میزان تخریب اگزرژی در محفظه‌ی احتراق رخ داده است و از آنجا که میزان دبی ورودی و خروجی از پیل سوختی اکسید جامد نسبت به دیگر اجزاء موتور بسیار پایین است میزان تخریب اگزرژی آن نیز ناچیز است. واکنش‌های شیمیایی دلیل عمده افزایش میزان تخریب اگزرژی در محفظه احتراق می‌باشد.



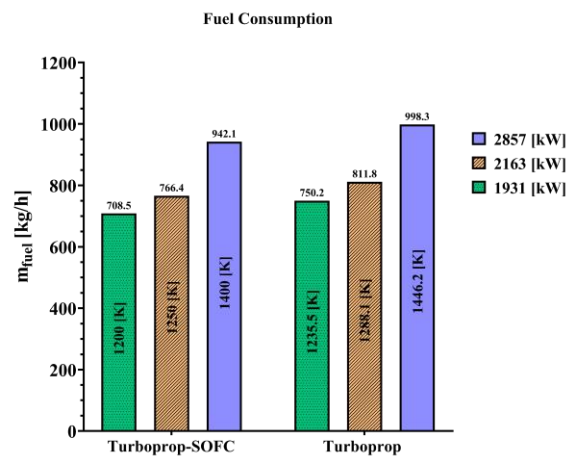
شکل ۲۱- راندمان اگزرژی در اجزاء مختلف در موتور توربوپراپ و سیکل هیبریدی



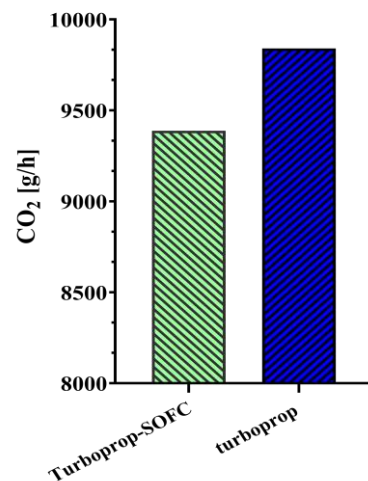
شکل ۲۲- نسبت تخریب اگزرژی در اجزاء مختلف سیکل هیبریدی

خروجی برابر و در دمای ورودی به توربین ۱۲۰۰ کلوین سیستم ترکیب به صورت خالص ۳۲ کیلوگرم بر ساعت سوخت کمتری مصرف می‌کند. که این مقدار در دمای ورودی به توربین ۱۴۰۰ کلوین به ۵۶/۱۳ کیلوگرم بر ساعت می‌رسد.

از دیگر موارد انجام شده در این تحقیق مقایسه آلاینده‌ی دو موتور توربوپراپ ساده و موتور هیبریدی می‌باشد. این مقایسه در شکل ۲۰ انجام شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود با توجه به اینکه در سیکل هیبریدی از سوخت کمتری جهت تولید توانی برابر با موتور توربوپراپ ساده استفاده شده و همچنین آلاینده‌ی پیل سوختی اکسید جامد نیز بسیار ناچیز است، لذا آلاینده‌ی سیستم ترکیبی پایین‌تر است.



شکل ۱۹- نمودار میله‌ای مقایسه‌ی مصرف سوخت در موتور توربوپراپ و سیستم ترکیبی موتور توربوپراپ - پیل سوختی



شکل ۲۰- مقایسه میزان دی اکسید کربن تولید شده در دو سیستم ترکیبی و ساده

## نتیجه‌گیری

بر اساس تحلیل‌های انجام شده بروی موتور توربوپراپ واقعی و سیستم هیبریدی موتور توربوپراپ تجهیز شده به پیل سوختی اکسید جامد، می‌توان نتیجه گرفت که اضافه شدن پیل سوختی به سیکل موتور توربوپراپ نه تنها باعث افزایش توان محوری تولید شده توسط موتور و در نتیجه تراست تولید شده توسط ملخ می‌گردد، بلکه باعث کاهش مصرف سوخت هواپیما بخصوص در پروازهای بلند مدت می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که مصرف سوخت به اندازه ۴۵ کیلوگرم بر ساعت در دمای ورودی به توربین ۱۲۵۰ کلوین کاهش یافته است. همچنین پیل سوختی می‌تواند با تولید تقریباً ۷۰ کیلووات در ساعت انرژی الکتریکی، برق موردنیاز هواپیما را بدون افت انرژی در توربین تأمین کند. نتایج دیگر تحقیق نشان می‌دهد که با اضافه شدن پیل سوختی راندمان حرارتی موتور ۳ درصد و تراست مخصوص ۳/۶ درصد افزایش یافته است. این موضوع نشان می‌دهد اضافه شدن پیل سوختی نه تنها مشکلی برای هواپیمای توربوپراپ تولید نکرده بلکه انرژی تولیدی در دسترس بیشتری را نیز تأمین می‌کند. از سوی دیگر بررسی نتایج نشان می‌دهد که اگر انرژی موتور در سیکل هیبریدی از راندمان بهتری برخوردار بوده و با توجه به کاهش مصرف سوخت و آلاینده‌گی پایین پیل سوختی، آلاینده‌گی تولید شده در سیکل هیبریدی نیز پایین‌تر می‌باشد. تحلیل‌های انجام شده نشان می‌دهد که در یک ساعت کارکرد موتور بیش از نیم کیلوگرم دی‌اکسیدکربن کمتری تولید می‌شود.

## منابع و مراجع

- Department of Energy, *Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space*, Vol.54 (183), pp.44-50, 2011.
- [4] Hakan A., Onder T., Adnan M., and T. Hikmet K., Exergetic and exergo-economic analysis of a turboprop engine: a case study for CT7-9C, *International Journal of Exergy*, Vol.11 (1), pp.69 – 88, 2012.
- [5] Balli O., and Hepbasli A., Energetic and exergetic analyses of T56 turboprop engine, *Energy Conversion and Management*, Vol. 73, pp. 106-120, 2013.
- [6] Andriani R., Ingenito A., Gamma F., and Agresta A., Thermodynamic Characteristics of a Turboprop Engine With Heat Exchangers for Unmanned Aerial Vehicles, *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013.
- [7] Şöhret Y., Olcay K., Karakoc T., Combustion efficiency analysis and key emission parameters of a turboprop engine at various loads, *Journal of the Energy Institute*, Vol. 88, pp. 490-499, 2014.
- [8] Onder T., Tolga B., Hakan A., Dynamic modeling of exergy efficiency of turboprop engine components using hybrid genetic algorithm-artificial neural networks, *Energy*, Vol. 86, 2015.
- [9] Ekici S., Onder A., Açıkkalp E., Sogut M.Z., and Karakoc T., Assessment of thermodynamic performance and exergetic sustainability of turboprop engine using mixture of kerosene and methanol, *Exergy*, Vol. 19, 2016.
- [10] Şöhret Y., Karakoc T., Onder T., and Sogut M.Z., Customised application of exergy analysis method to PW120A turboprop engine for performance evaluation, *International Journal of Exergy*, Vol. 20, pp.48-65, 2016.
- [11] Balli O., Advanced exergy analyses of an aircraft turboprop engine (TPE), *Energy*, Vol. 124, pp. 599-612, 2017.
- [12] Choudhary T., Sahu M.K., Sanjay R., Kumari A., Mohapatra M.K., Mohapatra A.K., Thermodynamic Modeling of Blade Cooled Turboprop Engine Integrated to Solid Oxide
- [1] Pirkandi, J., Mahmoodi, M. and Amanlo. F., Thermodynamic Modeling of an Auxiliary Power Unit Equipped to a Tubular Solid Oxide Fuel Cell with Application in Aerospace Power System. *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15(6), pp.132-144, 2015.
- [2] Boulkeraa T., Ghenaiet A., Optimizations of turboprop engines using the non-dominated sorting genetic algorithm., *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 224, No. 12, pp. 1271-1283, 2010.
- [3] Andriani R., Gamma F., and Ghezzi U., Thermodynamic Analysis of a Turboprop Engine with Intercooling and Heat Recovery,

- Fuel Cell: A Concept, *SAE Technical Paper*, 2018.
- [13] Cameretti M., Pizzo A., Di Noia L.P., Luigi.P. Pascarella C., Modeling and Investigation of a Turboprop Hybrid Electric Propulsion System, *Aerospace (Basel)*, Vol. 5, 2018.
- [14] Balli O., Kale U., Rohacs D., Karakoc T., Exergoenvironmental, environmental impact and damage cost analyses of a micro turbojet engine (m-TJE). *Energy Reports*, Vol. 8, pp. 9828-9845, 2022.
- [15] Pirkandi, J., Mahmoodi, M. and Karami, P., Thermodynamic Analysis of a Turboprop Engine Equipped With Solid Oxide Fuel Cell. *The Journal of Engine Research*, Vol 62 (62), pp. 55-63, 2021.
- [16] Haseli, Y., Dincer I., Naterer G.F., Thermodynamic modeling of a gas turbine cycle combined with a solid oxide fuel cell. *International Journal of Hydrogen Energy - INTJ HYDROGEN ENERGY*, Vol 33, pp. 5811-5822, 2008.
- [17] Mohammadi, R., Ghassemi, M., M Barzi, Y. and Pirkandi, J., The effect of mass transfer on electrochemical impedance of a solid oxide fuel cell anode, *Journal of Solid State Electrochemistry*, Vol. 18, pp. 2815-2827, 2014.
- [18] Pirkandi, J., Maroufi, A. and Ommian, M., Exergy and economic investigation of different strategies of hybrid systems consisting of gas turbine (GT) and solid oxide fuel cell (SOFC). *International Journal of Integrated Engineering*, Vol 14 (1), pp. 127-139, 2022.
- [19] Dinc, A., Gharbia Y., Exergy analysis of a turboprop engine at different flight altitude and speeds using novel consideration. *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, Vol 39 (4), pp. 1-6, 2020.