

مدل سازی و بهینه سازی چندهدفه یک موتور توربوفن نمونه از دیدگاه عملکرد، آلایندگی و اگزرژی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۲/۰۴

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۴/۰۱/۱۶

مصطفی محمودی^۱، مهدی جهرمی^۱، جاماسب پیرکندی^۲، حسین نورشاد^۳

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، mostafamahmoodi@mut.ac.ir

۲- استاد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۳- محقق، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

چکیده

در این تحقیق، مدل سازی و بهینه سازی چندوجهی یک موتور توربوفن با نسبت گذر پایین و دارای محفظه اختلاط و پس سوز فعال انجام شده است. موتور انتخاب شده در نقطه طراحی مدل سازی و تحلیل پارامتریک شده است. با استفاده از تحلیل اگزرژی بخش های مختلف موتور مورد بررسی قرار گرفته است. در نتیجه آن، پس سوز به دلیل وجود واکنش های شیمیایی در دمای بالا دارای بیشترین تخریب اگزرژی با توان ۶۸/۴۲ مگاوات با سهم ۵۲/۵٪ از تخریب اگزرژی کل موتور ناکارآمدترین بخش موتور شناخته شده است. بعد از آن محفظه احتراق با توان ۴۵ مگاوات ناکارآمدترین بخش محسوب می شود. با توجه به بررسی های انجام شده، میزان انتشار اکسیدهای نیتروژن موتور در نقطه طراحی معادل ۷/۸۸ گرم بر کیلوگرم سوخت تعیین شده است. جهت بهینه سازی چند جهته موتور از الگوریتم NSGA-II استفاده شد. الگوریتم با جمعیت ۱۰۰۰۰ و در طی حدود ۵۰۰ نسل اجرا شده است. در فرآیند بهینه سازی چهار تابع هدف و ده متغیر تصمیم در نظر گرفته شده است. در نتیجه بهینه سازی مصرف سوخت ویژه ۱۵/۹۹٪ کاهش، انتشار اکسیدهای نیتروژن ۵۹/۱۱٪ کاهش، نیروی رانش ویژه ۳/۴۴٪ افزایش و تخریب اگزرژی کل موتور ۲۳/۶۶٪ کاهش داشته است.

واژه های کلیدی: مدل سازی چندوجهی، موتور توربوفن، عملکرد، آلایندگی، آنالیز اگزرژی.

Multidisciplinary modeling and simulation of a turbofan engine from perspective of performance, emission and exergy

Mostafa Mahmoodi¹, Mehdi Jahromi¹, Jamasb Pirkandi², Hossein Nourshad³

1- Associate Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

2- Professor, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

3- Researcher, Faculty of Aerospace, Malek Ashtar University of Technology, Iran.

Abstract

This research presents the multi-disciplinary modeling and multi-objective optimization of a low-bypass turbofan engine equipped with a mixer and afterburner. The engine was parametrically analyzed at the design point using exergy analysis to assess the efficiency of its various components. The afterburner was identified as the most inefficient component, responsible for 52.5% of the engine's total exergy destruction, primarily due to high-temperature chemical reactions. The combustion chamber followed as the second-highest source of exergy destruction. The emissions of nitrogen oxides (NOx) from the engine at the design point amounted to 7.88 grams per kilogram of fuel. For optimization, the NSGA-II algorithm was employed, running a population of 10,000 over approximately 500 generations. The optimization considered four objective functions and ten decision variables. The results showed significant improvements: specific fuel consumption reduced by 15.99%, NOx emissions by 59.11%, specific thrust increased by 3.44%, and total exergy destruction decreased by 23.66%.

Keywords: Multidisciplinary modeling, Turbofan engine, Performance, Pollutants, Exergy analysis.

۹۷

سال ۱۵ - شماره ۱

پیاپی و تابستان ۱۴۰۵

نشریه علمی

دانش و فناوری هوافضا



۱. مقدمه

افزایش حجم حمل و نقل هوایی (۵/۹٪ رشد سالانه) و به تبع آن انتشار گازهای گلخانه‌ای در سال‌های اخیر نگرانی‌هایی را به وجود آورده است [۱]. بخش عمده‌ای از این نگرانی‌ها در زمینه آلودگی‌های مربوط به اکسیدهای کربن (دی‌اکسید کربن و مونواکسید کربن) و همچنین اکسید نیتروژن (ناکس) تولیدی از موتورهای هواپیماها می‌باشد. برآورد می‌شود تا سال ۲۰۲۵ مقدار کل آلاینده دی‌اکسید کربن ناشی از هواپیماهای تجاری بین ۱/۲ تا ۱/۵ میلیارد تن شود. در حالیکه، این مقدار در سال ۲۰۰۰ میلادی ۶۷۰ میلیون تن بوده است. همچنین تخمین زده شده است که میزان تولید آلاینده اکسیدهای نیتروژن موتور هواپیماهای تجاری در نزدیکی فرودگاه‌ها از ۲/۵ میلیون تن در سال ۲۰۰۰ میلادی به ۶/۱ میلیون تن در سال ۲۰۲۵ میلادی افزایش یابد. این پژوهش اعلام می‌دارد تعداد انسان‌هایی که به‌طور جدی تحت تاثیر صدای ناشی از هواپیما قرار می‌گیرند از تعداد ۲۴ میلیون نفر در سال ۲۰۰۰، به تعداد ۳۱ میلیون نفر در سال ۲۰۲۵ خواهد رسید [۲]. این نگرانی‌های عمومی منجر به تدوین سیاست‌های سختگیرانه‌ای توسط سازمان‌های بین‌المللی در زمینه کاهش انتشار گازهای گلخانه‌ای شده است. با توجه به قوانین سخت‌گیرانه انتشار آلاینده‌ها نیاز به باز طراحی، بهینه‌سازی و طراحی موتورهای هوایی بر اساس استانداردهای جدید و به‌روز اجتناب‌ناپذیر می‌باشد.

اولین گام در هر طراحی، طراحی مفهومی می‌باشد. انتظاراتی که از طرح مورد نظر وجود دارد و وظیفه‌ای که برای آن انتخاب شده در این

مرحله در نظر گرفته می‌شود. در مرحله طراحی مفهومی براساس راه حل‌های بهینه، پاسخگویی به تقاضا مبتنی بر دریافت نظرات ذینفعان طرح از جمله صاحبان تکنولوژی، تامین‌کنندگان کالا، تجهیزات و خدمات به منظور انتخاب دانش فنی مناسب، تعیین سیمای کلی طرح و تدوین مبانی طراحی در مراحل پایه و تفصیلی (با جزئیات) می‌باشد. در مرحله طراحی مفهومی فرآیندهای اصلی و کارکرد سیستم‌های تشکیل دهنده طرح تعیین می‌شود و بیش از یک گزینه برای برآورده ساختن هدف طرح پیشنهاد می‌شود. در نهایت، در صورت نیاز با انجام مجدد بخشی از مطالعات امکان سنجی گزینه بهتر مشخص می‌شود [۳].

از جمله مطالعات انجام شده در زمینه اگزورژی موتورهای هوایی، می‌توان به پژوهش تورگوت و همکاران [۴] اشاره نمود. هدف اصلی در این پژوهش انجام آنالیز اگزورژی بر روی موتور توربوفن F100-PW-100 با نسبت گذر پایین و نیروی رانش ۷۹/۱ (kN) در ارتفاع سطح دریا و (m) ۱۱۰۰۰ بوده است. مقادیر تخریب اگزورژی و راندمان اگزورژی در دو ارتفاع محاسبه شده و در نهایت سهم پس‌سوز در تخریب اگزورژی کل موتور ۴۸/۱٪ در سطح دریا محاسبه شده است. همچنین سهم نازل خروجی، محفظه احتراق و توربین در تخریب اگزورژی به ترتیب برابر ۲۹/۷٪، ۱۷/۲٪ و ۲/۵٪ است. راندمان اگزورژی مرتبط با چهار بخش اصلی به ترتیب برابر ۵۹٪، ۶۵٪، ۸۸٪ و ۸۸٪ می‌باشد.

سزار تونار و همکاران [۵]، در پژوهشی یک موتور توربوفن را از نظر اگزورژی و ترموآکونومیک آنالیز کرده‌اند. تمرکز این پژوهش، توسعه یک مدل جهت ارزیابی فرآیندهای تبدیل انرژی درون



موتور با استفاده از آنالیز اگزورژی و ترموآکونومیک به عنوان ابزارهای ارزیابی می‌باشد. نقطه طراحی موتور در شرایط کروز بصورت، ارتفاع ۳۷۰۰۰ پای و ماخ ۰/۷۷ و تمامی محاسبات در حالت خارج از طراحی شبیه‌سازی شده‌است. تورگات و همکاران [۶، ۷] در پژوهشی دیگر تحلیل اگزورژی یک موتور توربوفن را ارائه نمودند. در این تحلیل در تمامی اجزای موتور غیر از بخش‌های خروجی (به دلیل سرعت‌های بالا) از اگزورژی‌های جنبشی و نیز پتانسیل چشم‌پوشی شده‌است. بیش‌ترین تخریب و اتلاف اگزورژی مرتبط با نازل فن (۴۷،۳۱ مگاوات) می‌باشد، بعد از آن نازل خروجی موتور (۳۵،۹۱ مگاوات) و محفظه احتراق (۳۱،۵۴ مگاوات) قرار دارند. توران [۶، ۸] با استفاده از تعریف اگزورژی مخصوص، اثرات ارتفاع‌های مرجع (بین ۴۰۰۰ تا ۹۰۰۰ متر) را بر راندمان‌های اگزورژی یک موتور توربوفن بررسی کرد. در این پژوهش راندمان‌های انرژی و اگزورژی در ۶ ارتفاع مختلف پروازی بررسی شده و نتایج تخریب اگزورژی در ارتفاع ۹۰۰۰ متر و سرعت ماخ ۰/۹ نیز بررسی شده‌است. یاسین سوهرت و همکاران [۹]، تحلیل اگزورژی موتور توربوفن AE3007H یک پهباد نمونه را در طول یک فرایند پروازی ارائه داده‌اند. در مطالعه انجام شده پارامترهای اگزورژی (راندمان اگزورژی، نرخ تخریب اگزورژی، نرخ پتانسیل بهبود، عدم بهره‌وری و نرخ فرسایش سوخت) برای هر جزء بر اساس نتایج مشاهده شده از یک موتور در طول یک پرواز کامل محاسبه شده‌است. بالی [۱۰] در پژوهشی، تجزیه و تحلیل اگزورژی معمولی و پیشرفته یک موتور توربوفن را ارائه نموده‌است. در این تحقیق، پارامترهای اصلی اگزورژی اجزاء موتور در حالی بیان می‌شوند که نرخ تخریب اگزورژی به دو گروه

(درونی / بیرونی) و (اجتناب‌پذیر / اجتناب‌ناپذیر) تقسیم شده‌است. انور یالسین [۱۱] عملکرد رانش یک موتور توربوفن را بر مبنای رهیافت اگزورژی و مدیریت نیروی پیشران آن در یک هواپیما بررسی کرده‌است. تمرکز این مطالعه بر تغییرات نیروی رانش در طول یک پرواز کامل و با در نظر گرفتن عملکردهای اگزورژی و انرژی یک موتور هواپیما می‌باشد.

شاکاریانتس و همکاران [۱۲] در پژوهشی، یک روش کلی برای تجزیه و تحلیل اثر تغییرات شرایط پروازی، تنظیمات توان و پارامترهای محفظه احتراق بر ترکیب گازهای خروجی ارائه داده‌اند. با استفاده از مقادیر داده‌های مرجع در نقاط کاری مشخص موتور، مدل‌های آلاینده‌گی می‌توانند طوری تنظیم شوند تا مقادیر غلظت مطلق را در شرایط تغییر یافته پیش‌بینی کنند. چاندراسکاران و گوها [۱۳] با مطالعه‌ای بر روی روش‌های پیش‌بینی اکسیدهای نیتروژن موتورهای توربین گاز هواپیما، یک روش اصلاح شده را براساس داده‌های غیراختصاصی پیشنهاد داده‌اند. این پژوهش بسیاری از روش‌های مهم پیش‌بینی را گرد هم آورده و یک مطالعه جامع روی دقت و کاربرد آن‌ها دارد. در نهایت روش جدیدی به‌نام ناکس عمومی ارائه شده‌است و با قابل اعتمادترین روش، یعنی P_3-T_3 مقایسه می‌شود. این روش برخلاف روش P_3-T_3 نیاز به اطلاعات اختصاصی موتور ندارد. کیپریانیدیس و داهلکویست [۱۴] در پژوهشی با هدف ارزیابی تبادل بین افزایش بهره‌وری انرژی موتورهای هوایی مدرن و عملکرد اکسیدهای نیتروژن آن‌ها انجام داده‌اند. این مطالعه بر پایه مدل‌های عملکردی از پیش توسعه یافته به منظور بهینه‌سازی مصرف سوخت ویژه موتورهای هوایی با طراحی‌های آینده انجام



شده است.

نوری و همکاران [۱۵] در پژوهشی، بهینه‌سازی چند هدفه یک سیکل ترمودینامیکی توربوجت آرمانی را با استفاده از الگوریتم ژنتیک انجام داده‌اند. در نتیجه این مطالعه، نتایج بهینه‌سازی با چهار تابع هدف می‌تواند نتایج دو تابع هدف را هم شامل شود؛ بنابراین، گزینه‌های بیشتری برای طراحی بهینه چرخه ترمودینامیکی توربوجت آرمانی با پس‌سوز را فراهم می‌کند.

پاتل و همکاران [۱۶] در مطالعه خود به بهینه‌سازی یک موتور توربوجت با ارزیابی راندمان، نیروی رانش و مصرف سوخت پرداخته‌اند. این مطالعه با هدف بیشینه‌سازی راندمان حرارتی، راندمان پیش‌رانش و رانش ویژه و همچنین کمینه‌سازی مصرف سوخت ویژه با بکارگیری الگوریتم جستجوی انتقال حرارت چند هدفه انجام شده است.

تانبای و همکاران [۱۷] در تحقیق خود از یک پیش‌رانه جدید هیدروژنی برای موتور هواپیما استفاده کردند و اثرات آلودگی‌های محیطی را در آن بررسی نمودند. براساس نتایج به‌دست آمده، انتشار اکسید نیتروژن (NO_x) از موتور می‌تواند با کاهش جریان جرمی هوا، کاهش سرعت کروز، کاهش ارتفاع و افزایش نرخ جریان سوخت، به‌طور قابل توجهی کاهش یابد.

تغییرات انتشار دی‌اکسید نیتروژن (NO_2) نیز با این پارامترها مشابه است؛ با این تفاوت که اثر تغییرات ارتفاع بر دی‌اکسید نیتروژن معکوس است. در تحقیق دیگری که توسط شیما و همکاران [۱۸] صورت گرفت، مقادیر اگزرژی یک موتور توربوفن هیبرید شده با پیل سوختی اکسید جامد به‌دست آمده است. بر اساس نتایج حاصل از

تحقیق، موتور پیشنهادی دارای راندمان اگزریک متوسط ۸۸٪ و میانگین نسبت تخریب اگزرژی ۱۲٪ است. آیگان و همکاران [۱۹] در مطالعه خود کارایی و انتشار گازهای گلخانه‌ای موتور هواپیما را در فاز کروز بررسی کردند.

با توجه به نتایج به‌دست آمده، میانگین شاخص انتشار مشتقات اکسید نیتروژن در فاز کروز برابر با ۱۶/۶۶ گرم بر کیلوگرم در ارتفاع پروازی ۹ کیلومتر و ۱۳/۹۳ گرم بر کیلوگرم در ارتفاع پروازی ۱۱ کیلومتر است. در مطالعه اوگار و همکاران [۲۰] پارامترهای ترمودینامیکی موتور توربوفن با کنارگذر بالا با استفاده از نرم افزار مدل‌سازی شد. در ادامه استفاده از هیدروژن به جای سوخت‌های معمولی در موتور توربوفن مورد بررسی قرار گرفت. سپس، تحلیل‌های انرژی، اگزرژی، پایداری اگزرژی و اگزروکونومیک^۲ در ارتفاعات متغیر انجام شد. بر اساس نتایج حاصل از تحقیق، کمترین شاخص پایداری اگزرژی موتور توربوفن در محفظه احتراق به میزان ۳/۳۴ به‌دست آمد.

پژوهش‌های گذشته نشان داده‌اند که ترکیب سامانه‌های هیبریدی شامل توربین گاز و پیل سوختی اکسید جامد (SOFC) می‌تواند رویکردی مؤثر برای افزایش کارایی انرژی و کاهش آلاینده‌ی باشد [۲۱] در این تحقیقات، سامانه‌های هیبریدی مستقیم و غیرمستقیم با استفاده از تحلیل اگزرژی و ارزیابی ترمواقتصادی^۴ مقایسه شده‌اند. نتایج نشان داده است که سامانه‌های هیبریدی مستقیم با پیل سوختی فشرده، به دلیل ترکیب بهینه چرخه‌های حرارتی و الکتروشیمیایی، بالاترین کارایی الکتریکی را ارائه می‌دهند و نرخ تخریب اگزرژی و انتشار آلاینده‌های زیست‌محیطی کمتری دارند. از سوی دیگر، سامانه‌های هیبریدی

غیرمستقیم، اگرچه به دلیل استقلال چرخه‌ها دارای انعطاف‌پذیری عملیاتی بیشتری هستند، اما به دلیل نیاز به مبدل‌های حرارتی پیچیده‌تر و افزایش اتلاف حرارت، راندمان کلی پایین‌تری از خود نشان می‌دهند. در پژوهشی دیگر، تحلیل ترمودینامیکی و اگزرژی یک موتور توربوجت بدون پس‌سوز انجام شده است [۲۲]. در این مطالعه، مدل‌سازی با استفاده از یک کد توسعه‌یافته در محیط MATLAB صورت گرفته و صحت‌سنجی نتایج با نرم‌افزار GSP انجام شده است. نتایج نشان داد که با افزایش ارتفاع پروازی تا ۱۱ کیلومتر (در نسبت فشار کمپرسور برابر با ۴۰)، بازده اگزرژی موتور از ۵۹/۶۱٪ به ۶۳/۳۸٪ افزایش می‌یابد. همچنین، در محدوده دمایی ۹۳- تا ۴۷ درجه سانتی‌گراد، بازده اگزرژی موتور بین ۵۰/۷۸٪ تا ۵۱/۹۷٪ متغیر است، که نشان می‌دهد عملیات در شرایط دمای پایین‌تر هوا می‌تواند بدون نیاز به بهینه‌سازی‌های ترمودینامیکی، بازده را بهبود بخشد. علاوه بر این، افزایش سرعت پرواز از ۵۰ به ۳۰۰ متر بر ثانیه و دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین، بازده اگزرژی را از ۵۱/۰۵٪ به ۵۷/۵۳٪ ارتقا می‌دهد. این نتایج تأکید می‌کند که پارامترهای محیطی و عملیاتی نقش بسزایی در بهبود عملکرد موتورهای هوایی ایفا می‌کنند.

مطالعات اخیر نشان داده‌اند که تحلیل اگزرژی در کنار قوانین اول و دوم ترمودینامیک می‌تواند ابزاری مؤثر برای ارزیابی عملکرد و شناسایی نقاط ضعف موتورهای هوایی باشد. نتایج بررسی‌ها حاکی از آن است که محفظه احتراق و پس‌سوز، به ترتیب، بیشترین تخریب اگزرژی را دارند و بهینه‌سازی آن‌ها می‌تواند نقش کلیدی در بهبود عملکرد موتور ایفا کند. همچنین، تحلیل سامانه‌های هیبریدی مستقیم و غیرمستقیم نشان

می‌دهد که سامانه‌های مستقیم با ترکیب بهینه چرخه‌های حرارتی و الکتروشیمیایی، بالاترین بازده و کمترین تخریب اگزرژی را ارائه می‌دهند، درحالی‌که سامانه‌های غیرمستقیم به دلیل نیاز به مبدل‌های حرارتی پیچیده، راندمان کلی کمتری دارند [۲۳].

هدف از این تحقیق، مدل‌سازی و بهینه‌سازی چندوجهی یک موتور توربوفن با نسبت گذر پایین و دارای محفظه اختلاط و پس‌سوز فعال است. موتور انتخاب شده در نقطه طراحی مدل‌سازی و تحلیل پارامتریک شده است. با استفاده از تحلیل اگزرژی بخش‌های مختلف موتور مورد بررسی قرار گرفته است. جهت بهینه‌سازی چند جهته موتور از الگوریتم NSGA-II استفاده شده است.

۲. معادلات حاکم

۲-۱ عملکرد موتور

در این فصل معادلات حاکم بر بخش‌های مختلف موتور توربوفن نمونه ارائه خواهد شد. به منظور مدل‌سازی عملکرد موتور و محاسبه پارامترهای خروجی از قبیل، نیروی رانش، نیروی رانش ویژه، مصرف سوخت ویژه، راندمان پیش‌رانش و راندمان حرارتی از معادلات موجود در کتاب متینگلی [۲۱] به عنوان مبناء استفاده شده است.

معادلات شامل معادله ورودی موتور، فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و نازل است.

۲-۲ اگزرژی

اگزرژی به طور معمول به بیشترین کار تئوری مفید (کار محوری یا الکتریکی) گفته می‌شود که از یک سیستم حرارتی به دست می‌آید. زمانی این تعریف مطرح می‌گردد که سیستم مورد نظر با محیط مرجع خود به تعادل رسیده و انتقال گرما



نیز فقط با محیط صورت گیرد. به طور معادل نیز می‌توان گفت که آگزورژی عبارت است از حداقل کار تئوری مورد نیاز برای اینکه یک مقدار از ماده را از حالتی که در تعادل با محیط می‌باشد به یک حالت مشخص ببرد. بنابراین می‌توان چنین تعبیر کرد که آگزورژی نشان‌دهنده میزان انحراف حالت یک سیستم نسبت به حالت محیط می‌باشد [۲۸].

در غیاب اثرات هسته‌ای، مغناطیسی، الکتریکی و کشش سطح، آگزورژی کل یک سیستم (Ex) به چهار مولفه تقسیم می‌شود: آگزورژی فیزیکی (Ex^{PH})، آگزورژی جنبشی (Ex^{KE})، آگزورژی پتانسیل (Ex^{PT}) و آگزورژی شیمیایی (Ex^{CH}) [۲۹]:

$$Ex = Ex^{PH} + Ex^{KE} + Ex^{PT} + Ex^{CH} \quad (۱)$$

۲-۲-۱ آگزورژی فیزیکی

آگزورژی فیزیکی یک جریان، برابر با بیشترین کار قابل حصول از آن جریان است که توسط یک فرآیند فیزیکی از حالت اولیه (دمای T و فشار P) به حالت محیط (دمای T_0 و فشار P_0) آورده می‌شود و فقط با محیط تبادل گرمایی دارد [۱۴]:

$$\dot{Ex}^{PH} = \dot{m}e^{PH} = \dot{m}[(h - h_0) - T_0(s - s_0)] \quad (۲)$$

۲-۲-۲ آگزورژی جنبشی

انرژی جنبشی یک جریان به طور کامل قابلیت تبدیل به کار را دارد؛ از این رو، زمانی که در ارتباط با محیط مرجع ارزیابی شود برابر با آگزورژی جنبشی آن جریان می‌باشد و از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۴].

$$\dot{Ex}^{KE} = \dot{m} \frac{V^2}{2} \quad (۳)$$

۲-۲-۳ آگزورژی پتانسیل

انرژی پتانسیل یک جریان نیز همانند انرژی جنبشی آن به طور کامل قابلیت تبدیل به کار را دارد. آگزورژی پتانسیل جریان پس از ارزیابی با محیط مرجع از رابطه زیر به دست می‌آید [۱۴]:

$$\dot{Ex}^{PT} = \dot{m}gz \quad (۴)$$

۲-۲-۴ تخریب آگزورژی

برگشت ناپذیری‌هایی مانند اصطکاک، اختلاط، واکنش‌های شیمیایی، انتقال گرما از طریق اختلاف دمای محدود، تراکم غیر شبه تعادلی یا انبساط همواره باعث تولید آنتروپی می‌شوند و هر چیزی که باعث تولید آنتروپی شود همیشه باعث تخریب آگزورژی می‌شود. آگزورژی تخریب شده متناسب با آنتروپی تولید شده است [۲۸].

$$Ex_D = T_0 S_{gen} \geq 0 \quad (۵)$$

۲-۲-۵ موازنه آگزورژی

فرآیندهای ترمودینامیکی از قوانین بقای جرم و انرژی تبعیت می‌کنند. این قوانین بقا بیان می‌کنند که در طی یک فرآیند جرم کل و انرژی نه به وجود می‌آیند و نه نابود می‌شوند. در حالیکه آگزورژی بقا نداشته و می‌تواند به واسطه بازگشت ناپذیری‌های داخل یک سیستم تخریب یا نابود گردد. علاوه بر تخریب، آگزورژی می‌تواند تلف شده و به محیط دفع گردد. انتقال آگزورژی از مرزهای یک حجم کنترل می‌تواند به واسطه جریان‌های مواد و یا انتقال انرژی از طریق کار یا حرارت صورت گیرد. شکل کلی بالانس آگزورژی برای یک حجم کنترل که دارای چندین جریان ورودی و خروجی می‌باشد، به صورت زیر خواهد بود [۲۸]:

$$\frac{dEx_{c.v}}{dt} = \sum_i \dot{Ex}_{Q,i} + \dot{Ex}_W + \sum_i \dot{Ex}_i - \sum_e \dot{Ex}_e - \dot{Ex}_D \quad (۶)$$

که در آن، $\dot{E}_{Q,i}$ نرخ انتقال حرارت، $\dot{E}_W$ نرخ کار، $\dot{E}X_D$ نرخ اگزرژی جریان ورودی و خروجی و $\dot{E}X$ نرخ تخریب اگزرژی می‌باشد.

۲-۲-۶ راندمان اگزرژی

روش‌های متعددی برای فرمولاسیون راندمان اگزرژتیک (اگزرژی یا قانون دوم) در انواع سیستم‌های انرژی با جزئیات در منابع مختلف ارائه شده‌اند [۲۱ و ۲۲]. تعریف راندمان مبتنی بر اگزرژی (که گاهی بازده قانون دوم خوانده می‌شود) بسیار حائز اهمیت است؛ معمولاً دو رویکرد متفاوت برای این تعریف به کار می‌رود، یکی با عنوان “brute-force” و دیگری “functional” نامیده می‌شود [۲۸]. راندمان اگزرژی “brute-force”، برای هر سیستمی به صورت، نسبت مجموع تمام اگزرژی‌های خروجی به مجموع تمام اگزرژی‌های ورودی تعریف می‌شود.

$$\eta_{Ex_a} = \frac{\dot{E}X_{out}}{\dot{E}X_{in}} \quad (7)$$

راندمان اگزرژی “functional”، برای هر سیستمی به صورت، نسبت اگزرژی مرتبط با انرژی خروجی مطلوب به اگزرژی مرتبط با انرژی صرف شده برای دستیابی به خروجی مطلوب تعریف می‌شود.

$$\eta_{Ex_b} = \frac{\dot{P}}{\dot{F}} \quad (8)$$

۲-۳ آلاینده‌گی

در حال حاضر، میزان انتشار اکسیدهای نیتروژن (NOx) و گونه‌های دیگر از آلاینده، از ناوگان هواپیمایی جهانی نسبت به وسایل نقلیه مستقر در زمین کمتر است. با این حال، انتشار آلاینده از هواپیما به یک موضوع بسیار مهم تبدیل

شده‌است؛ زیرا انتشار در حالت کروز، بالاتر از تروپوسفر و پایین تر از استراتوسفر، به طور مستقیم در تغییرات آب و هوا نقش دارد [۲۰]. آلاینده‌های هواپیما شامل دی‌اکسیدکربن، بخار آب، اکسید گوگرد، دی‌اکسید نیتروژن، اکسید نیتروژن، مونو اکسید کربن، هیدروکربن‌های نسوخته، دوده و ذرات ریز مواد هستند. انتشار آلاینده‌ها در حالت کروز معمولی برای یک موتور توربوفان مدرن شامل، ۷۲٪ دی اکسید کربن، ۲۷٪ بخار آب، ۰٫۰۲٪ اکسید گوگرد و ۰٫۰۴٪ عناصر دیگر است. عناصر دیگر به نوبه‌ی خود شامل ۸۴٪ اکسید نیتروژن، ۱۱٫۸٪ مونواکسید کربن، ۴٪ هیدروکربن‌های نسوخته و ۰٫۲٪ دوده می‌باشد.

۲-۳-۱ روش‌های پیش بینی اکسیدهای نیتروژن

انتشار دی اکسید کربن و بخار آب را می‌توان مستقیم از سوختن سوخت ارزیابی کرد، در حالیکه انتشار اکسید نیتروژن را نمی‌توان مستقیم ارزیابی کرد، زیرا این امر بستگی به نحوه کنترل احتراق دارد. انتشار اکسید نیتروژن موتور توسط شاخص انتشار اکسیدهای نیتروژن (EINOx) نشان داده می‌شود. شاخص (EI) بیان کننده‌ی نسبت جرم آلاینده در واحد گرم به جرم سوخت سوزانده شده در واحد کیلوگرم می‌باشد. به منظور تعیین کمیت (EINOx)، روش‌های مختلفی در منابع چاپی ارائه شده‌است [۲۰]. روش‌های موجود به پنج روش کلی طبقه‌بندی شده‌اند: (۱) مدل‌های مبتنی بر همبستگی، (۲) روش (P₃-T₃)، (۳) روش‌های جریان سوخت، (۴) مدل‌های مبتنی بر فیزیک ساده، (۵) شبیه‌سازی‌های بسیار دقیق.



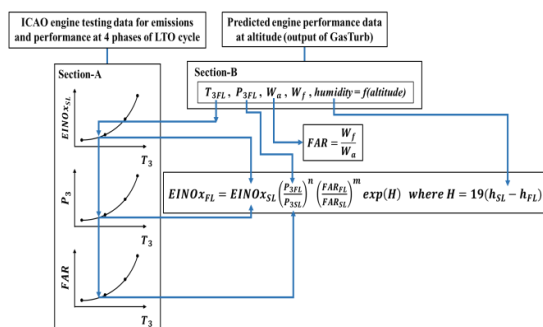
۲-۳-۲ روش P_3-T_3

از میان روش‌های ساده پیش‌بینی آلاینده‌گی، قابل اعتمادترین روش، P_3-T_3 است. در این روش، شاخص EI که در سطح زمین اندازه‌گیری شده است، با در نظر گرفتن شرایط محفظه احتراق در ارتفاع، تصحیح می‌شود. روش P_3-T_3 می‌تواند برای همه موتورهای به کار برده شود [۲۰]. برای محاسبه $EINOx$ [۲۰] ابتدا، شرایط ورود به محفظه احتراق P_3 ، T_3 و FAR (مربوط به چهار حالت تنظیم دریچه گاز) داده شده در بانک اطلاعاتی ایکائو با استفاده از نرم‌افزارهای شبیه‌ساز موتور تعیین می‌شوند. مانند P_3 و FAR که قبلاً تعیین شده‌اند در برابر دمای ورود به محفظه احتراق (T_3)، که مربوط به چهار حالت تنظیم دریچه گاز است، رسم می‌شوند. به طور مشابه، مقادیر $EINOx_{SL}$ از بانک اطلاعاتی ایکائو در برابر مقدار T_3 مربوط به چهار حالت تنظیم دریچه گاز ترسیم می‌شوند. اندیس SL نشان دهنده‌ی شرایط سطح دریا است. شرایط ورودی محفظه احتراق (P_{3FL} ، T_{3FL}) برای ارتفاع مورد نظر (شکل ۱) با استفاده از یک مدل ترمودینامیکی برای جریان سوخت مشخصی تعیین می‌شوند. مقادیر $EINOx_{SL}$ ، P_{3FL} و FAR_{SL} مربوط به دمای ورودی احتراق در ارتفاع (T_{3FL}) از نمودارهای ذکر شده در بخش قبل بدست می‌آیند. اندیس FL نشان دهنده‌ی شرایط پرواز است. $EINOx_{FL}$ با استفاده از اصلاحات صورت گرفته برای اختلاف فشار ورودی محفظه احتراق P_3 و FAR میان سطح زمین و ارتفاع قابل محاسبه است. این اصلاح با استفاده از مقادیر مناسب توان فشار n ، توان نسبت سوخت به هوا m و فاکتور رطوبت H در معادله (۹) انجام می‌شود. فاکتور رطوبت با استفاده از

معادله (۱۰) محاسبه می‌شود. پارامتر h در معادله (۱۰) نشان دهنده‌ی رطوبت است.

$$EINOx_{FL} = EINOx_{SL} \left(\frac{P_{3FL}}{P_{3SL}} \right)^n \left(\frac{FAR_{FL}}{FAR_{SL}} \right)^m \times \exp(H) \quad (9)$$

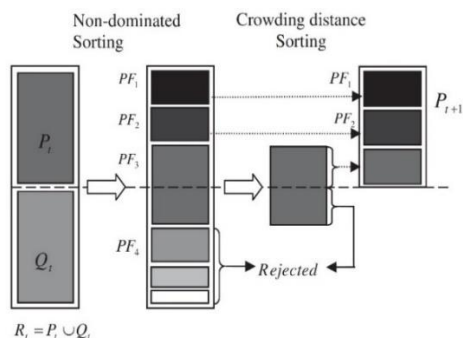
$$H = 19(h_{SL} - h_{FL}) \quad (10)$$



شکل ۱. شماتیک عملکرد روش P_3-T_3 [۲۰]

۲-۴ بهینه‌سازی چند هدفه

بهینه‌سازی هنر یافتن بهترین جواب در بین وضعیت‌های موجود است. بهینه‌سازی در طراحی و نگهداری بسیاری از سیستم‌های مهندسی، اقتصادی و حتی اجتماعی به منظور کمینه کردن هزینه لازم و یا بیشینه کردن سود کاربرد دارد. به دلیل کاربرد وسیع بهینه‌سازی در علوم متفاوت، این بحث رشد بسیاری کرده‌است، به طوری که در ریاضیات، مدیریت، صنایع و بسیاری از شاخه‌های علوم مورد مطالعه و بررسی قرار می‌گیرد و حتی نام‌های متفاوت از قبیل برنامه‌ریزی خطی و تحقیق در عملیات برای اشاره به مباحث بهینه‌سازی به کار می‌رود. به طور کلی می‌توان روش‌های بهینه‌سازی را به دو گروه الگوریتم‌های کلاسیک و تکاملی تقسیم‌بندی کرد [۲۸]. روش‌های بهینه‌سازی چند هدفه همگی بر مبنای الگوریتم ژنتیک عمل می‌کنند؛ ولی هر کدام از آن‌ها روش متفاوتی را برای انتخاب شایسته‌ترین‌ها



شکل ۲. شماییک روش NSGA-II [۲۸]

۲-۴-۱ رتبه‌بندی غیرمغلوب

در روش NSGA-II اعضای جمعیت بر اساس مفهوم غلبه نداشتن مرتب می‌شوند. در روش مرتب‌سازی غیرغالب، به اعضای از جمعیت که نسبت به سایر اعضای آن نسل مغلوب نشده‌اند، رتبه ۱ نسبت داده شده و در جبهه اول قرار می‌گیرند و از جمعیت کنار گذاشته می‌شوند تا عملیات غربالگری ادامه یابد و تمامی اعضا ارزیابی شوند و رتبه مرتبط به آن‌ها تعلق گیرد [۲۸]. از معادله (۱۱) به منظور تشخیص رابطه غلبه بین دو عضو در جمعیت بهره‌گیری می‌شود. مطابق معادله (۱۱)، عضو (p) نسبت به عضو (q) غالب محسوب می‌شود اگر دو شرط زیر محقق شود: نخست، عضو (p) باید در تمامی معیارها حداقل با کارایی مساوی با عضو (q) ارزیابی شود. دوم، لازم است که در حداقل یک معیار، کارایی عضو (p) از عضو (q) بیشتر باشد. این دو شرط تضمین می‌کنند که عضو (p) در یک یا چند مولفه اصلی نسبت به عضو (q) برتری داشته باشد. در نتیجه، از این رابطه در انتخاب اعضای دارای بالاترین کارایی و کمترین غلبه‌پذیری برای تولید نسل‌های آتی استفاده می‌شود.

$$\begin{aligned} \forall i \in \{1, \dots, n\} : f_i(p) &\geq f_i(q) \\ \exists i \in \{1, \dots, n\} : f_i(p) &> f_i(q) \end{aligned} \quad (11)$$

برای تولید نسل‌ها بعدی انتخاب کرده‌اند [۲۸]. الگوریتم ژنتیک مرتب‌سازی غیر مغلوب^۵ (NSGA-II) یکی از الگوریتم‌های تکاملی نخبه‌گراست که توسط دب و همکارانش [۴] ارائه شده است. برای راه‌اندازی الگوریتم نیاز به مقداردهی پارامترهای الگوریتم است که این پارامترها در زیر نمایش داده شده‌اند.

(۱) انتخاب اندازه جمعیت اولیه (pop-size)

(۲) احتمال عملگر تقاطع (pc)

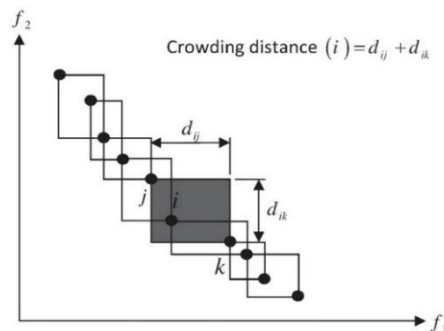
(۳) حداکثر تکرار (Gen)

در این الگوریتم ابتدا باید جمعیت فرزندان^۶ (Q_t) با استفاده از جمعیت والدین^۷ (P_t) ساخته شود. در این قسمت به جای استفاده کردن از جواب‌های غیر مغلوب فرزندان، جمعیت فرزندان و جمعیت والدین را با یکدیگر ادغام کرده و یک جمعیت ترکیبی^۸ R_t را با $2N$ عضو تشکیل می‌شود. سپس از یک دسته‌بندی غیر مغلوب برای دسته‌بندی تمام جمعیت R_t استفاده می‌شود. به عبارت دیگر جمعیت فعلی مورد ارزیابی قرار گرفته و آن‌ها به دسته‌هایی با ارزش‌های متفاوت تقسیم‌بندی می‌شوند. در نهایت پس از اتمام این مرحله دسته‌های متفاوتی ایجاد خواهد شد که تعداد آن‌ها در بازه ۱ تا $2n$ قرار خواهد داشت. پس از این مرحله، تعداد n عضو از مجموعه اعضا انتخاب شده و نسل بعدی را تشکیل خواهد داد. شکل ۲ شماییک روش NSGA-II را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که در این الگوریتم جمعیت اولیه به صورت تصادفی انتخاب و مقداردهی می‌شود. پس از ایجاد جمعیت اولیه و قرار دادن افراد در سطوح متفاوت با استفاده از درجه غیرمغلوبی آن‌ها، جواب‌ها با یکدیگر ترکیب شده و جمعیت جدید را بوجود خواهند آورد [۲۸].

۲-۴-۲ فاصله ازدحام

$$cd_f(x_{[i,f]}) = \frac{f_k(x_{[i+1,k]}) - f_k(x)}{f_k^{\max}(x) - f_k^{\min}(x)} \quad (12)$$

$$cd(x) = \sum cd_f$$

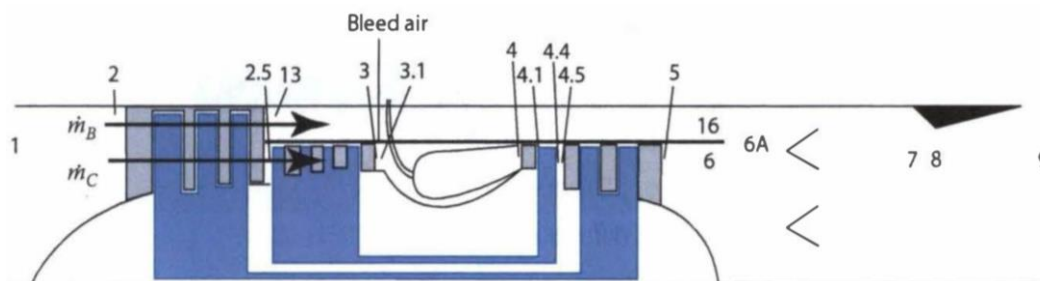


شکل ۳. فاصله ازدحام در روش NSGA-II [۲۸]

۳. مدل سازی

موتور انتخاب شده در این پژوهش، موتور توربوفن محوره، نسبت گذر پایین و جریان خروجی مخلوط شونده است. شماتیک موتور در شکل ۴ نشان داده شده است. به منظور مدل سازی عملکرد موتور در نقطه طراحی از روابط موجود در مراجع [۲۹، ۲۴] استفاده شده است. بخش های مختلف موتور با استاندارد 755A (ARP) نام گذاری شده اند [۲۴]. فرضیات در نظر گرفته شده در مدل سازی صفر بعدی در شرایط نقطه طراحی به شرح زیر می باشند [۲۴]:

پس از جبهه بندی نقاط، معیار دیگری برای ارزیابی نقاط موجود در یک جبهه استفاده می شود که فاصله ازدحام نام دارد. در حقیقت فاصله ازدحام جایگزینی برای تابع اشتراک^۹ در روش NSGA است و به همین علت است که این روش را NSGA-II نامگذاری کرده اند. در این روش برای هر کروموزوم x یک پارامتر $cd(x)$ در نظر گرفته شده است که معرف فاصله آن نقطه از نقاط مجاورش می باشد. برای این کار در هر کدام از توابع هدف، مقادیر بیشینه و کمینه را بدست آورده و فاصله ازدحام سایر اعضا را با استفاده از رابطه (۱۲) محاسبه می کنیم. فاصله ازدحام برای اعضای جمعیت هر جبهه به طور جداگانه محاسبه می شود. مقایسه بین فاصله ها نیز تنها بین اعضای هر جبهه انجام می شود. مهمترین و اصلی ترین ویژگی مثبت این الگوریتم عدم محدودیت داشتن در تعداد توابع هدف است. همچنین استفاده از روش فاصله ازدحام به جای تاثیر مستقیم تمامی توابع هدف نیز می تواند یکی دیگر از مزایای استفاده از این روش تلقی شود (شکل ۳) [۲۸].



شکل ۴. شماتیک موتور توربوفن دو محوره نمونه با جریان مخلوط شونده [۴۶]

فشار کل که تنها ناشی از اثرات اصطکاک جداره می‌باشد.

(۱) به منظور محاسبه اتلاف در سامانه ورودی هوای موتور به دلیل سرعت پرواز، از رابطه (۱۴) ارائه شده در مرجع [۲۴] استفاده شده است.

(۲) در معادله (۱۴)، Ma بیانگر عدد ماخ پرواز و η_{Rspec} نشان دهنده راندمان سامانه ورودی هوا است.

$$\eta_{Rspec} = 1 \quad Ma < 1$$

$$\eta_{Rspec} = \frac{1 - 0.75(Ma - 1)^{1.35}}{1} \quad 1 < Ma < 5 \quad (14)$$

$$\eta_{Rspec} = \frac{800}{Ma^4 + 935} \quad 5 < Ma$$

۴. نتایج

۴-۱ اعتبار سنجی

در این بخش، نتایج بدست آمده از مدل سازی با نتایج مرجع [۲۴] در شرایط طراحی اعتبار-سنجی شده است.

نتایج اعتبار سنجی عملکرد موتور انتخابی توسط کد توسعه داده شده و نتایج مرجع [۲۴] در جدول ۱ و شکل ۵ نشان داده شده است.

مطابق نتایج نشان داده شده در شکل ۵ متوسط خطای نتایج حاصل از کد توسعه داده شده و نتایج مرجع [۲۴] ۳/۷۸٪ است.

(۱) سیال عامل به عنوان گاز کامل در نظر گرفته شده است.

(۲) سیال عامل به عنوان گاز کامل در نظر گرفته شده است.

(۳) فن و کمپرسور کم فشار توسط توربین کم فشار به حرکت در می‌آیند.

(۴) جریان بعد از کمپرسور کم فشار به طور مستقیم وارد کمپرسور فشار بالا می‌شود و همچنین کمپرسور فشار بالا توسط توربین فشار بالا به حرکت در می‌آید.

(۵) هوای پرفشار مورد نیاز و همچنین جریان-های خنک کاری پره های توربین از بین ایستگاه های ۳ و ۳/۱ تامین می شوند.

(۶) جریان در کانال فن به صورت آیزنتروپیک فرض شده است.

(۷) جریان های هسته موتور و کانال فن در محفظه اختلاط به دلیل طراحی خاص محفظه، تفاوت سرعت و فشار، و عواملی مانند انتشار جرم و آشفتگی، به طور کامل با یکدیگر مخلوط می شوند. نسبت فشار کل محفظه اختلاط از معادله (۱۳) به دست می آید.

$$\pi_M = \pi_{M,ideal} \cdot \pi_{M,max} \quad (13)$$

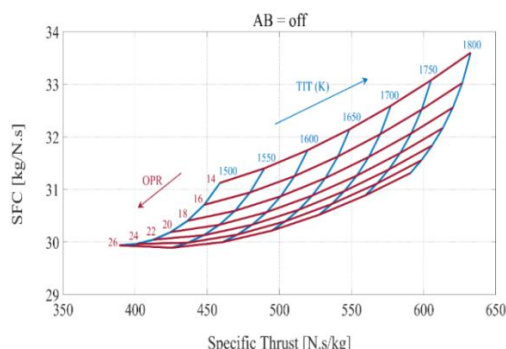
در رابطه فوق، $(\pi_{M,ideal})$ نشان دهنده نسبت فشار کل در راستای محفظه اختلاط ایده آل با مساحت ثابت بوده و $(\pi_{M,max})$ بیانگر نسبت

جدول ۱. اعتبارسنجی پارامترهای خروجی در شرایط طراحی و پس سوز فعال

پارامتر	Model	Mattingly	قدرمطلق خطا (%)	خطای نسبی (%)
$Thrust (kN)$	۹۷۲۵۲۶	۹۹۶۷۴۰	۲۴۲۱۴	۲/۴۹
$SFC (kg/N.s)$	۴۸۳۳۷۴	۴۷۰۵۵۸	۱۲۷۱۶	۲/۶۳
$F/\dot{m}_0 (N.s/kg)$	۱۰۷۲	۱۰۹۸/۷	۲۶/۷	۲/۴۳
η_{Pr}	۰/۴۷۳۲	۰/۴۹۰۴	۰/۰۱۷۲	۳/۶۴
η_{Th}	۰/۵۹۴۸	۰/۶۱۳۹	۰/۰۱۹۱	۳/۲۱



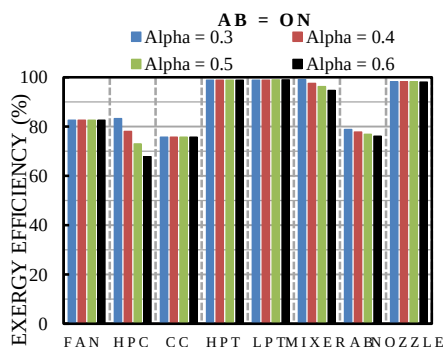
پارامترهای موتور توربوفن مانند: نسبت کنارگذر،



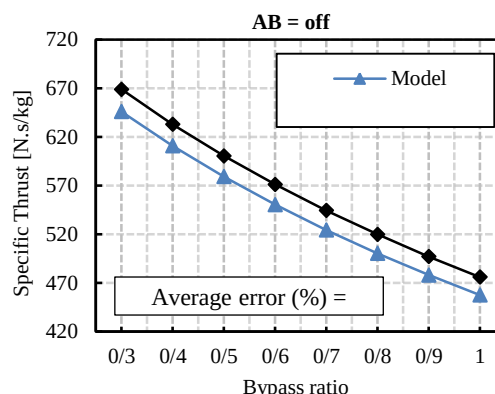
شکل ۶. مصرف سوخت ویژه به رانش ویژه در دما و نسبت فشارهای مختلف در حالت پس سوز غیرفعال
 نسبت فشار کل، دمای ورود به توربین و دمای پس سوز در شرایط پروازی و در دو حالت پس سوز فعال و غیرفعال بررسی شده است.

۳-۴-۱ تحلیل راندمان اگزورژی

در شکل ۷ راندمان اگزورژی اجزای مختلف موتور توربوفن نمونه به نسبت کنارگذر در حالت پس سوز غیرفعال بررسی شده است. همانطور که در نمودار قابل مشاهده است، با افزایش نسبت کنارگذر راندمان اگزورژی کمپرسور فشار بالا، محفظه اختلاط و نازل خروجی کم می شود. همچنین راندمان اگزورژی دیگر اجزا ثابت می ماند. در شکل ۸ راندمان اگزورژی اجزای موتور در حالت پس سوز فعال مورد



شکل ۸. راندمان اگزورژی اجزاء به نسبت کنارگذر در حالت پس سوز فعال



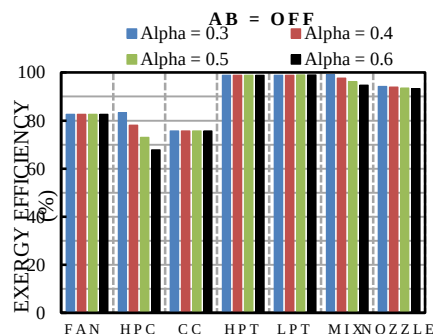
شکل ۵. اعتبارسنجی نیروی رانش ویژه به نسبت کنارگذر در شرایط طراحی

۳-۴-۲ تحلیل پارامتریک عملکرد

پس از بررسی عملکرد موتور در نقطه طراحی، نوبت به مطالعات پارامتریک می رسد که با تغییر پارامترهای مختلف نقطه طراحی به بررسی عملکرد موتور می پردازد [۳۰]. از جمله پارامترهای مهم در تحلیل عملکرد موتورهای توربین گاز هوایی، مصرف سوخت ویژه و نیروی رانش ویژه می باشند. در شکل ۶ تحلیل پارامتریک مصرف سوخت ویژه به نیروی رانش ویژه در نسبت فشار-های مختلف و دماهای ورود به توربین مختلف در شرایط طراحی قابل مشاهده است.

۳-۴-۳ تحلیل پارامتریک اگزورژی

در این بخش، تغییرات اگزورژی اجزای اصلی موتور در شرایط پروازی باتوجه به تغییرات برخی از



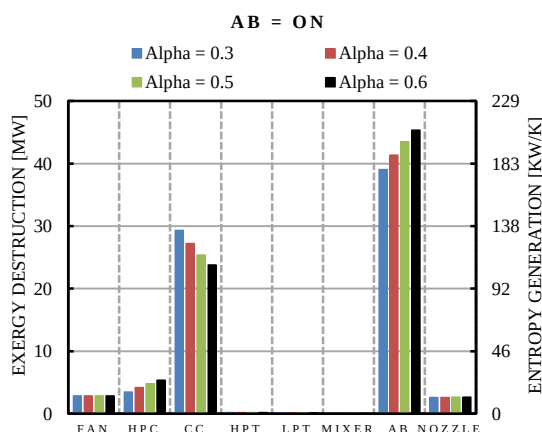
شکل ۷. راندمان اگزورژی اجزاء به نسبت کنارگذر در حالت پس سوز غیرفعال

بررسی قرار گرفته است. نتایج تحلیل حاصل از شرایط دبی جرمی ورودی به موتور به صورت ثابت به دست آمده است. با افزایش نسبت کنارگذر، راندمان اگزرژی پس سوز، کمپرسور فشار بالا، محفظه اختلاط و نازل خروجی کاهش خواهند یافت. افزایش نسبت کنارگذر منجر به افزایش حجم هوای عبوری از مسیر کنارگذر می شود. این امر باعث می شود که بخشی از هوا بدون تجربه فرایند تراکم در کمپرسور فشار بالا از موتور عبور کند. افزایش حجم هوای کنارگذر باعث کاهش دمای کلی جریان مخلوط شده در محفظه اختلاط می شود. این کاهش دما منجر به کاهش اختلاف دما در نازل خروجی شده که مستقیماً راندمان اگزرژی این اجزا را کاهش می دهد. در نتیجه، این

اجزا کمتر در فرایند تبدیل انرژی نقش ایفا می کنند. از سوی دیگر، افزایش نسبت کنارگذر تأثیر قابل توجهی بر راندمان اگزرژی محفظه احتراق و توربین ها ندارد؛ زیرا این اجزا بیشتر تحت تأثیر جریان هسته هستند، بنابراین راندمان اگزرژی آنها ثابت می ماند.

۴-۳-۲ تحلیل تخریب اگزرژی و تولید آنتروپی

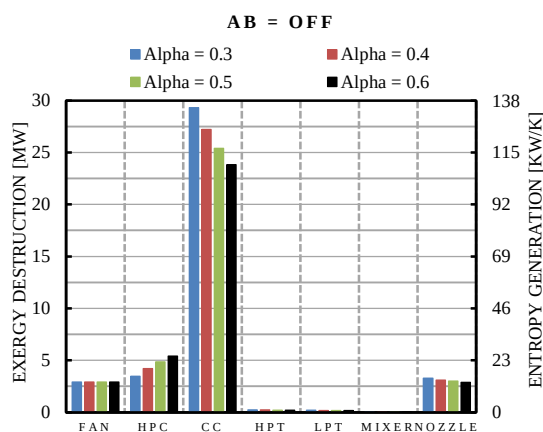
در شکل ۹ و ۱۰، نرخ تخریب اگزرژی و نرخ تولید آنتروپی اجزای موتور به دبی جرمی ورودی در حالت پس سوز غیرفعال و فعال بررسی شده است. با توجه به نمودار با افزایش دبی جرمی ورودی، تخریب اگزرژی در تمامی بخش ها افزایش خواهد



شکل ۱۰. تخریب اگزرژی و تولید آنتروپی به نسبت کنارگذر در حالت پس سوز فعال

۴-۴ تحلیل پارامتریک آلاینده

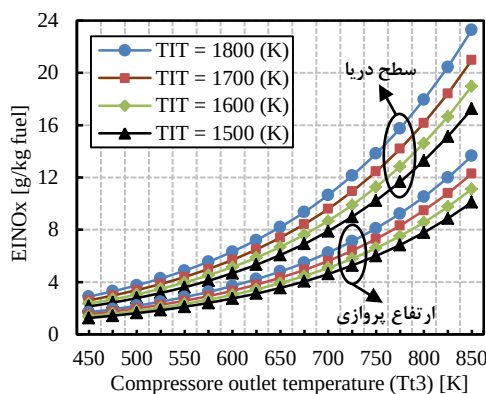
در این بخش به بررسی و تحلیل آلاینده اکسیدهای نیتروژن در سطح دریا و ارتفاع پروازی پرداخته می شود. در شکل ۱۱، آلاینده اکسیدهای نیتروژن به نسبت فشار کل در سطح دریا و ارتفاع پروازی و در دماهای ورود به توربین مختلف بررسی شده است. با توجه به نمودار، با افزایش نسبت فشار کل، تولید اکسیدهای نیتروژن افزایش



شکل ۹. تخریب اگزرژی و تولید آنتروپی به نسبت کنارگذر در حالت پس سوز غیرفعال

یافت. نمودار زیر، زیاد بودن تخریب اگزرژی در بخش محفظه احتراق نسبت به سایر بخش ها را نشان می دهد. عوامل بازگشت ناپذیری در محفظه احتراق مانند: وجود واکنش های شیمیایی، دمای بالا، جریان های چند فازی و عوامل آیرودینامیکی محفظه می توانند از جمله عوامل تخریب اگزرژی محسوب شوند.

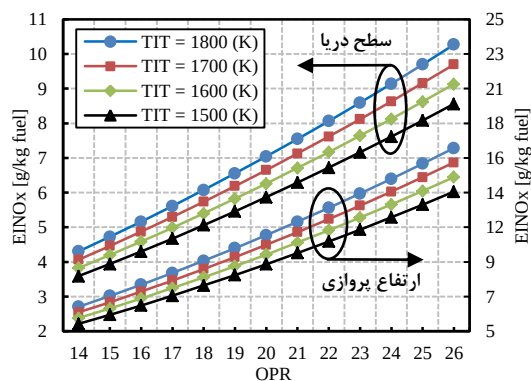
در شکل ۱۳، تولید اکسیدهای نیتروژن به دماهای ورود به محفظه احتراق مختلف در ارتفاع سطح دریا و ارتفاع پروازی بررسی شده است. با توجه به نمودار، با افزایش دمای ورود به محفظه احتراق، تولید اکسیدهای نیتروژن در دو ارتفاع افزایش می‌یابد؛ همچنین در دمای ورود به محفظه احتراق ثابت، با افزایش دمای ورود به توربین، تولید اکسیدهای نیتروژن افزایش خواهد یافت. از سوی دیگر، در یک دمای ورود به توربین مشخص، در سطح دریا اکسیدهای نیتروژن بیشتری نسبت به ارتفاع پروازی تولید می‌شود. در شکل ۱۴، تولید اکسیدهای نیتروژن به دماهای ورود به محفظه احتراق در ارتفاع پروازی و در مایخ‌های مختلف بررسی شده است.



شکل ۱۳. آلایندہ اکسیدهای نیتروژن به دمای خروجی کمپرسور در دماهای ورود به توربین مختلف

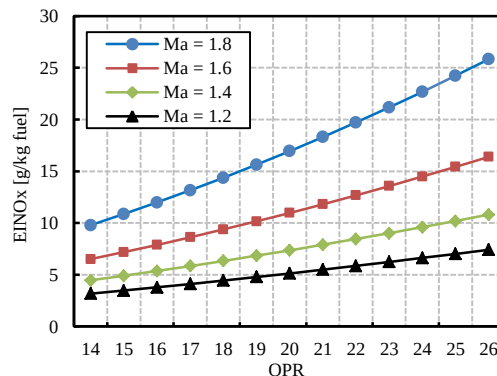
با توجه به نمودار، با افزایش دمای ورود به محفظه احتراق، تولید اکسیدهای نیتروژن افزایش می‌یابد؛ همچنین در یک دمای ورود به محفظه احتراق ثابت، با افزایش مایخ پروازی، تولید اکسیدهای نیتروژن افزایش می‌یابد.

می‌یابد؛ همچنین در یک نسبت فشار ثابت با افزایش دمای ورود به توربین تولید اکسیدهای نیتروژن نیز افزایش خواهد یافت. از سوی دیگر، در یک نسبت فشار و دمای ورود به توربین مشخص، با ارتفاع پروازی اکسیدهای نیتروژن بیشتری تولید می‌شود.



شکل ۱۱. آلایندہ اکسیدهای نیتروژن به نسبت فشار کل در دماهای ورود به توربین مختلف

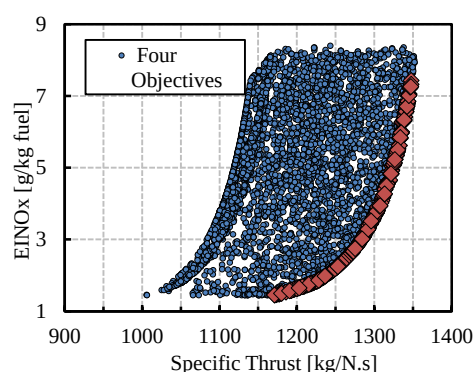
در شکل ۱۲ تولید اکسیدهای نیتروژن به نسبت فشار کل در مایخ‌های مختلف در ارتفاع پروازی بررسی شده است.



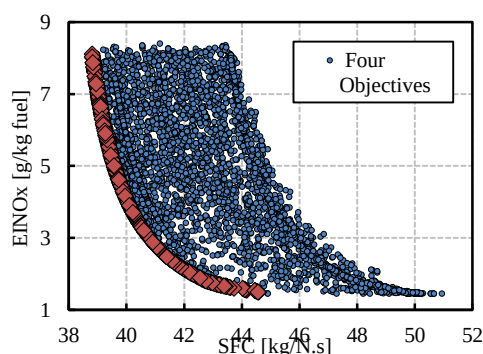
شکل ۱۲. آلایندہ اکسیدهای نیتروژن به نسبت فشار کل در ارتفاع پروازی در مایخ‌های مختلف

با توجه به نمودار، با افزایش نسبت فشار کل، تولید اکسیدهای نیتروژن افزایش می‌یابد؛ همچنین در یک نسبت فشار ثابت، با افزایش مایخ پروازی، تولید اکسیدهای نیتروژن نیز افزایش خواهد یافت.

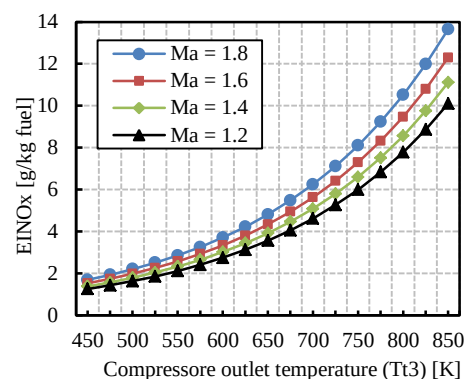
با جمعیت ۱۰۰۰۰ استفاده شده است. نتایج در طی بررسی حدود ۵۰۰ نسل برای چهار تابع هدف انجام شده است. نتایج بدست آمده برای بررسی $EINOx$ و $Specific Thrust$ در شکل ۱۵ نشان داده شده است. در شکل ۱۶، نتایج حاصل از بهینه سازی چهار تابع هدف بطور همزمان و دو تابع هدف شاخص اکسیدهای نیتروژن و مصرف سوخت ویژه به طور همزمان نشان داده شده است. هدف، کمینه سازی مصرف سوخت ویژه و شاخص اکسیدهای نیتروژن می باشد و جبهه پارتو به روشنی در نمودار مشخص است. تغییرات متغیرهای طراحی برای چهار تابع هدف همان تغییرات ذکر شده برای شکل ۱۵ می باشد. زیرا این نتایج در یک بار اجرای الگوریتم بهینه سازی بدست آمده اند.



شکل ۱۵ بهینه سازی شاخص اکسیدهای نیتروژن به نیروی رانش ویژه



شکل ۱۶ بهینه سازی شاخص اکسیدهای نیتروژن به مصرف سوخت ویژه



شکل ۱۴. آلایندگی اکسیدهای نیتروژن به دمای خروجی کمپرسور در ارتفاع پروازی و در دماهای ورود به توربین مختلف

۴-۵ بهینه سازی

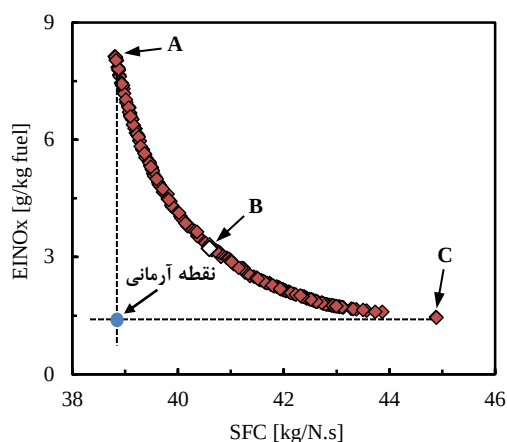
در این بخش به بهینه سازی موتور توربوفن نمونه پرداخته می شود. در بخش بهینه سازی، توابع هدف در نظر گرفته شده شامل: $EINOx$, SFC , $\dot{Ex}_{dest,total}$ می باشند. متغیرهای در نظر گرفته شده و حدود آنها در جدول ۲ ذکر شده است. فرآیند بهینه سازی در شرایط طراحی و در حالت پروازی انجام شده است. فرآیند بهینه سازی با استفاده از ابزار بهینه سازی نرم افزار متلب انجام شده است.

جدول ۲. متغیرهای تصمیم جهت بهینه سازی

ردیف	متغیر تصمیم	محدوده	
		max	min
۱	π_{fan}	۰.۱۶	۰.۳۸
۲	π_{HPC}	۰.۶۵	۰.۸۵
۳	α	۰.۰۱	۰.۱۲
۴	$T_{t4} (K)$	۱۴۰۰	۱۸۰۰
۵	$T_{AB} (K)$	۱۸۰۰	۲۲۰۰
۶	Ma_0	۰.۱۲	۰.۱۸
۷	e_{fan}	۰.۸۵	۰.۹۵
۸	e_{HPC}	۰.۸۵	۰.۹۵
۹	η_{HPT}	۰.۸۵	۰.۹۵
۱۰	η_{LPT}	۰.۸۵	۰.۹۵

به منظور بهینه سازی موتور، از روش NSGA-II

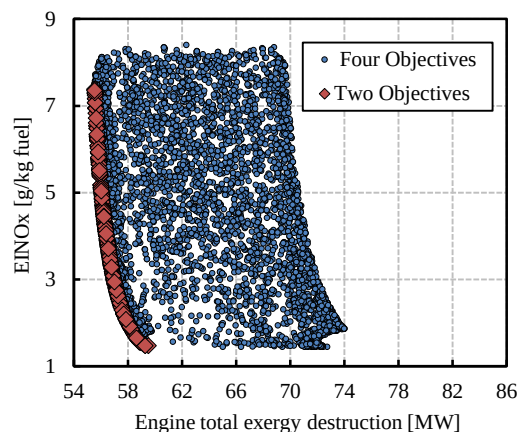
انتخاب نقطه B، مقادیر متغیرهای طراحی و توابع هدف در جدول ۳ ارائه شده است.



شکل ۱۸. انتخاب جواب نهایی بهینه از میان جوابهای جبهه پارتو

جدول ۳. جوابهای نهایی

متغیر تصمیم		مقادیر بهینه
توابع هدف	SFC [kg/N.s]	۴۰.۵۹۳۴
	EINOx [g/kg fuel]	۳.۲۲۱۵
	$F/\dot{m}_0$ [kg/N.s]	۱۱۱۰.۲۰۶۷
	$\dot{E}x_{dest,total}$ [MW]	۵۸.۱۶۴۷
	π_{fan}	۱/۹۲۰۴
	π_{HPC}	۸/۴۵۱۱
	α	۰/۱۰۰۲
	$T_{t4}(K)$	۱۷۹۹/۹۱۸
	$T_{AB}(K)$	۱۸۰۰/۰۲۴
	Ma_0	۱/۲
	e_{fan}	۰/۹۴۹۹
	e_{HPC}	۰/۹۴۶۰
متغیرهای تصمیم	η_{HPT}	۰/۹۴۹۹
	η_{LPT}	۰/۹۴۹۹



شکل ۱۷. بهینه‌سازی شاخص اکسیدهای نیتروژن به تخریب اکزرژی

مصرف سوخت ویژه و شاخص اکسیدهای نیتروژن به عنوان دو پارامتر کلیدی در فرایند انتخاب جواب بهینه در نظر گرفته شده‌اند. نقاط واقع بر جبهه پارتو در شکل ۱۶ به عنوان گزینه‌های بالقوه برای جواب بهینه مطرح می‌شوند، و انتخاب نهایی وابسته به فرایند تصمیم‌گیری است که به تجربه مهندسی و اهمیت نسبی توابع هدف بستگی دارد. با توجه به شکل ۱۸، در صورتی که تنها هدف، کمینه‌سازی مصرف سوخت ویژه باشد، نقطه A به عنوان گزینه مطلوب شناخته می‌شود؛ و اگر هدف کمینه‌سازی شاخص اکسیدهای نیتروژن باشد، نقطه C انتخاب می‌گردد. با این حال، به دلیل تناقضات موجود، این دو تابع نمی‌توانند به‌طور همزمان به حداقل مقدار خود برسند. در این پژوهش، نقطه‌ای فرضی در نظر گرفته شده است که در آن هر دو تابع هدف به‌طور همزمان به حداقل مقدار خود می‌رسند. فاصله اقلیدسی نقاط واقع بر جبهه پارتو تا این نقطه ایده‌آل محاسبه گردیده و نزدیک‌ترین نقطه به نقطه ایده‌آل به عنوان جواب نهایی انتخاب شده است. در نهایت، نقطه B به عنوان پاسخ بهینه نهایی تعیین شده است. به دنبال

۵. نتیجه گیری

از جمله نتایج مهم این پژوهش می توان به موارد زیر اشاره نمود:

- نتایج اعتبارسنجی، بیشینه خطای ۳/۱۳ درصدی را نشان می دهند. اعتبارسنجی نتایج تحلیل پارامتریک نیز خطای زیر ۴ درصد را نشان می دهد.
- در حالت پس سوز غیرفعال، بیشترین تخریب اگزورژی برای محفظه احتراق با توان ۴۵ (MW) با سهمی برابر ۷۱٪ از تخریب اگزورژی کل موتور در دبی جرمی ورودی ۱۵۰ (kg/s) می باشد. در حالت پس سوز فعال بیشترین تخریب اگزورژی مربوط به پس سوز با توان ۶۸/۴۲ (MW) با سهم ۵۲٪/۵ از تخریب اگزورژی کل موتور در دبی ۱۵۰ (kg/s) می باشد.
- با افزایش نسبت فشار کل و دمای محفظه احتراق میزان انتشار اکسیدهای نیتروژن افزایش می یابد. همچنین در یک شرایط کاری یکسان، میزان انتشار اکسیدهای نیتروژن در ارتفاع پروازی بیشتر از انتشار اکسیدهای نیتروژن در سطح دریا خواهد بود.
- با انتخاب نقطه B در شکل ۱۸ به عنوان جواب نهایی، با کاهش ۷۵٪ نسبت کنار گذر، کاهش ۹۹/۱۵٪ مصرف سوخت ویژه، کاهش ۱۱٪/۵۹ انتشار اکسیدهای نیتروژن، افزایش ۴۴٪/۳ نیروی رانش ویژه و کاهش ۶۶٪/۲۳ تخریب اگزورژی موتور توربوفن بوجود خواهد آمد.

۶. مأخذ

- [1] J. E. Penner, D. Lister, D. J. Griggs, D. J. Dokken, M. McFarland, Aviation and the Global Atmosphere: A Special Report of the Intergovernmental Panel on Climate Change, Cambridge University Press, 1999.

- [2] S. Vanker, M. Enneveer, and I. Rammul, Noise assesment and mitigation schemes for Estonian airports, Aviation, 13(1): pp. 17-25, 2009.
- [3] J. Kareliusson, and M. Nordqvist, Conceptual Design of a Supersonic Jet Engine, 2014.
- [4] H. Karakoc, E. Turgut, and A. Hepbasli, Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine. Conference: Summer Course on Exergy and Its Applications, At: Eskisehir, Turkey, 2006.
- [5] C. Tona, et al., Exergy and thermoeconomic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight, Energy, 35(2): pp.952-959, 2005.
- [6] M. Mohammadnejad, J. Pirkandi, M. Jahormi and M. Mahmoudi, Thermodynamic and Exergetic Modeling and Analysis of a Model Turbofan Engine Cycle in Design and Out-of-Design Conditions, Aerospace Engineering Master's Degree Thesis, Aerospace Engineering Faculty Malek Ashtar University of Technology. 2016.(in persion)
- [7] E.T. Turgut, et al., Exergy analysis of a turbofan aircraft engine, International Journal of Exergy, 6(2): pp. 181-199, 2009.
- [8] O. Turan, Effect of reference altitudes for a turbofan engine with the aid of specific-exergy based method, International Journal of Exergy, 11(2) pp.252-270, 2012.
- [9] Y. Şöhret, A. Dinç, and T.H. Karakoç, Exergy analysis of a turbofan engine for an unmanned aerial vehicle during a surveillance mission, Energy, 93(1), pp.716-729, 2016.
- [10] O. Balli, Advanced exergy analysis of a turbofan engine (TFE): splitting exergy destruction into unavoidable/avoidable and endogenous/exogenous, International Journal of Turbo & Jet-Engines, 36(3): pp.305-327, 2019.
- [11] E. Yalcin, Thrust performance evaluation of a turbofan engine based on exergetic approach and thrust management in aircraft, International Journal of Turbo & Jet-Engines, 34(2): pp.177-186, 2017.
- [12] S.A. Shakariyants, et al. A multidisciplinary aero-engine exhaust emission study. In ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, 2006.
- [13] N. Chandrasekaran, and A. Guha, Study of prediction methods for NOx emission from turbofan engines, Journal of Propulsion and Power, 28(1): pp.170-180, 2012.
- [14] K.G. Kyprianidis, and E. Dahlquist, on the trade-off between aviation NOx and energy

- [25] M. Hosnifar, J. Pirkandi, M. Mahmoudi, Modeling and analysis of a turbojet engine from the exergy point of view, Master's thesis in aerospace engineering, Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, 2014(in person).
- [26] A. Bejan, G. Tsatsaronis, and M.J. Moran, Thermal design and optimization, Wiley, 1995.
- [27] A. Hepbasli, A key review on exergetic analysis and assessment of renewable energy resources for a sustainable future, Renewable and sustainable energy reviews, 12(3): pp. 593-661, 2008.
- [28] M. Babaei, and M. Molai, A review of multi-objective optimization methods based on genetic algorithm, in National Conference of Engineering Sciences, New Ideas (8), Tonkabon Future Higher Education Institute, 2013.
- [29] P.P. Walsh, and P. Fletcher, Gas turbine performance, John Wiley & Sons, 2004.
- [30] H. Vaez Delili, and K. Mazaheri, Parametric analysis of the performance of a low bypass ratio turbofan engine including an interstage combustion chamber, 12th conference of Iran Aerospace Society, 2016.
- efficiency, Applied Energy, Vol 185: pp.-1506-1516, 2017.
- [15] F. Noori, et al., Thermodynamic optimization of ideal turbojet with afterburner engines using non-dominated sorting genetic algorithm II. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 224(12): pp. 1285-1296, 2010.
- [16] V. Patel, V. Savsani, and A. Mudgal, Efficiency, thrust, and fuel consumption optimization of a subsonic/sonic turbojet engine. Energy, Vol 144: pp. 992-1102, 2018.
- [17] T. Tanbay, M. Bişar Uca, A. Durmayaz, Assessment of NOx emissions of the Scimitar engine at Mach 5 based on a thermodynamic cycle analysis, International Journal of Hydrogen Energy, 45(5), pp. 3632-3640, 2020.
- [18] S. Seyam, I. Dincer, M. Agelin-Chaab, Economic and environmental impact assessments of hybridized aircraft engines with hydrogen and other fuels, International Journal of Hydrogen Energy, Vol 22(12), pp. 11669-11685, 2022.
- [19] H. Aygun, O. Turan, Analysis of cruise conditions on energy, exergy and NOx emission parameters of a turbofan engine for middle-range aircraft, Energy, Vol 267, 15 , 126468, 2023.
- [20] E. Oğur, A. Koç, H. Yağlı, Y. Koç, Ö. Köse, Thermodynamic, economic, and environmental analysis of a hydrogen-powered turbofan engine at varying altitudes, International Journal of Hydrogen Energy, Vol 55, Pages 1203-1216, 2024.
- [21] A. Maroufi, J. Pirkandi, and M. Ommian, 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 14, no. 1: 127-139, 2022.
- [22] J. Pirkandi, M. Mahmoudi, M. Hassanifar, and M. Ommian, Thermodynamic and Exergical Modeling and Analysis of a Turbojet Engines without Afterburner, 31-40, 2019.
- [23] J. Pirkandi, A. Zolfi, and G.R. Hashemzadeh, A review of studies on air-breathing turbine engines from an energy-exergy viewpoint, Journal of Technology in Aerospace Engineering 7, no. 3 , 49-67, 2023.
- [24] J. D. Mattingly, W.H. Heiser, and D.T. Pratt, Aircraft engine design, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

۷. پی‌نوشت‌ها

^۱ روشی برای پیش‌بینی میزان آلاینده‌گی در موتورهای توربین گاز است. این روش شاخص انتشار (EI) سطح زمین را با استفاده از شرایط محفظه احتراق (دما (T_3)، فشار (P_3)، نسبت سوخت به هوا (FAR)) در ارتفاع اصلاح می‌کند. روش P_3 - T_3 برای انواع موتورهای کاربرد دارد و آلاینده‌گی را در شرایط پروازی محاسبه می‌کند.

² Exergoeconomic

³ Solid Oxide Fuel Cell

⁴ Thermo-economic

⁵ Non-dominated Sorting Genetic Algorithm

⁶ Offspring population

⁷ Parent population

⁸ Combined population

⁹ Shared function

۱۱۴

سال ۱۵- شماره ۱

بهار و تابستان ۱۴۰۵

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



مدل‌سازی و بهینه‌سازی چندهدفه یک موتور توربوفان نمونه از دیدگاه عملکرد، آلاینده‌گی و اکزرژی