

تحلیل ترمودینامیکی و انرژی یک موتور توربوفن سازگار با محیط زیست جهت کاربرد در هواپیماهای تجاری

سعید نقیان^۱
دانشجوی دکتری

جاماسب پیرکندی^۲
دانشیار

مصطفی محمودی^۳
دانشیار

مجتبی دهقان منشادی^۴
استاد

در این مقاله موتور توربوفن CFM56 از منظر ترمودینامیکی و انرژی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. انرژی پارامتری کلیدی در جهت تعیین اجزای با بیشترین تلفات در سیستم و تسهیل گری برای کمینه کردن این اتلافات و هزینه های مرتبط با آنها است. در کنار شبیه سازی عملکرد، استفاده از تحلیل انرژی کمک شایانی به کارآمدتر نمودن این وسیله در استفاده از منابع انرژی، کاهش هزینه ها و همچنین کاهش آلاینده های زیست محیطی می نماید. در این پژوهش با مطالعه پارامتری سیستم، تأثیر نسبت فشار کمپرسور، دمای گازهای ورودی به توربین، نسبت فشار فن و نوع سوخت بر روی تراست تولیدی سیستم، بازده انرژی و انرژی سیستم، مصرف سوخت ویژه سیستم و میزان آلاینده های زیست محیطی بررسی می شود. نتایج نشان می دهد که بیشترین تراست تولیدی سیستم در نسبت فشار کمپرسور ۲۰ و به مقدار $1/23 \text{ kN.s/kg}$ می باشد. همچنین نتایج نشان می دهد که بازده انرژی و انرژی سیستم به ترتیب ۰/۴۹ و ۰/۶۲ خواهد بود. نتایج نشان می دهد که بیشترین تخریب انرژی در نازل اتفاق می افتد.

واژه های راهنما: موتور، توربوفن، انرژی، تراست، مصرف سوخت ویژه، هواپیمای تجاری

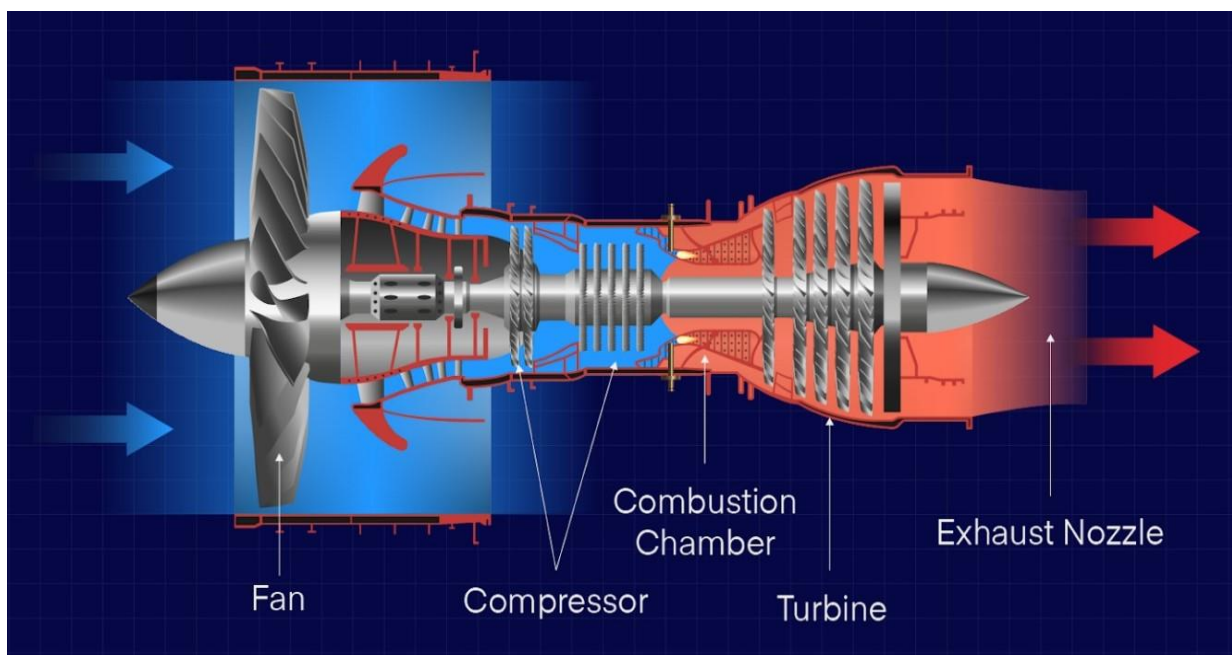
۱- مقدمه

با توجه به کاهش منابع سوخت های فسیلی، افزایش قیمت سوخت و تشدید نگرانی های زیست محیطی، تلاش های گسترده ای برای ارتقاء راندمان و کارایی سیستم ها و کاهش آلاینده های زیست محیطی صورت گرفته است.

^۱ دانشجوی دکتری تخصصی، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، saeed.aviation@gmail.com
^۲ دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، jpirkandi@mut.ac.ir
^۳ نویسنده مسئول، دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران، mostafamahmoodi@mut.ac.ir
^۴ استاد، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، ایران، dehghanmanshadi@gmail.com

تحلیل انرژی به عنوان ابزاری کارآمد در این راستا عمل می‌کند. افزایش آگاهی نسبت به محدودیت منابع انرژی، کشورها را به بازنگری در سیاست‌های انرژی و اتخاذ اقدامات مؤثر در جهت حذف تلفات واداشته است. هم‌زمان این روند جامعه علمی را بر آن داشته تا با بررسی دقیق‌تر دستگاه‌های تبدیل انرژی و توسعه تکنیک‌های نوین از منابع محدود موجود بیشترین بهره‌برداری را به عمل آورد. قانون اول ترمودینامیک به کمیت انرژی می‌پردازد و تصریح می‌کند که انرژی نه ایجاد می‌شود و نه از بین می‌رود؛ اما قانون دوم کیفیت انرژی را مورد توجه قرار داده و به کاهش انرژی در فرآیندها، تولید آنتروپی و فرصت‌های از دست رفته برای انجام کار اشاره دارد که زمینه‌ساز پیشرفت‌های وسیع در این حوزه است. تحلیل انرژی رویکردی بسیار مؤثر برای ارزیابی و ارتقای کارایی ترمودینامیکی به شمار می‌آید و مقدم بر تحلیل انرژی است. با در نظر گرفتن جنبه‌های زیست‌محیطی، استفاده بهینه از انرژی آثار مثبتی بر توازن محیط زیست و کاهش آلاینده‌ها خواهد داشت. تحلیل انرژی و کمینه‌سازی تولید آنتروپی، ابزارهای قدرتمندی برای طراحی و سنجش کارایی سیستم‌های انرژی هستند. انرژی پارامتری کلیدی در برآورد حداکثر محدودیت‌های تئوری کارایی انرژی سیستم‌های هوایی به شمار می‌رود؛ چرا که اصلی‌ترین چالش در این سیستم‌ها، شناسایی اجزایی است که بیشترین تلفات را دارند و تلاش در جهت کاهش این تلفات و هزینه‌های مرتبط با آن‌ها است [۱].

موتور توربوفن یکی از پرکاربردترین انواع موتورهای جت در صنعت هوانوردی است که به دلیل راندمان بالا و عملکرد بهینه در سرعت‌های زیرصوت و نزدیک به صوت، به‌ویژه در هواپیماهای تجاری مانند بوئینگ و ایرباس استفاده گسترده‌ای دارد (شکل ۱). توربوفن گونه‌ای از موتورهای جت است که در آن بخش عمده‌ای از هوای ورودی بدون عبور از محفظه احتراق از کانال کنارگذر به عقب رانده می‌شود. این شیوه عملکرد، توربوفن را برای پرواز در سرعت‌های متوسط بهینه می‌کند و به همین دلیل در اغلب هواپیماهای مسافربری مورد استفاده قرار می‌گیرد. علاوه بر این، در اعداد ماخ پایین، توربوفن از تراست ویژه بالایی برخوردار است که امکان پرواز طولانی‌مدت با مصرف سوخت کم و تولید گرمای محدود را در ارتفاعات نزدیک سطح زمین فراهم می‌آورد.



شکل ۱- نمای برش خورده از یک موتور توربوفن [۲]

اجزای اصلی موتور توربوفن عبارتند از:

۱- فن (Fan): فن، واقع در بخش ورودی موتور، شامل پره‌های آیرودینامیکی است که حجم زیادی از هوا را به داخل موتور می‌کشد. این هوا به دو جریان تقسیم می‌شود: جریان هسته (Core Flow) که به سمت کمپرسور هدایت می‌شود و جریان کنارگذر (Bypass Flow) که مستقیماً به نازل خروجی فن منتقل می‌شود. نسبت جریان کنارگذر به جریان هسته، که به‌عنوان نسبت کنارگذر شناخته می‌شود، نقش کلیدی در تعیین راندمان سوخت و تولید تراست دارد.

۲- کمپرسور (Compressor): کمپرسور شامل مراحل متعدد پره‌های ثابت (استاتور) و متحرک (روتور) است که هوای ورودی را فشرده کرده و فشار و چگالی آن را افزایش می‌دهد. این فرآیند تراکم بر اساس قانون اول ترمودینامیک انرژی مکانیکی را به انرژی داخلی هوا تبدیل می‌کند. کمپرسورهای توربوفن معمولاً به دو بخش کم‌فشار و پرفشار تقسیم می‌شوند که هر یک توسط شفت‌های مجزا به توربین متصل هستند. افزایش نسبت فشار کمپرسور راندمان ترمودینامیکی چرخه را بهبود می‌بخشد.

۳- محفظه احتراق (Combustion Chamber): در محفظه احتراق، هوای فشرده‌شده با سوخت مخلوط شده و مشتعل می‌شود. این فرآیند منجر به افزایش دما و انرژی گازها می‌شود که بر اساس معادله انرژی گازهای داغ با فشار و سرعت بالا تولید می‌کند. طراحی محفظه احتراق برای کاهش تلفات حرارتی، بهینه‌سازی احتراق و کاهش انتشارات زیست‌محیطی حیاتی است.

۴- توربین (Turbine): توربین که بعد از محفظه احتراق قرار دارد، انرژی جنبشی و حرارتی گازهای داغ را به کار مکانیکی تبدیل می‌کند. این کار از طریق پره‌های توربین که به شفت‌های کمپرسور و فن متصل هستند، انجام می‌شود. توربین معمولاً در دو بخش کم‌فشار و پرفشار طراحی می‌شود، به‌طوری‌که توربین کم‌فشار، فن و کمپرسور کم‌فشار و توربین پرفشار کمپرسور پرفشار را تغذیه می‌کند. دمای گازهای ورودی به توربین تأثیر مستقیمی بر راندمان و عملکرد موتور دارد.

۵- نازل خروجی (Nozzle): نازل خروجی جریان هسته (گازهای داغ خروجی از توربین) و جریان کنارگذر را به سمت عقب هدایت کرده و تراست تولید می‌کند. نیروی پیشران بر اساس قانون سوم نیوتن محاسبه می‌شود.

۶- شفت‌ها و سیستم انتقال قدرت: شفت‌های متصل به توربین، انرژی مکانیکی را به کمپرسور و فن منتقل می‌کنند. در موتورهای توربوفن پیشرفته، استفاده از شفت‌های دوگانه (یکی برای بخش کم‌فشار و دیگری برای بخش پرفشار) امکان جداسازی بهینه اجزاء را فراهم می‌کند. این طراحی راندمان مکانیکی را بهبود داده و پاسخگویی موتور را در شرایط مختلف پروازی افزایش می‌دهد.

۷- سیستم‌های کمکی: سیستم‌های کمکی شامل خنک‌کننده‌ها، سیستم‌های روغن‌کاری و سیستم‌های کنترل الکترونیکی (مانند FADEC^۱) هستند که عملکرد ایمن و بهینه موتور را تضمین می‌کنند. سیستم‌های کنترل الکترونیکی با تنظیم پارامترهایی نظیر نرخ تزریق سوخت و زاویه پره‌های کمپرسور، راندمان و ایمنی عملیاتی را بهبود می‌بخشد. یکی از تفاوت‌های اصلی موتور توربوفن و توربوجت در این است که توربوجت تمام هوای ورودی را از هسته عبور داده و رانش را بیشتر از طریق خروج گازهای داغ تأمین می‌کند؛ در حالی که موتور

^۱ Full Authority Digital Engine Control

توربوفن بخش عمده‌ای از هوا را از اطراف هسته (BP^1) عبور می‌دهد و بخشی از رانش را با فن تأمین می‌نماید که منجر به بازدهی بیشتر و صدای کمتر می‌شود. به همین دلیل توربوفن‌ها برای هواپیماهای مسافربری مناسب‌تر و توربوجت‌ها برای سرعت‌های خیلی بالا و هواپیماهای نظامی کاربرد بیشتری دارند [۲].

Turan با استفاده از تعریف آگزرژی مخصوص، اثرات ارتفاع‌های مرجع (۴۰۰۰ تا ۹۰۰۰ متر) را بر روی راندمان‌های آگزرژی یک موتور توربوفن بررسی کرد [۳]. Şöhret و همکاران، تحلیل آگزرژی موتور توربوفن AE3007H یک پهباد نمونه را در طول یک فرآیند پروازی ارائه داده‌اند. در مطالعه انجام شده پارامترهای آگزرژی (راندمان آگزرژی، نرخ تخریب آگزرژی، 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 شده بود [۴]. Balli در پژوهشی، تجزیه و تحلیل آگزرژی معمولی و پیشرفته یک موتور توربوفن را ارائه نموده است. در این پژوهش، پارامترهای اصلی آگزرژی و نرخ تخریب آگزرژی درونی و بیرونی بررسی شده است. در نتیجه، مقادیر راندمان آگزرژی موتور در شرایط واقعی $25/7\%$ و برای حالت اجتناب ناپذیر $27/5\%$ و برای شرایط تئوری $30/54\%$ بیان شده است [۵]. Enver Yalcin عملکرد رانش یک موتور توربوفن را بر مبنای رهیافت آگزرژی و مدیریت نیروی پیشران آن در یک هواپیما بررسی کرده است. تمرکز این مطالعه بر تغییرات نیروی رانش در طول یک پرواز کامل و با در نظر گرفتن عملکردهای آگزرژی و انرژی یک موتور هواپیما می‌باشد [۶]. Shakariyants و همکاران 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 [۷]. Chandrasekaran و همکارش با مطالعه‌ای بر روی روش‌های پیش‌بینی ناکس موتورهای توربین گاز هواپیما، یک روش اصلاح شده را بر اساس 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 [۸]. Kyprianidis و همکارش پژوهشی با هدف ارزیابی تبادل بین افزایش بهره‌وری انرژی موتورهای هوایی مدرن و عملکرد ناکس 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 [۹]. Noori و همکاران در پژوهشی، بهینه‌سازی چند هدفه یک سیکل ترمودینامیکی توربوجت ایده‌آل را با استفاده از الگوریتم ژنتیک انجام داده‌اند. در این بهینه‌سازی از الگوریتم NSGA-II برای به دست آوردن جواب‌ها استفاده شده است. توابع هدف در نظر گرفته شده شامل رانش ویژه، مصرف سوخت ویژه، بازده پیشران و بازده حرارتی می‌باشد [۱۰]. Patel و همکاران در مطالعه خود به بهینه‌سازی یک موتور توربوجت با ارزیابی راندمان، نیروی رانش و مصرف سوخت پرداخته‌اند. این مطالعه با هدف بهینه‌سازی راندمان حرارتی، راندمان پیشران و رانش ویژه و همچنین کمینه‌سازی مصرف سوخت ویژه با بکارگیری الگوریتم جستجوی انتقال حرارت چند هدفه انجام شده است [۱۱]. مطالعات مختلفی در زمینه تحلیل عملکرد و پایداری آگزرژی موتورهای هواپیما با سیکل‌های گوناگون صورت گرفته است. Turan و همکارش به بررسی تحلیل پایداری آگزرژی موتورهای هواپیما با استفاده

¹ By Pass

از مدل موتور سیکل متغییر (VCE¹) و موتور F100 برای دو سناریوی متفاوت از مأموریت، با کنار گذر تک کاناله (SBM²) و کنار گذر دو کاناله (DBM³) پرداختند. آن‌ها عملکرد موتور را در شرایط ارتفاع و سرعت‌های مختلف بررسی کرده و پارامترهایی نظیر دمای محیط، فشار محیط، جریان جرم هوا، نسبت کنارگذر، دبی سوخت، سرعت خروجی، نسبت فشار کلی، بازده احتراق و نسبت فشار کمپرسور پرفشار (HPC⁴) را مقایسه کردند. در ارتفاع ۹ کیلومتر با سرعت ۰/۳ ماخ نسبت فشار کلی در مدل موتور سیکل متغییر برابر ۳۵/۶ بوده که برای موتور F100 معادل ۲۵/۹۹ است. همچنین بازده احتراق در این شرایط برای مدل موتور سیکل متغییر برابر ۰/۹۷ و برای F100 برابر ۰/۸۸ ثبت شده است. در حالی که با افزایش سرعت به ۰/۹ ماخ در همان ارتفاع، دبی سوخت برای موتور سیکل متغییر برابر با ۰/۵۴۸ کیلوگرم بر ثانیه است که در مقایسه با ۰/۸۳۴ کیلوگرم بر ثانیه برای F100 مصرف سوخت کمتری نشان می‌دهد. آن‌ها در زمینه تحلیل پایداری آگزرژی، شاخص پایداری آگزرژی (ESI⁵) را به‌عنوان معیار سنجش پایداری سیستم معرفی کردند. نتایج آن‌ها نشان داد که شاخص پایداری آگزرژی کل برای موتور سیکل متغییر در مأموریت با کنار گذر دو کاناله، بین ۰/۱۴ تا ۰/۵۱ متغیر بوده است، در حالی که این مقدار برای مأموریت با کنار گذر تک کاناله بین ۰/۲۶ تا ۰/۳۸ قرار داشت. این نتایج حاکی از آن است که موتورهای مبتنی بر موتور سیکل متغیر می‌توانند در شرایط خاصی از نظر مصرف سوخت، راندمان و پایداری آگزرژی عملکرد بهتری نسبت به موتورهای سنتی مانند F100 داشته باشند [۱۲].

هدف از ارائه این پیکربندی، ارتقاء کارایی و اثربخشی فراتر از نمونه‌های پیشین است. برتری این پژوهش نسبت به نمونه‌های قبلی بررسی تغییرات انرژی و آگزرژی با نسبت فشار فن و کمپرسور و همچنین بررسی تاثیر سه سوخت مختلف بر روی عملکرد این موتور و میزان انتشار آلاینده‌های زیست محیطی آن می‌باشد. در گام نخست، ساختار و ویژگی‌های موتور توربوفن CFM56 به تفصیل معرفی می‌شود و سپس عملکرد آن از منظر ترمودینامیکی و آگزرژی در شرایط پایا بررسی می‌گردد. در مرحله بعد، با انجام یک مطالعه پارامتری، تأثیر چهار متغیر کلیدی نسبت فشار کمپرسور، دمای گاز ورودی به توربین، نسبت کنارگذر فن و نوع سوخت بر مهم‌ترین شاخص‌های عملکردی شامل تولید تراست، بازده انرژی، بازده آگزرژی و مصرف ویژه سوخت واکاوی خواهد شد.

۲- معرفی سیستم پیشنهادی

در این پژوهش، موتور توربوفن CFM56 که بر روی هواپیماهای بوئینگ ۷۳۷ به کار می‌رود، از جنبه‌های ترمودینامیکی و آگزرژی مورد تحلیل قرار گرفته است. این موتور با سوخت Jet-A1 کار می‌کند و در شرایط استاندارد محیطی (دمای ۲۵°C و فشار ۱ atm) با نرخ مصرف سوخت ۱/۰۹۵ کیلوگرم بر ثانیه قادر به تولید تراست کل ۹۹/۷۲ کیلونیوتن است. موتور CFM56 در سه تیپ B1، B2 و C1 عرضه می‌شود که حداقل تراست تولیدی آن‌ها به ترتیب برابر ۸۸/۹۶، ۹۷/۸۶ و ۱۰۴/۵۳ کیلونیوتن می‌باشد [۱۳].

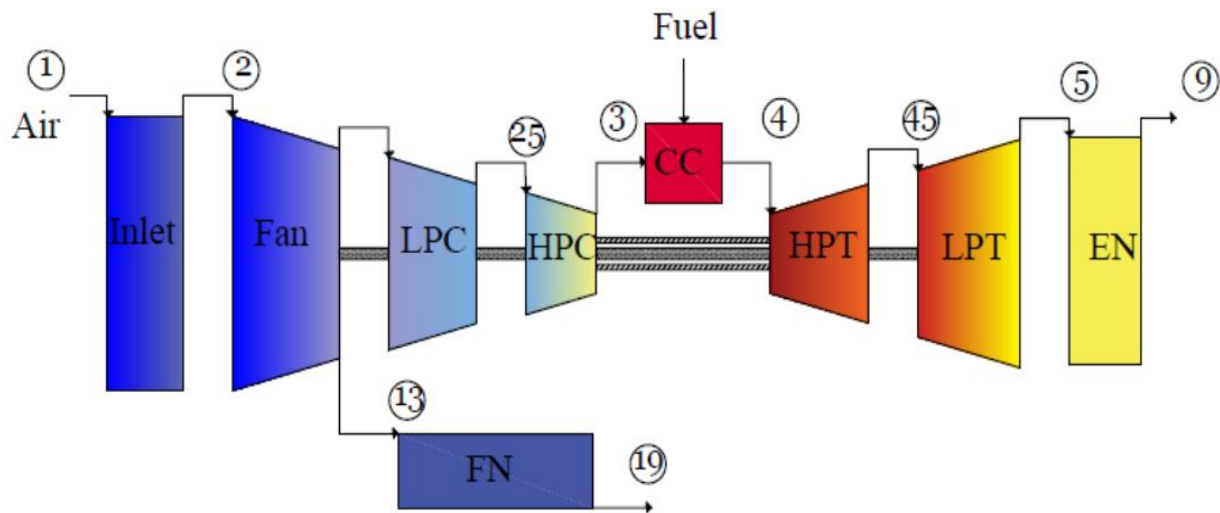
¹ Variable Cycle Engine

² Single By-Pass Mode

³ Double By-Pass Mode

⁴ High Pressure Compressor

⁵ Exergetic Stability Index



شکل ۲- طرحواره سیستم پیشنهادی

شکل (۲)، طرحواره کلی سیستم را نشان می‌دهد. در این شکل، شماره‌گذاری مراحل بر اساس استاندارد سیکل برایتون صورت گرفته است. همچنین FN نشان‌دهنده جریان عبوری از فن نازل (جریان کنار گذر) است. هوا ابتدا وارد فن شده و با سرعت بالا وارد کمپرسور کم فشار و پرفشار شده و فشارش افزایش می‌یابد و در ادامه وارد محفظه احتراق شده و با سوخت ورودی مخلوط شده و وارد توربین می‌شود که باعث تولید توان می‌شود. برای تحلیل ترمودینامیکی و آگرژی، مدل‌سازی به کمک نرم‌افزار EES^۱ انجام شد.

پارامترهای تصمیم‌گیری اصلی شامل نسبت فشار کمپرسور ($T_{P,LPC}$, $T_{P,HPC}$), نسبت فشار فن (T_{Pf}), دمای گاز ورودی به توربین (T_{t4}) و نوع سوخت می‌باشند. همانگونه که در شکل بالا ملاحظه می‌شود هوا از قسمت ورودی (Inlet) وارد موتور شده و ابتدا از فن (Fan) عبور کرده، قسمتی از آن وارد هسته موتور و کمپرسور کم فشار (LPC^۲) گردیده و قسمتی نیز از مسیر کنار گذر به فن نازل (FN^۳) می‌رود. در ادامه آن بخش از هوا که وارد هسته موتور می‌شود، بعد از عبور از کمپرسورهای کم فشار و پرفشار (HPC^۴), به محفظه احتراق (CC^۵) رفته و در آنجا پس از ترکیب شدن با سوخت، محترق گشته و به سمت توربین‌های پرفشار (HPT^۶) و کم فشار (LPT^۷) حرکت کرده و در ادامه از مسیر نازل خروجی (EN^۸) با سرعت زیادی وارد اتمسفر شده و تولید نیروی تراست می‌نماید.

۲-۱- مدل‌سازی و تحلیل سیستم

در این بخش، مدل‌سازی ترمودینامیکی و اقتصادی موتور توربوفن بر پایه مجموعه‌ای از فرضیات کلیدی صورت گرفته است.

^۱ Engineering Equation Solver

^۲ Low Pressure Compressor

^۳ Fan Nozzle

^۴ High Pressure Compressor

^۵ Combustion Chamber

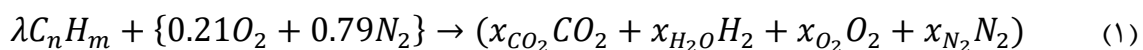
^۶ High Pressure Turbine

^۷ Low Pressure Turbine

^۸ Exhaust Nozzle

- احتراق در محفظه احتراق به صورت کامل (سوخت به طور تمام و کمال می سوزد) در نظر گرفته شده است.
- ترکیب شیمیایی هوای واردشونده شامل ۲۱٪ حجمی اکسیژن و ۷۹٪ حجمی نیتروژن فرض شده است.
- هوای ورودی و تمامی گازهای جریان باینده در مسیر موتور به عنوان گازهای ایده آل (گاز کامل) مدل می شوند.
- تمامی اجزاء سیستم (محفظه احتراق، کمپرسورها، توربین ها و نازل ها) از دید انتقال حرارت آدیاباتیک فرض شده اند (بدون اتلاف حرارتی با محیط).
- شرایط کاری موتور کاملاً پایا^۱ در نظر گرفته شده است؛ یعنی تمامی متغیرها در طول زمان ثابت هستند.
- سوخت پایه برای همه محاسبات، کروسین JET-A1 با فرمول شیمیایی $C_{12}H_{23}$ و ارزش حرارتی پائین ۴۲۸۰۰ کیلوژول بر کیلوگرم است. در ادامه نیز چند نوع سوخت جایگزین برای تحلیل های پارامتری بررسی خواهد شد.

در ابتدا فرض می شود که احتراق کامل در محفظه احتراق انجام شده است. معادله واکنش کامل هوا با سوخت هیدروکربنی به صورت زیر می باشد [۱۳ و ۱۴]:



برای تحلیل سیستم از منظر انرژی، از قانون بقای جرم و قانون اول ترمودینامیک استفاده می شود. معادلات مربوط به موازنه جرمی و قانون اول ترمودینامیک در حالت پایا به صورت زیر خواهد بود [۱۱ و ۱۲]:

$$\sum \dot{m}_{in} = \sum \dot{m}_{out} \quad (2)$$

$$\dot{Q} + \sum \dot{m}_{in} h_{in} = \dot{W} + \sum \dot{m}_{out} h_{out} \quad (3)$$

در معادله بالا \dot{Q} گرمای ورودی به سیستم و \dot{W} مقدار توان تولیدی توسط سیستم می باشد. تحلیل آگرژی نیز براساس قانون دوم ترمودینامیک صورت می گیرد. آگرژی، حداکثر کار قابل حصول از یک سیستم می باشد که به چهار قسمت تقسیم می شود. یک قسمت آن مربوط به انرژی پتانسیل بوده که ناچیز در نظر گرفته می شود. یک قسمت هم مربوط به انرژی جنبشی می باشد که در فن و نازل اتفاق می افتد. دو قسمت دیگر نیز مربوط به آگرژی جریان سیال و آگرژی شیمیایی می باشد که به صورت زیر تعریف می شود [۱۳ و ۱۴]:

$$\dot{E}x_{ke} = \frac{1}{2} \dot{m} V^2 \quad (4)$$

¹ Steady state

$$\dot{E}x_{ph} = \dot{m}[(h - h_0) - T_0(S - S_0)] \quad (5)$$

$$\dot{E}x_{ch,i} = \dot{n}_i \left[\sum_i x_i ex_{0,i} + \bar{R}T_0 \sum_i x_i \ln x_i \right] \quad (6)$$

در معادلات بالا V سرعت و $\dot{E}x_{ke}$ انرژی ناشی از انرژی جنبشی می‌باشد. معادله کلی بالانس انرژی برای هر یک از اجزای سیستم به صورت زیر نوشته می‌شود [۱۳ و ۱۴]:

$$\dot{E}x^Q + \sum \dot{E}x_{in} = \dot{E}x^W + \sum \dot{E}x_{out} + \dot{E}x_D \quad (7)$$

در اینجا $\sum \dot{E}x_{in}$ انرژی کل ورودی به سیستم و $\sum \dot{E}x_{out}$ انرژی کل خروجی از سیستم می‌باشد. همچنین $\dot{E}x^Q$ انرژی ناشی از گرما، $\dot{E}x^W$ انرژی ناشی از کار و $\dot{E}x_D$ انرژی تخریب شده می‌باشد. انرژی ناشی از کار و گرما به صورت زیر محاسبه می‌شوند [۱۳ و ۱۴]:

$$\dot{E}x_Q = \left(1 - \frac{T_0}{T}\right) Q \quad (8)$$

$$\dot{E}x_w = \dot{W} \quad (9)$$

در معادلات بالا $\dot{E}x_Q$ انرژی ناشی از گرما و $\dot{E}x_w$ انرژی ناشی از توان می‌باشد. در ادامه نیز برای پیدا کردن بازده انرژی و انرژی از فرمول‌های زیر استفاده می‌شود [۱۳ و ۱۴]:

$$\varepsilon = \frac{\sum_k \dot{E}x_P}{\sum_k \dot{E}x_F} \quad (10)$$

$$\eta_{th} = \frac{V_8^2 - V_a^2}{\dot{m}_{fuel} \times LHV} \quad (11)$$

معادلات انرژی و انرژی هر جزء از موتور توربوفن در جدول (۱) آمده است.

جدول ۱- معادلات انرژی و انرژی اجزاء مختلف موتور توربوفن [۱۳]

معادلات انرژی	معادلات انرژی	اجزاء
$\dot{E}x_1 = \dot{E}x_5 + \dot{E}x_{D,in}$	$T_2 = T_1 \left\{ 1 + \left[\frac{\gamma - 1}{2} \right] M_\infty^2 \right\}$ $P_2 = P_1 \left\{ 1 + \eta_a \left(\left(\frac{T_2}{T_1} \right) - 1 \right) \right\}^{\gamma/(\gamma-1)}$	ورودی
$\dot{E}x_2 + \dot{W}_{Fan} = \dot{E}x_{1.3} + \dot{E}x_{D,f}$	$T_{13} = \left\{ 1 + (1/\eta_f) [(\pi_f)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \right\} T_2$ $P_{13} = \pi_f P_2$ $P_f = h_{f,13} - h_{f,2}$ $\dot{W}_{Fan} = \dot{m}_a h_{1.3} - \dot{m}_a h_2$	فن
$\dot{E}x_{1.3} + \dot{W}_{LPC} = \dot{E}x_{2.5} + \dot{E}x_{D,LPC}$	$T_{2.5} = \left\{ 1 + (1/\eta_f) [(\pi_c)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1] \right\} T_{1.3}$ $P_{2.5} = \pi_c P_{1.3}$ $P_c = h_{c,2.5} - h_{c,1.3}$ $\dot{W}_{LPC} = \dot{m}_a h_{2.5} - \dot{m}_a h_{1.3}$	کمپرسور کم فشار
$\dot{E}x_{2.5} + \dot{W}_{LPC} = \dot{E}x_3 + \dot{E}x_{D,HPC}$	$\dot{W}_{HPC} = \dot{m}_a h_3 - \dot{m}_a h_{2.5}$	کمپرسور پرفشار
$\dot{E}x_3 + \dot{E}x_{Fuel} = \dot{E}x_4 + \dot{E}x_{D,CC}$	$h_{cc,4} = h_{air,3} + h_{fuel,in}$ $P_4 = \pi_{cc} P_3$	محفظه احتراق
$\dot{E}x_4 = \dot{E}x_{4.5} + \dot{W}_{HPT} + \dot{E}x_{D,HPT}$	$P_t = P_c + P_f$ $T_{4.5} = T_4 \left\{ 1 - \left[1 - \pi_t^{(1-\gamma)/\gamma} \right] \eta_t \right\}$ $P_{4.5} = P_4 / \pi_t$ $\dot{W}_{HPT} = \dot{m}_g h_4 - \dot{m}_g h_{4.5}$	توربین کم فشار
$\dot{E}x_{4.5} = \dot{E}x_5 + \dot{W}_{LPT} + \dot{E}x_{D,LPT}$	$\dot{W}_{LPT} = \dot{m}_g h_{4.5} - \dot{m}_g h_5$	توربین پرفشار
$\dot{E}x_5 = \dot{E}x_9 + \dot{E}x_{D,EN}$	$P_9 = P_a$ $T_9 = T_5 / \left[1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} \left(\frac{v_e}{a} \right)^2 \right]$ $v_e = \sqrt{2\eta_a c_p T_{in} \{ 1 - (P_9/P_5)^{(\gamma-1)/\gamma} \}}$ $F_g = \dot{m}_e V_e + (P_e - P_i) A_e$	نازل خروجی

۳- نتایج

۳-۱- اعتبارسنجی

به منظور اعتبارسنجی کد توسعه داده شده، سیستم مدل سازی شده و نتایج حاصل با نتایج موجود مورد مقایسه قرار گرفته است. در این مطالعه برای اعتبارسنجی موتور توربوفن از نتایج Turan استفاده می شود [۱۳]. نتایج به دست آمده نشان می دهد که این نتایج اختلاف ناچیزی با نتایج Turan دارد؛ به طوری که بیشترین خطا ۷ درصد می باشد.

جدول (۲) مشخصات ورودی و جدول (۳) اعتبارسنجی موتور توربوفن را نشان می دهد. فرضیات در نظر گرفته شده برای تحلیل سیستم ها نیز در جدول (۲) آمده است.

جدول ۲- پارامترهای ورودی به سیستم [۱۳]

پارامترها	نماد	مقدار
دمای محیط ($^{\circ}\text{C}$)	T_0	۲۵
فشار محیط (MPa)	P_0	۰/۱۰۱
ارتفاع پروازی (m)	F_m	۱۶۰۰۰
عدد ماخ	Ma	۰/۹
نرخ فشار کمپرسور	π_c	۱۶/۳
نرخ فشار فن	π_f	۱/۳
بازده آیزنتروپیک توربین (%)	$\eta_{is,T}$	۸۷
بازده آیزنتروپیک فن (%)	$\eta_{is,f}$	۷۵
بازده آیزنتروپیک نازل (%)	$\eta_{is,n}$	۹۷
بازده آیزنتروپیک کمپرسور (%)	$\eta_{is,c}$	۸۵
نسبت گرماهای ویژه (γ)	γ	۱/۴
دبی هوای ورودی (kg/s)	\dot{m}_a	۱۱۵
آگزرژی شیمیایی سوخت (kW)	e_{fuel}	۱۲۳۲۳۶
آگزرژی شیمیایی هیدروژن (kW)	e_{H_2}	۲۳۶۱۰۰
آگزرژی شیمیایی نیتروژن (kW)	e_{N_2}	۷۲۰
آگزرژی شیمیایی دی اکسید کربن (kW)	e_{CO_2}	۱۹۸۷۰

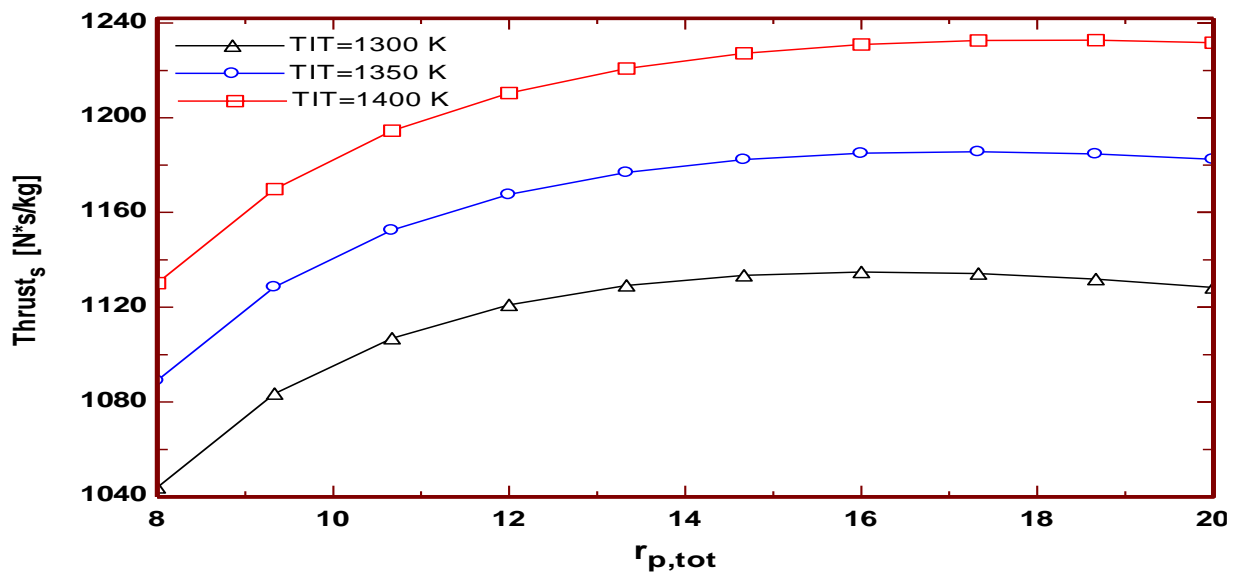
جدول ۳- اعتبارسنجی موتور توربوفن با نتایج توران [۱۳]

پارامترها	نماد	پژوهش حاضر	نتایج توران	درصد خطا (%)
ورودی	دمای خروجی	۲۸۸/۱۵	۲۸۸/۱۵	۰
	فشار خروجی	۱۰۱/۳۵	۱۰۱/۳۵	۰
فن	دمای خروجی	۳۲۸/۲۲	۳۲۷/۶	۰/۱
	فشار خروجی	۱۵۵/۸۲	۱۵۵/۸	۰
کمپرسور کم فشار	دمای خروجی	۳۷۲/۶۹	۳۷۲	۰/۱۸
	فشار خروجی	۲۲۱/۳۱	۲۲۱/۳	۰
کمپرسور پر فشار	دمای خروجی	۷۵۰/۹۳	۷۴۴/۲	۰/۹
	فشار خروجی	۲۱۷۸/۶۸	۲۱۷۸/۷۰	۰
محفظه احتراق	دمای خروجی	۱۳۶۵	۱۳۵۰	۱/۱۱
	فشار خروجی	۲۰۸۰/۶۴	۲۰۸۲/۲	۰/۰۷
توربین پر فشار	دمای خروجی	۱۰۱۷/۶	۹۸۵	۳/۳
	فشار خروجی	۵۳۰/۸۵	۵۳۵	۰/۹۳
توربین کم فشار	دمای خروجی	۷۵۴/۲۴	۷۲۷/۶	۳/۶۶
	فشار خروجی	۱۳۴	۱۴۴/۱	۷
نازل خروجی	دمای خروجی	۳۲۸/۲۲	۳۲۸/۱۳	۰
	فشار خروجی	۱۵۲/۲۴	۱۵۵/۷۸	۲/۳

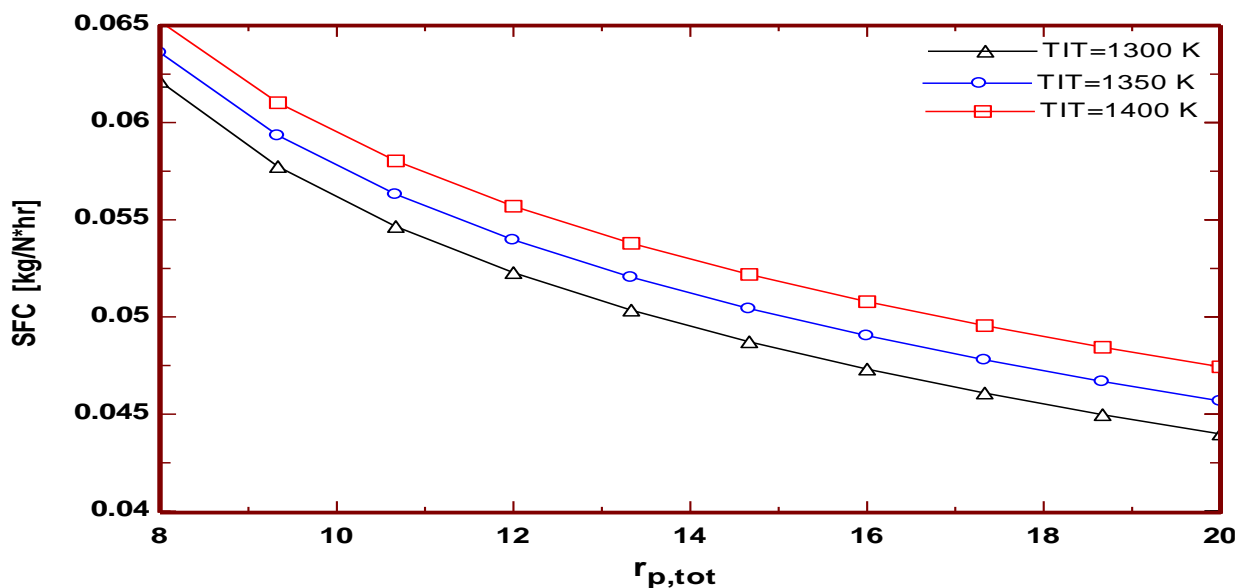
۳-۲- مطالعه پارامتری

در این بخش عملکرد سیستم پیشنهادی از منظر ترمودینامیکی و آگرژی مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد. در این تحلیل تاثیر پارامترهای طراحی و متغیرهای تصمیم‌گیری مانند نسبت فشار کمپرسور، دمای گازهای ورودی به توربین، نسبت فشار فن و نوع سوخت بر روی تراست تولیدی سیستم، بازده انرژی و آگرژی سیستم، مصرف سوخت ویژه و میزان آلاینده‌گی سیستم بررسی می‌شود. پس از نوشته شدن کد مورد نظر با استفاده از فرمول‌ها و روابط حاکم، سیستم مورد نظر از نظر ترمودینامیکی مورد تحلیل و بررسی قرار می‌گیرد به طوری که تاثیر پارامترهای مختلف از جمله تغییرات فشار فن، فشار کمپرسور و دمای ورودی به توربین بر روی تراست تولیدی، بازده انرژی و بازده آگرژی صورت می‌گیرد که در ادامه به بررسی آن‌ها پرداخته خواهد شد. در شکل (۳) نحوه تغییرات تراست ویژه موتور توربوفن بر حسب نسبت فشار کمپرسور (P_p) در دماهای مختلف ورودی به توربین نشان داده شده است. همان‌گونه که مشاهده می‌شود با افزایش نسبت تراکم، تراست ویژه

ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد. نقطه عطف نمودار در حدود نسبت فشار ۱۶ تا ۱۸ می‌باشد. لازم به ذکر می‌باشد که در این شکل عدد ماخ در نظر گرفته شده برای محاسبات ۰/۹ است که در جدول (۲) مشخص می‌باشد. در این شکل مشاهده می‌شود که در هر سه دمای ورودی به توربین با افزایش نسبت فشار کمپرسور انرژی حرارتی و فشار گاز کار پس از کمپرسور و احتراق بالا رفته و در نتیجه سرعت خروجی نازل افزایش یافته و تراست ویژه^۱ رشد می‌کند؛ اما فراتر از این نقطه، بخش عمده انرژی توربین صرف تأمین کار کمپرسور می‌گردد و اختلاف فشار نازل نسبت به جو کاهش می‌یابد، بنابراین انرژی باقی‌مانده برای شتاب‌گیری گاز افت کرده و نزولی می‌شود. افزایش منحنی‌ها را به‌طور افقی به راست و عمودی به بالا جابه‌جا می‌کند اما موقعیت حدودی نقطه اوج تقریباً ثابت می‌ماند.



شکل ۳- تغییرات تراست ویژه سیستم بر حسب نسبت فشار کمپرسور

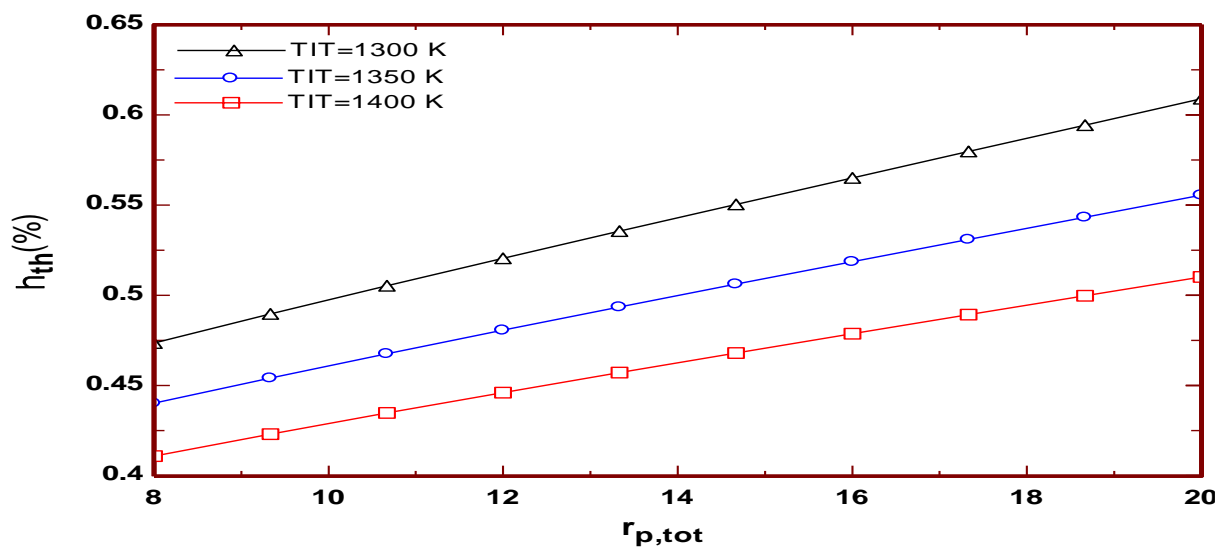


شکل ۴- تغییرات مصرف سوخت ویژه سیستم بر حسب نسبت فشار کمپرسور

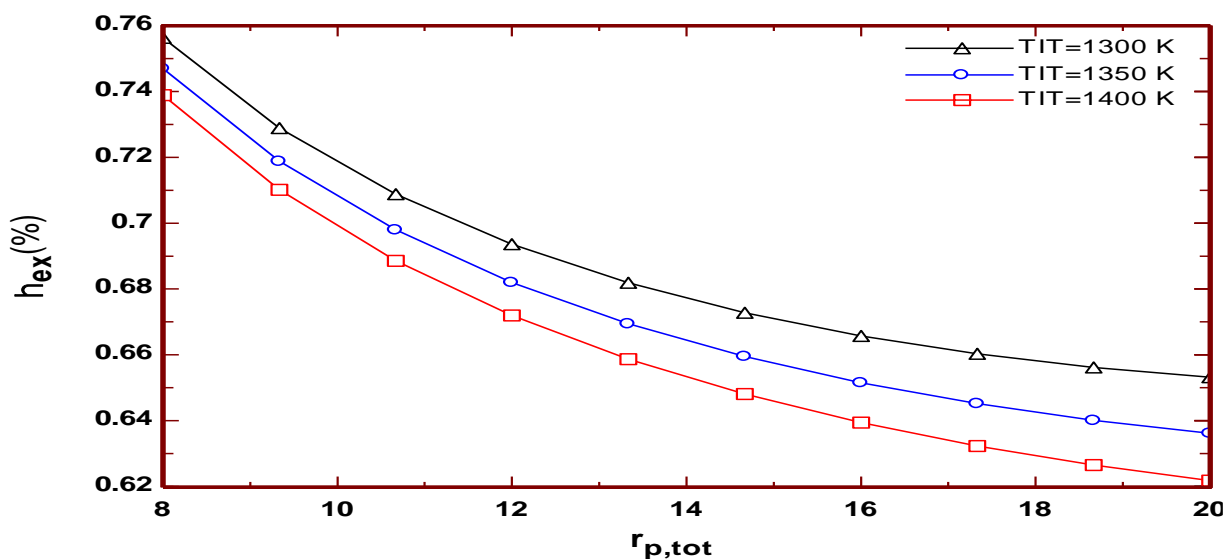
¹ Specific Thrust

شکل (۴) نشان می‌دهد که مصرف سوخت ویژه (SFC^۱) موتور توربوفن در ماخ ۰/۹ با افزایش نسبت فشار کمپرسور ابتدا کاهش یافته، سپس افزایش می‌یابد. این رفتار به دلیل بهبود راندمان تراکم در فشارهای پایین و افزایش کار کمپرسور و افت راندمان در فشارهای بالا است. همچنین، با افزایش دمای ورودی توربین، مصرف سوخت ویژه در هر نسبت فشار افزایش می‌یابد، زیرا دمای بالاتر نیاز به سوخت بیشتری دارد. تغییرات مصرف سوخت ویژه در دماهای بالاتر به دلیل حساسیت بیشتر چرخه ترمودینامیکی به فشار و دما شدیدتر است.

شکل (۵) نشان می‌دهد که بازده قانون اول سیستم با افزایش نسبت فشار کمپرسور افزایش می‌یابد. این به دلیل بهبود راندمان تراکم و کاهش تلفات حرارتی در چرخه است. با این حال، با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین، بازده کاهش می‌یابد، زیرا مقدار جرم سوخت بیشتری برای رسیدن به دمای بالاتر نیاز است که منجر به افزایش تلفات احتراق و کاهش راندمان سیکل می‌شود.



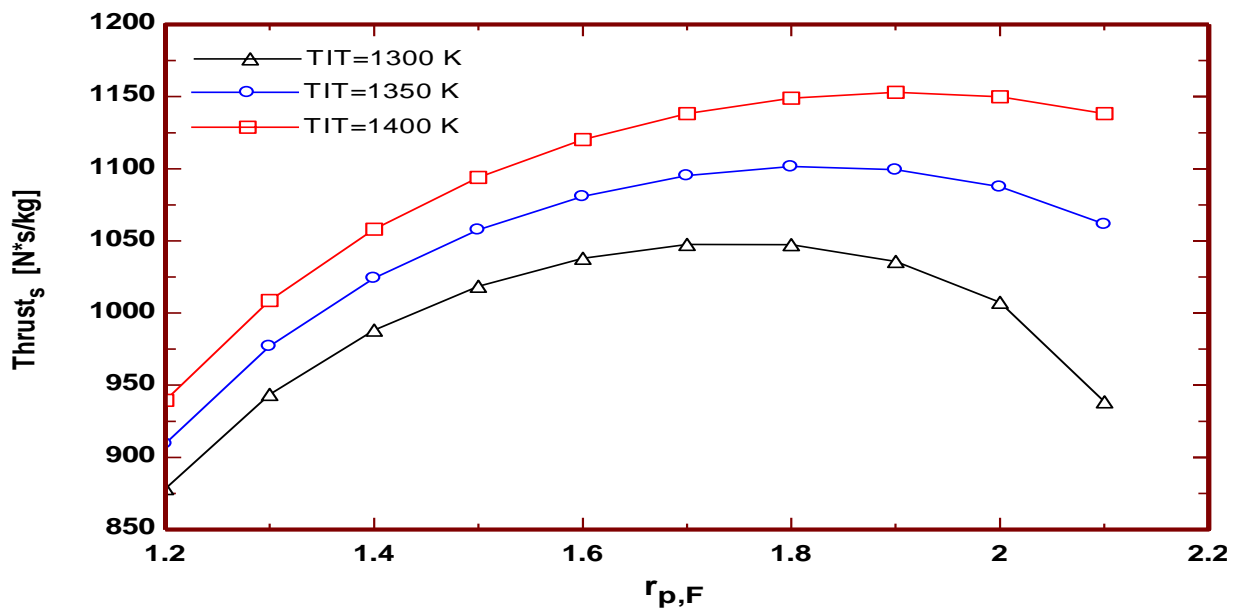
شکل ۵- تغییرات بازده قانون اول سیستم بر حسب تغییرات فشار کمپرسور



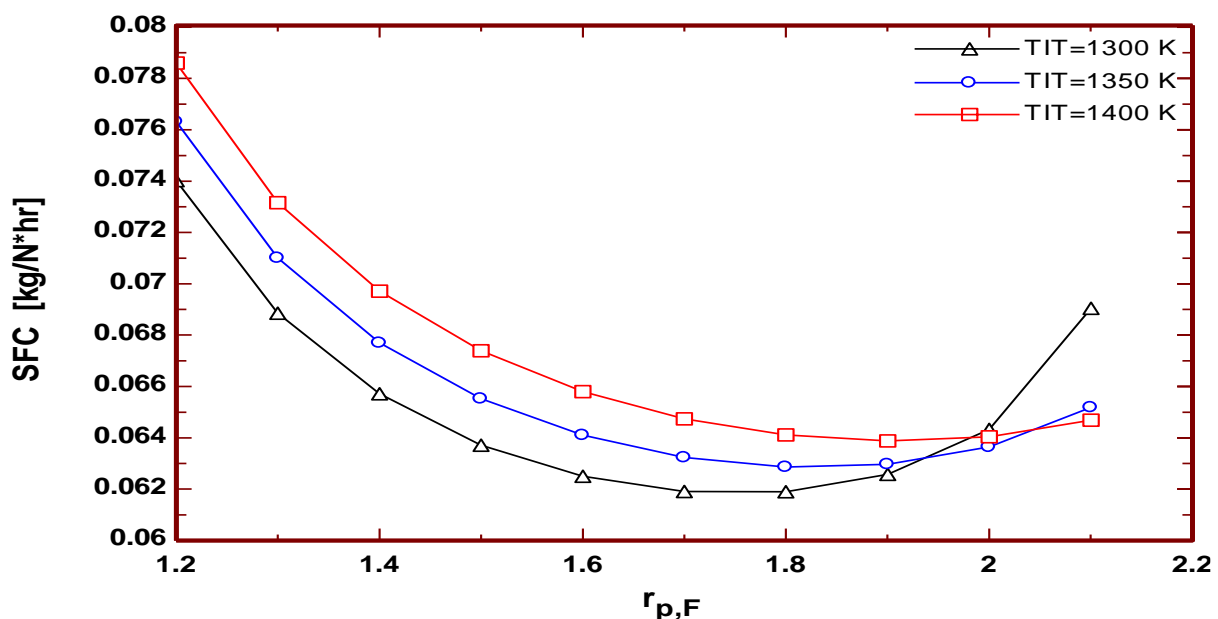
شکل ۶- تغییرات بازده آگزرژی سیستم بر حسب تغییرات فشار کمپرسور

¹ Specific Fuel Consumption

شکل (۶) تغییرات بازده آگرژی سیستم بر حسب تغییرات فشار کمپرسور را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش نسبت فشار کمپرسور بازده آگرژی سیستم کاهش می‌یابد. همچنین با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین بازده آگرژی سیستم کاهش می‌یابد؛ چرا که با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین مقدار جرم سوخت ورودی به محفظه احتراق بیشتر شده و این باعث کاهش بازده سیستم می‌گردد. شکل (۷) تغییرات تراست ویژه سیستم بر حسب تغییرات فشار فن را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش نسبت فشار فن، تراست ویژه تولیدی سیستم ابتدا افزایش و سپس کاهش می‌یابد و در محدوده ۱/۵ تا ۱/۷ بیشترین مقدار را خواهد داشت. همچنین با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین، تراست ویژه تولیدی سیستم افزایش می‌یابد.

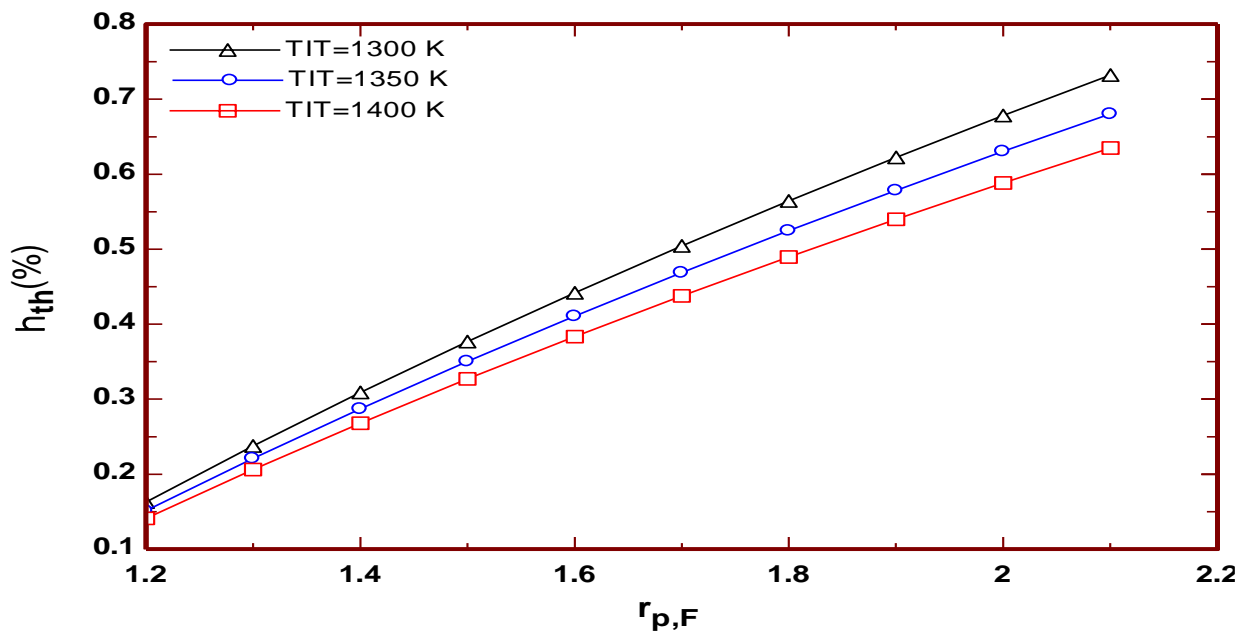


شکل ۷- تغییرات تراست ویژه سیستم بر حسب تغییرات فشار فن

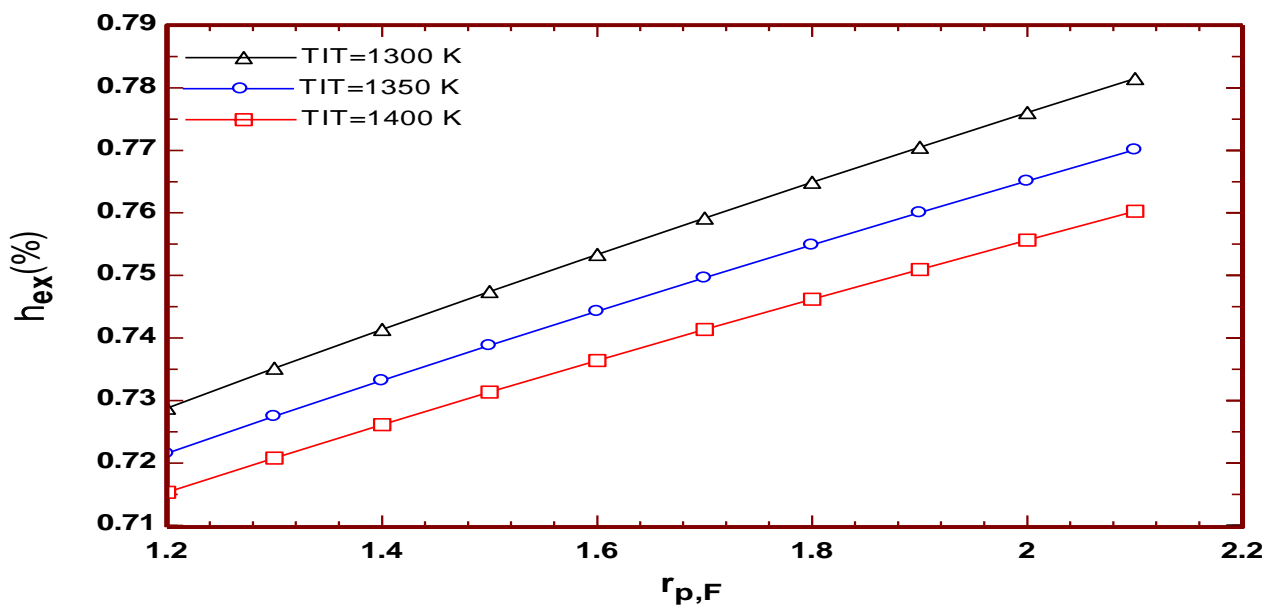


شکل ۸- تغییرات مصرف سوخت ویژه بر حسب تغییرات فشار فن

شکل (۸) نشان می‌دهد که مصرف سوخت ویژه سیستم با افزایش فشار فن ابتدا کاهش یافته، در محدوده فشار ۱/۷ تا ۱/۹ به حداقل می‌رسد و سپس افزایش می‌یابد. این رفتار به دلیل بهینه‌سازی جریان هوا و راندمان در فشارهای متوسط و افزایش تلفات در فشارهای بالاتر است. همچنین، با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین، مصرف سوخت ویژه افزایش می‌یابد، زیرا دمای بالاتر نیاز به سوخت بیشتر دارد و راندمان حرارتی را کاهش می‌دهد. شکل (۹) تغییرات بازده انرژی سیستم بر حسب تغییرات فشار فن را نشان می‌دهد. همان طور که ملاحظه می‌شود با افزایش فشار فن به علت افزایش سرعت خروجی سیستم، بازده انرژی سیستم افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین به علت افزایش جرم سوخت ورودی به سیستم، بازده انرژی کاهش می‌یابد.

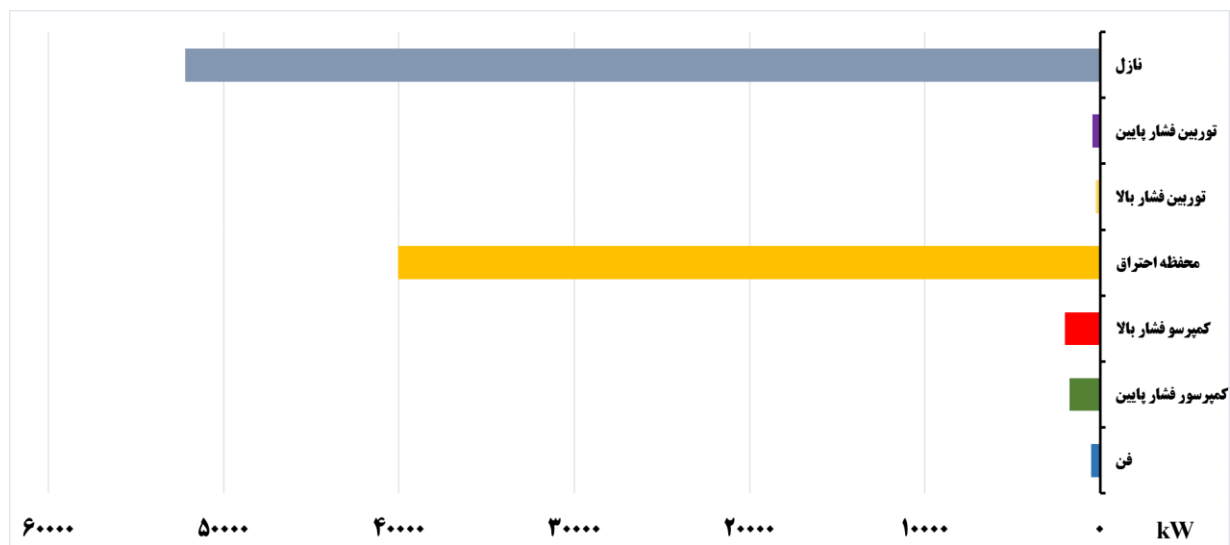


شکل ۹- تغییرات بازده انرژی سیستم بر حسب تغییرات فشار فن

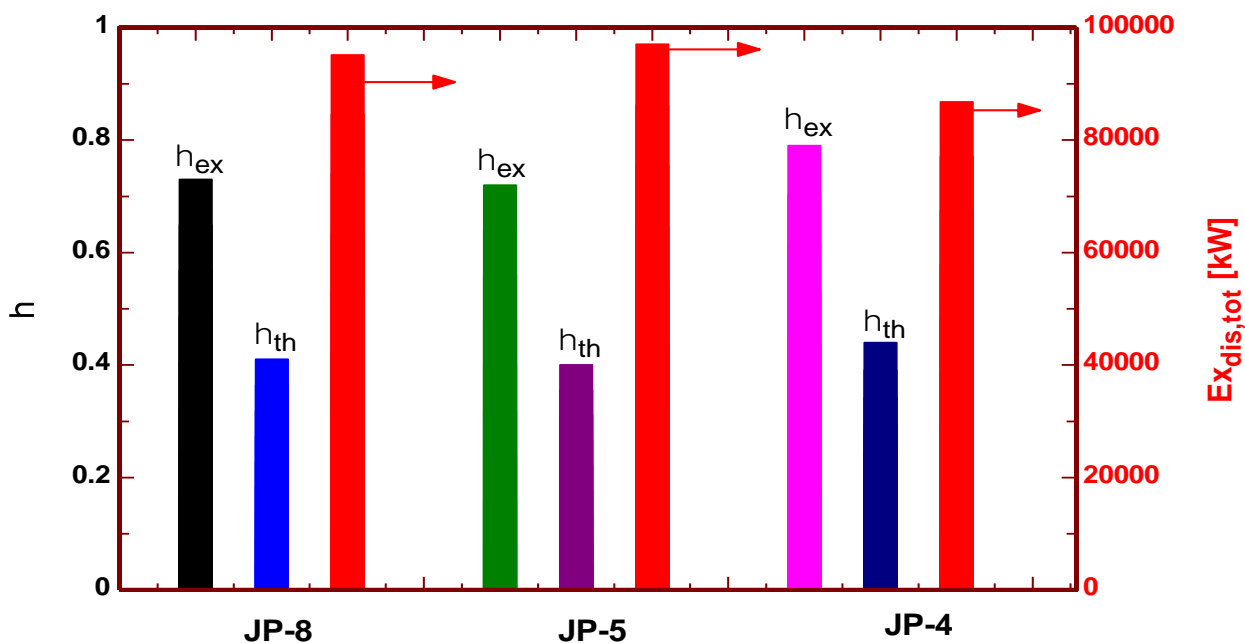


شکل ۱۰- تغییرات بازده آگزروی سیستم بر حسب تغییرات فشار فن

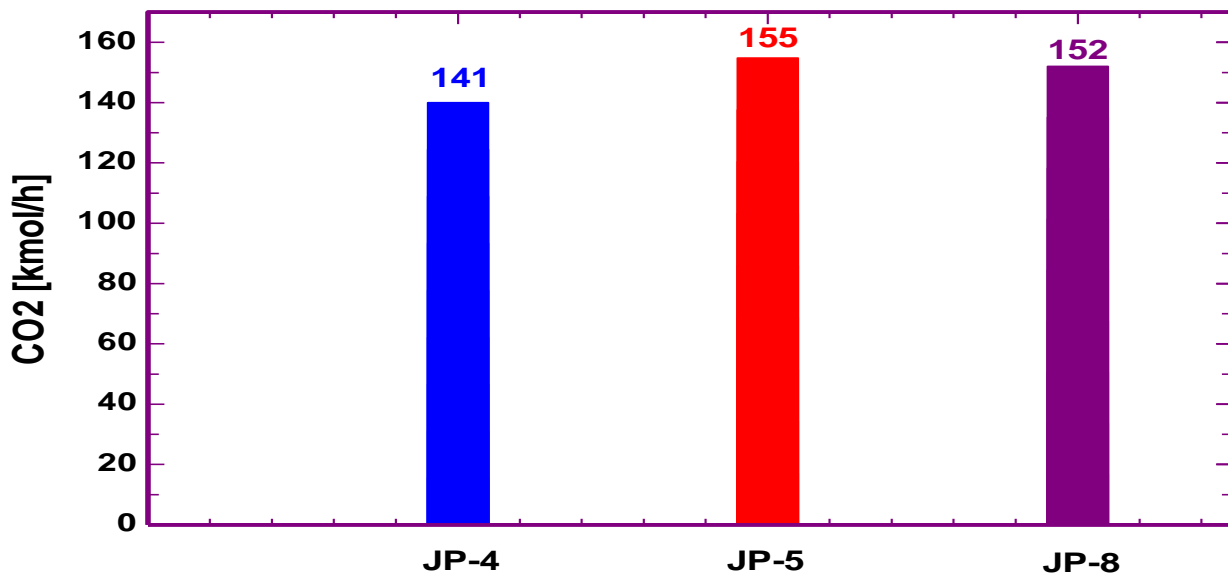
شکل (۱۰) تغییرات بازده آگزرژی سیستم بر حسب تغییرات فشار فن را نشان می‌دهد. با افزایش فشار فن بازده آگزرژی سیستم به علت افزایش آگزرژی خروجی سیستم افزایش می‌یابد. همچنین با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین بازده آگزرژی کاهش خواهد یافت. شکل (۱۱) میزان تخریب آگزرژی در اجزاء مختلف موتور توربوفن را نشان می‌دهد همان‌طور که ملاحظه می‌شود بیشترین تخریب آگزرژی در نازل و کمترین تخریب آگزرژی در توربین پرفشار اتفاق می‌افتد. در شکل (۱۲) عملکرد سیستم از نظر بازده انرژی، بازده آگزرژی، تخریب آگزرژی و اثرات زیست محیطی با در نظر گرفتن سه نوع سوخت متفاوت بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که در صورت استفاده از سوخت JP-4 بازده انرژی و بازده آگزرژی بیشترین مقدار بوده و همچنین تخریب آگزرژی کمترین مقدار خود را در مقایسه با سوخت‌های دیگر خواهد داشت.



شکل ۱۱- تخریب آگزرژی در اجزاء مختلف موتور توربوفن



شکل ۱۲- بازده انرژی، بازده آگزرژی و تخریب آگزرژی تولید شده با سوخت‌های مختلف موتور توربوفن



شکل ۱۳- مقدار دی‌اکسید کربن تولید شده با سوخت‌های مختلف موتور توربوفن

شکل (۱۳) تغییرات مقدار دی‌اکسید کربن تولید شده با سوخت‌های مختلف در موتور توربوفن را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود در صورت استفاده از سوخت JP-5 مقدار دی‌اکسید کربن تولید شده بیشترین مقدار بوده و در سوخت JP-4 کمترین مقدار خواهد بود. از آنجایی که ارزش حرارتی سوخت JP-5 بیشتر از بقیه بوده، بنابراین مقدار دی‌اکسید کربن تولیدی نیز بیشتر خواهد بود.

۴- نتیجه‌گیری

در این پژوهش، موتور توربوفن CFM56 از منظر ترمودینامیکی و آگزرژی مورد تحلیل جامع قرار گرفت. نتایج حاصل از این بررسی به شرح زیر است:

- بیشینه تراست تولیدی سیستم در نسبت فشار کمپرسور ۲۰ به مقدار $1/23$ کیلونیوتن‌ثانیه بر کیلوگرم حاصل می‌شود. همچنین، بازده انرژی و آگزرژی سیستم به ترتیب $0/49$ و $0/62$ محاسبه شده است.
- با افزایش فشار فن، به دلیل افزایش سرعت جریان خروجی، بازده انرژی سیستم بهبود می‌یابد.
- افزایش نسبت فشار کمپرسور و دمای گازهای ورودی به توربین منجر به کاهش بازده آگزرژی سیستم می‌شود که این امر ناشی از افزایش تلفات آگزرژی در فرآیندهای تراکم و احتراق است.
- تراست ویژه تولیدی سیستم با افزایش نسبت فشار فن ابتدا افزایش یافته و در محدوده $1/5$ تا $1/7$ به بیشینه خود می‌رسد، سپس کاهش می‌یابد. همچنین، با افزایش دمای گازهای ورودی به توربین، تراست ویژه به دلیل افزایش انرژی حرارتی ورودی افزایش می‌یابد.
- استفاده از سوخت JP-4 منجر به بالاترین بازده انرژی و آگزرژی در مقایسه با سایر سوخت‌ها می‌شود. علاوه بر این، این سوخت کمترین میزان تخریب آگزرژی و اثرات زیست‌محیطی را به همراه دارد.
- این نتایج نشان‌دهنده اهمیت بهینه‌سازی پارامترهای عملیاتی نظیر نسبت فشار و دمای ورودی توربین در طراحی و عملکرد موتورهای توربوفن است.

مراجع

- [1] Y. Cengel, and M. A. Boles, "Thermodynamics: An Engineering Approach," 4th Edition, in SI Units, Singapore (SI): McGraw-Hill, 2002, [Cengel: Thermodynamics: an engineering approach 4th... - Google Scholar](#).
- [2] A. F. El-Sayed, "Engineering & Technology: Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines," 2nd Edition, Boca Raton, CRC Press, 2017.
- [3] O. Turan, "Effect of Reference Altitudes for a Turbofan Engine with the Aid of Specific-exergy Based Methode," *International Journal of Exergy*, Vol. 11, No. 2, pp. 252-270, 2012, <https://doi.org/10.1504/IJEX.2012.047337>.
- [4] Y. Şöhret, A. Dinç, and T. H. Karakoç, "Exergy Analysis of a Turbofan Engine for an Unmanned Aerial Vehicle During a Surveillance Mission," *Energy*, Vol. 93, pp. 716-729, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2015.09.094>.
- [5] 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*, Vol. 36, ZNo. 3, pp. 305-327, 2019, <https://doi.org/10.1515/tjj-2018-0040>.
- [6] E. Yalcin, "Thrust Performance Evaluation of a Turbofan Engine Based on Exergetic Approach and Thrust Management in Aircraft," *International Journal of Turbo & Jet-Engines*, Vol. 34, No. 2, pp. 177-186, 2017, <https://doi.org/10.1515/tjj-2016-0045>.
- [7] S. A. Shakariyants, J. P. van Buijtenen, W. P. J. Visser, and A. Tarasov "A Multidisciplinary Aero-engine Exhaust Emission Study," in ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air, 2006, <https://doi.org/10.1115/GT2006-90267>.
- [8] N. Chandrasekaran, and A. Guha, "Study of Prediction Methods for NOx Emission from Turbofan Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 1, pp. 170-180, 2012, <https://doi.org/10.2514/1.B34203>.
- [9] K. G. Kyprianidis, and E. Dahlquist, "On the Trade-off between Aviation NOx and Energy Efficiency," *Applied Energy*, Vol. 185, pp. 1506-1516, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2015.10.084>.
- [10] F. Noori, M. Gorji, A. Kazemi, and H. Nemati, "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*, Vol. 224, No. 12, pp. 1285-1296, 2010, <https://doi.org/10.1243/09544100JAERO771>.
- [11] V. Patel, V. Savsani, and A. Mudgal, "Efficiency, Thrust, and Fuel Consumption Optimization of a Subsonic/sonic Turbojet Engine" *Energy*, Vol. 144, pp. 992-1002, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2017.12.080>.

- [12] H. Aygun, and O. Turan, "Exergetic Sustainability off-design Analysis of Variable-cycle Aero-engine in Various Bypass Modes," *Energy*, Vol. 195, pp. 117008, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2020.117008>.
- [13] O. Turan, "Exergo-economic Analysis of a CFM56-7B Turbofan Engine," *Energy*, Vol. 259, pp. 124936, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2022.124936>.
- [14] P. Kobra, O. Balli, H. Caliskan, S. Al-Rabeei, and U. Kale, "Energy, Exergy, Economic, Environmental, and Sustainability Assessments of the CFM56-3 Series Turbofan Engine used in the Aviation Sector," *Energy*, Vol. 269, pp. 126765, 2023, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2023.126765>.

فهرست نمادهای انگلیسی

C_p	ظرفیت گرمایی ویژه
CC	محفظه احتراق
d	دیفیوزر
T	دما ($^{\circ}C$)
L	طول (m)
P	فشار (MPa)
FADEC	سامانه کاملاً دیجیتال کنترل موتور
VCE	موتورهای با سیکل متغیر
SBM	مدل کنارگذر تکی
DBM	مدل کنارگذر دوتایی
LPC	کمپرسور کم فشار
HPC	کمپرسور پرفشار
LPT	توربین کم فشار
HPT	توربین پرفشار
EN	نازل خروجی
F	فن
FN	فن نازل
E	نرخ آگرژی
\dot{E}_{ch}	آگرژی شیمیایی
\dot{E}_D	تخریب آگرژی
S	آنتروپی مخصوص
h	آنتالپی مخصوص
π	نسبت فشار
Ma	عدد ماخ
V	سرعت
γ	نسبت گرماهای ویژه
X	نسبت جرم مولی
η_{is}	بازده آیزنتروپیک
ε	بازده آگرژی
زیرنویسها	
f	فن
T	توربین
n	بازده آگرژی
c	کمپرسور
ex	آگرژی

ke جنبشی
ph فیزیکی
ch شیمیایی

Thermodynamic and Exergy Analysis of an Environmentally Friendly Turbofan Engine for Use in Commercial Aircraft

Saeed Naghian

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

saeed.aviation@gmail.com

Jamashb Pirkandi

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

jpirkandi@mut.ac.ir

*Corresponding author: **Mostafa Mahmoodi**

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

mostafamahmoodi@engineer.com

Mojtaba Dehghan Menshadi

Professor Department of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Isfahan,
Iran

dehghanmanshadi@gmail.com

Abstract

In this article, the CFM56 turbofan engine has been analyzed from the perspective of thermodynamics and exergy. Exergy is a key parameter in determining the components with the highest losses in the system and facilitating to minimize these losses and related costs. In addition to performance simulation, the use of exergy analysis helps to make this device more efficient in using energy resources, reducing costs and also reducing environmental pollution. In this research, the effect of compressor pressure ratio, turbine inlet gas temperature, fan pressure ratio, and fuel type on the production thrust of the system, energy efficiency and exergy of the system, the Specific fuel consumption of the system and the amount of environmental pollution are investigated with the parametric study of the system. The results show that the best production thrust of the system is 1.23 kN.s/kg in the compressor pressure ratio of 20. Also, the results show that the energy and exergy efficiency of the system will be 0.49 and 0.62, respectively. The results show that the most exergy destruction occurs in the nozzle.

Keywords: Engine, Turbofan, Exergy, Thrust, Specific fuel consumption, Commercial aircraft