

تحلیل انرژی و انرژی یک موتور توربوپراپ در شرایط کاری مختلف

مصطفی زاهدزاده^۱، امیر گودرزی^{۲*}، محمدمهدی دوستدار^۳

^۱ دانشجوی دکتری هوافضا، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس، تهران، ایران

mostafa.zahedzadeh@modares.ac.ir

^۲ کارشناس ارشد، مرکز تحقیقات موتور، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران، ایران

kpagoudarzi@ihu.ac.ir

^۳ دانشیار مرکز تحقیقات موتور، دانشگاه جامع امام حسین(ع)، تهران، ایران

mdostdar@ihu.ac.ir

چکیده: تحلیل انرژی، ابزاری برای تعیین سهم فرایندهای دخیل در انتقال قابلیت کاردهی ورودی به سیستم و مکانی است که در آن افت انرژی مفید در یک سیستم یا فرایند رخ می‌دهد. در این پژوهش، تحلیل انرژی عملکرد موتور توربوپراپ (Turboprop) در شرایط کاری مختلف مدنظر است. برای این منظور، یک موتور توربوپراپ بر اساس روش صفربعدی با استفاده از نرم‌افزار گزترب (GASTURB) مدل‌سازی شده و عملکرد آن ابتدا در نقطه طرح و سپس در چندین نقطه خارج از طرح، برای شرایط کاری مختلف ارتفاع و ماخ پروازی مشخص گردیده است. سپس پایه‌های مفهومی لازم برای تحلیل انرژی سیستم، با تعریف عبارات انرژی و ایجاد معادله تعادلی مربوط بنا نهاده شده و روابط مربوط به بازده قانون دوم بر اساس تعاریف مربوط به عایدی و مصرفی در هر جزء ارائه گردیده است. در مرحله بعد، با استفاده از داده‌های ترمودینامیکی به دست آمده از نرم‌افزار برای مقاطع مشخصه سیستم، انرژی اجزای مختلف موتور آنالیز شده است. از نتایج تحلیل انرژی سهم هر جزء موتور در تخریب انرژی می‌توان دریافت که فرایند احتراق عامل غالب در بازگشت ناپذیری سیستم است.

واژه‌های کلیدی: موتور توربوپراپ، آنالیز انرژی، آنالیز انرژی، تحلیل صفربعدی، نرم‌افزار گزترب.

موتور توربوپراپ در مقایسه با یک موتور توربوفا^۵ قادر به تأمین نسبت کنارگذرهای خیلی بالایی حدود بین ۳۰ تا ۱۰۰ باشد. نسبت کنارگذر بالا موجب کاهش سرعت‌های خروجی از شیبوره خروجی موتور می‌شود؛ در نتیجه بازده‌های پیش‌رانشی بالاتری برای موتور کسب می‌شود. محدودیت عدد ماخ نوک ملخ که گفته می‌شود باید کمتر از ۱/۳ باشد، منجر به سرعت ماخ پروازی حدود ۰/۷ تا ۰/۸ برای توربوپراپ‌های پیشرفته و حدود ۰/۴ تا ۰/۶ برای توربوپراپ‌های معمولی می‌گردد، در حالی که این محدودیت برای موتورهای توربوفا وجود ندارد. همچنین قطر بزرگ ملخ اغلب باعث نیاز به یک گیربکس کاهنده می‌گردد که وزن و پیچیدگی موتور را می‌افزاید [۳].

تیمورتاش و رحمانیان به شبیه‌سازی عملکرد یک موتور توربوپراپ در شرایط نقطه طراحی و شرایط خارج از طرح پرداخته‌اند. در این کار با استفاده از برنامه نوشته‌شده به زبان فرترن، برخی از پارامترهای عملکردی موتور از قبیل دبی جرمی جریان، نسبت فشار کمپرسور، دبی جرمی سوخت، مصرف مخصوص سوخت و دمای ورودی به توربین برحسب ارتفاعات مختلف و اعداد ماخ پروازی مختلف بررسی شده است [۴]. پالم و یان‌چنگ، یک کد کامپیوتری به نام توربوترنس^۶ را در سال ۱۹۵۸ توسعه داده‌اند که به شبیه‌سازی عملکردی حالت پایا و حالت گذرای موتورهای توربین گازی می‌پردازد. برنامه توربوترنس از روش حل تحلیلی برای شبیه‌سازی موتورهای توربین گازی استفاده می‌کند [۵]. برنامه کامپیوتری دیگری به نام توربوکال^۷ را داگلاس در سال ۱۹۸۶ توسعه داده است که به شبیه‌سازی موتورهای توربین گاز در شرایط حالت طراحی و شرایط خارج از طرح می‌پردازد [۶]. شویبری و همکاران، برنامه‌ای به نام جتران^۸ توسعه داده‌اند که قادر به شبیه‌سازی رفتار دینامیک غیرخطی موتورهای توربین گازی است [۷]. سلر و دانیل برنامه‌ای به نام داین‌جن^۹ تهیه کردند که می‌تواند برای محاسبات عملکردی حالت پایا و حالت گذرای بازه محدودی از موتورهای توربوفا و توربوفا استفاده شود. برنامه داین‌جن از روش اویلر اصلاح‌شده برای حل معادلات دیفرانسیل دینامیکی استفاده می‌کند [۸]. برنامه گزکن^{۱۰} نیز یک کد برای تحلیل حرارتی یک توربین گاز خنک‌کاری‌شده است که از فرمول‌های بدون بعد ترمودینامیکی، انتقال حرارتی و دینامیک سیالاتی برای حل مسئله استفاده می‌کند [۹].

توربین گاز، یک موتور احتراق داخلی دوار است که بارزترین نمونه آن موتور هواپیمای جت می‌باشد. هوای ورودی به موتور، پس از ورود به کمپرسور، در آن متراکم می‌شود؛ در نتیجه دما و فشار هوا افزایش می‌یابد. سپس هوای فشرده‌شده وارد محفظه احتراق می‌شود. در واقع این موتور مخلوط رقیقی از سوخت را با هوای فشرده می‌سوزاند. گازهای محترق‌شده فشرده داغ در بین یک سری چرخ دوار توربین و مجموعه پره‌ها منبسط می‌شود که نتیجه آن، تولید قدرت محوری خروجی، نیروی رانش یا ترکیبی از هر دو خواهد بود. موتور توربین گازی که بر اساس سیکل برایتون^۱ کار می‌کند، شامل ورودی، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و نازل است. پارامترهای فشار و دما در طول سیکل بر اساس ارتفاع پروازی و سرعت پروازی و نسبت سوخت به هوا در محفظه احتراق محاسبه می‌شوند. طراحی موتورهای هواپیما به دلیل دارا بودن ده‌ها هزار قطعه، بسیار پیچیده است. این طراحی با بررسی سیکل پارامتری آغاز می‌شود که شامل تعیین نسبت تراکم‌های کمپرسور، دمای خروجی محفظه احتراق، نسبت کنار گذر و از این قبیل پارامترهاست. بهینه‌سازی این پارامترها برای دستیابی به اهداف طراحی از قبیل بهینه‌سازی تراست^۲ یا کمینه‌سازی مصرف مخصوص سوخت در هر فازی از توسعه موتور بسیار مهم است؛ زیرا هزینه رفع یک اشکال مرتبط با طراحی موتور در مرحله ساخت و تولید بسیار زیاد است و این هزینه در مرحله ساخت به صورت نمایی افزایش می‌یابد [۱].

امروزه موتورهای توربوپراپ^۳ نقش زیادی در حمل‌ونقل‌های هوایی نظامی و مسافربری ایفا می‌کند. در موتورهای توربوپراپ، ملخ توان خود را از توربین قدرت دریافت می‌کند. به سبب محدودیت‌های تنشی، ملخ که قطر بزرگی دارد، با سرعت بسیار کمتری نسبت به توربین قدرت نسبتاً کوچک باید بچرخد. بنابراین به واحد کاهنده سرعت نسبتاً بزرگ نیاز است. ملخ و مکانیزم کنترل گام ملخ، و توربین قدرت سبب افزایش وزن می‌شوند؛ به گونه‌ای که وزن موتور توربوپراپ ممکن است ۱/۵ برابر وزن موتور توربوفا^۴ متداول با مولد گازی به همان اندازه باشد. اما برتری‌های عملکردی موتور توربوپراپ در حین برخاستن و در سرعت‌های پروازی کم، این افزایش وزن را جبران می‌کنند [۲].

5. Turbofan
6. TURBOTRANS
7. TURBOCAL
8. GETRAN
9. DYNGEN
10. GASCAN

1. Brayton
2. Thrust
3. Turboprop
4. Turbojet

چنگدوک و همکاران شبیه‌سازی عملکردی یک موتور توربوپراپ را برای آموزش مقدماتی بررسی کرده‌اند [۱۰]. تسلیمی طالقانی و همکاران از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی موتورهای توربوپراپ استفاده کرده‌اند. در این کار، توابع هدف مورد بررسی برای بهینه‌سازی، نیروی تراست ویژه، مصرف سوخت ویژه، بازده رانش، بازده حرارتی و بازده ملخ در نظر گرفته شده‌اند. توابع هدف مورد بررسی برای بهینه‌سازی، نیروی تراست ویژه، مصرف مخصوص سوخت ویژه، بازده پیش‌رانشی، بازده حرارتی و بازده ملخ در نظر گرفته شده بودند [۱۱]. کراینیک و همکاران مدل گذرای ترمودینامیکی را برای موتور توربوپراپ سه‌محوره بررسی کرده‌اند. این مدل قابلیت شروع از سرعت صفر و برگشت به سرعت صفر در هنگام خاموشی را دارد. این مدل بر مبنای یک موتور توربوپراپ سه‌محوره است که شامل اثرات کامل انتقال حرارت و اثرات دینامیک‌های حجمی است [۱۲]. چانگدوک و هونگ‌ساک عملکرد حالت پایای موتور توربوپراپ PT6 را با استفاده از نرم‌افزار سیمولینک^۱ شبیه‌سازی کرده‌اند. مدل سیمولینک زیرسیستم‌هایی دارد که بیانگر اجزای موتور از قبیل ورودی، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین کمپرسور، توربین توان و کانال شیپوره خروجی است [۱۳]. با توجه به محدودیت دسترسی و در برخی موارد، عدم وجود منحنی‌های مشخصه اجزای موتورهای توربینی، جرت و همکاران در کاری، صحنه‌گذاری یک مدل ترمودینامیکی توربین گاز بدون منحنی مشخصه‌های دقیق اجزا را مورد توجه قرار دادند [۱۴].

تحلیل ترمودینامیکی، شامل آنالیز انرژی و انرژی^۲، برای ارزیابی بازده و عملکرد سیستم‌های حرارتی استفاده می‌شود. تحلیل انرژی در رابطه با کمیت انرژی است. این تحلیل فقط به صورت یک ابزار مورد نیاز برای به دست آوردن انرژی در طی یک فرایند به کار گرفته می‌شود. ولی تحلیل انرژی، کیفیت انرژی را بررسی می‌کند. انرژی مربوط به افت انرژی در طی یک فرایند، تولید انترپی و از دست دادن موقعیت‌های انجام کار است. تحلیل انرژی می‌تواند پتانسیل تعیین موقعیت، نوع و اندازه صحیح تلفات انرژی را بیان کند [۱۵، ۱۶ و ۱۷]. اتلی و روزن، تحلیل انرژی روی یک موتور جت برای ارتفاع‌های پروازی از سطح دریا تا ۱۵۰۰۰ متری را انجام داده‌اند [۱۸]. تورگوت و همکاران تحلیل انرژی روی یک موتور توربوفن در سطح دریا و در ارتفاع ۱۱۰۰۰ متری انجام داده‌اند و اتلافات انرژی و بازده انرژی اجزای موتور را تعیین کرده‌اند [۱۹]. کوبان و

همکاران کاربرد قوانین ترمودینامیکی را روی یک موتور هلی‌کوپتر نظامی بررسی کرده‌اند. اهداف اصلی این مطالعه، ارزیابی کارایی موتور و محاسبه مقدار تخریب‌های انرژی در اجزای موتور است. محاسبات در چهار مقدار بار مختلف انجام شده‌اند. از نتایج این کار مشخص شده که مقادیر تخریب انرژی برای محفظه احتراق در مقایسه با سایر اجزا، بیشترین مقدار است [۲۰]. توران، تأثیر ارتفاع‌های مرجع را روی بازده انرژی یک موتور توربوفن با کمک روش انرژی مخصوص بررسی کرده است. در این کار، بازده انرژی موتور توربوفن در ارتفاع ۴۰۰۰ متری برابر ۵۰/۳٪ و در ارتفاع ۹۰۰۰ متری برابر ۴۸/۹٪ محاسبه شده است [۲۱]. وی همچنین مطالعه مشابهی برای موتور یک موتور توربوشفت^۳ انجام داده است [۲۲]. بالی و همکاران تحلیل‌های انرژی و انرژی اقتصادی^۴ را روی یک موتور جت هواپیما بررسی کرده‌اند. بازده انرژی این موتور ۳۴/۸٪ برای ۲۴۲۱/۹ کیلووات محصولات گازهای خروجی محاسبه شده است [۲۳]. بالی و هیپاسلیبه بررسی تحلیل‌های انرژی و انرژی موتور توربوپراپ T56 پرداخته‌اند. در این کار، آنالیز موتور توربوپراپ T56 در حالت‌های عملکردی مختلف توان و بار، دوره‌های ۷۵٪ و ۱۰۰٪ بر خاست، بررسی شده است. همچنین ارزیابی عملکردی انرژی و انرژی برای توان شفت و توان شفت به‌علاوه گازهای خروجی صورت پذیرفته است [۲۴]. نتایج این مطالعات نشان می‌دهند که افزایش ارتفاع باعث کاهش بازده انرژی و افزایش بازده انرژی می‌شود. بالی همچنین درباره یک موتور توربوپراپ نشان داد که سیستم پتانسیل بهبود پائینی دارد؛ زیرا نرخ تخریب انرژی اجتناب‌ناپذیر آن ۹۴٪ است [۲۵].

توران به بررسی اثرات انرژی پارامترهای طراحی یک موتور توربوجت کوچک برای کاربرد روی هواپیماهای بدون سرنشین پرداخته است. نتایج این کار نشان می‌دهد که برای یک موتور توربوجت کوچک، با افزایش دمای ورودی به توربین، بازده انرژی کاهش می‌یابد و هرگونه افزایش نسبت فشار کمپرسور با افزایش عدد ماخ پروازی منجر به افزایش بازده انرژی می‌شود [۲۶]. سوهرت و همکاران آنالیز انرژی یک موتور توربوفن یک هواپیمای بدون سرنشین را در طی مأموریت دیده‌بانی بررسی کرده‌اند. در این کار، در ابتدا مدل موتور بر پایه شرایط و پارامترهای طراحی موتور با استفاده از یک کد توسعه یافته و سپس آنالیز انرژی با استفاده از قوانین ترمودینامیکی انجام گرفته است. در پایان این مطالعه، محفظه احتراق

طرح برای مؤلفه‌های مشخصه شرایط کاری حین پرواز یک پرنده مجهز به موتور توربوپراپ، شامل ارتفاع کاری و عدد ماخ پرنده، مورد توجه قرار گرفته است.

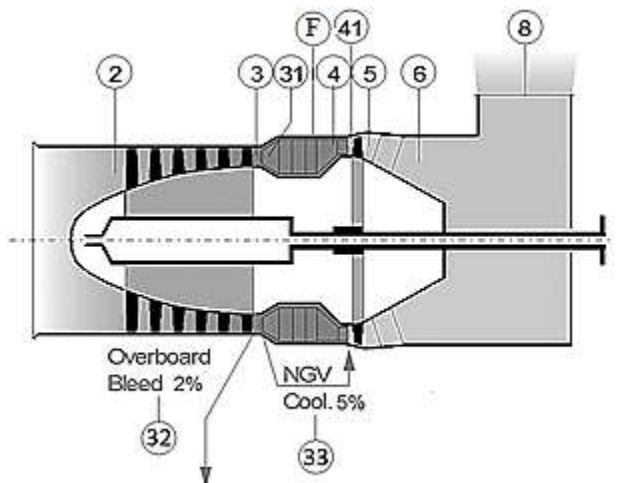
۲. مشخصات موتور توربوپراپ مورد بررسی

برای مدل‌سازی، یک موتور توربوپراپ ساده تک‌محوره متشکل از کمپرسور، محفظه احتراق و توربین در نظر گرفته شده است. مشخصات نقطه طرح موتور برای شرایط استاندارد سطح دریا در جدول (۱) نشان داده شده است.

جدول (۱): مشخصات موتور توربوپراپ مورد بررسی در شرایط استاتیک

استاندارد سطح دریا در نقطه طرح	
کمیت	مقدار
نسبت فشار کمپرسور	۱۰
دبی جرمی اصلاح شده هوا (kg/s)	۸
دمای ورودی به توربین (K)	۱۲۵۰
مصرف سوخت (kg/h)	۴۷۴
مصرف مخصوص سوخت (kg/kW.h)	۰.۳۲۳
توان (kW)	۱۴۶۷/۷

در بررسی حالت پایای نقطه طرح، از روابط ترمودینامیکی برای تعیین مشخصات عملکردی اجزای مختلف موتور استفاده می‌شود. در این مسئله، شرایط استاتیک استاندارد سطح دریا و در دور ۱۰۰ درصد معادل ۱۸۶۰۰ دور بر دقیقه، به‌عنوان شرایط نقطه طرح انتخاب شده و سپس عملکرد خارج از طرح در دورهای مختلف، اعداد ماخ مختلف و ارتفاع‌های مختلف و در شرایط ۶۰ درصد رطوبت نسبی در هوا بررسی شده است. طرح‌واره موتور بررسی با شماره‌گذاری‌های مرتبط در نرم‌افزار گزترب در شکل (۱) مشاهده می‌شود. مشخصات موقعیت‌های ترمودینامیکی مختلف موتور نیز با توجه به شکل (۱) در جدول (۲) ارائه شده است.

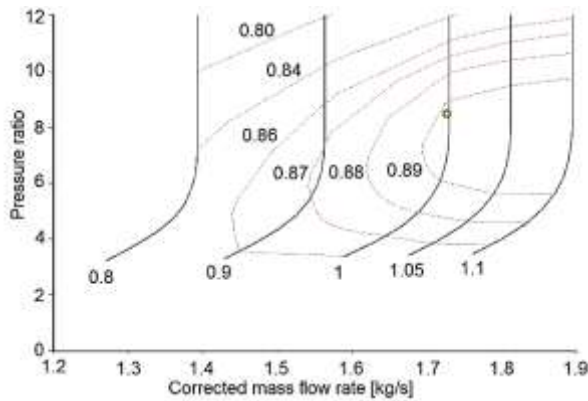


شکل (۱): طرح‌واره موتور مورد بررسی در نرم‌افزار گزترب

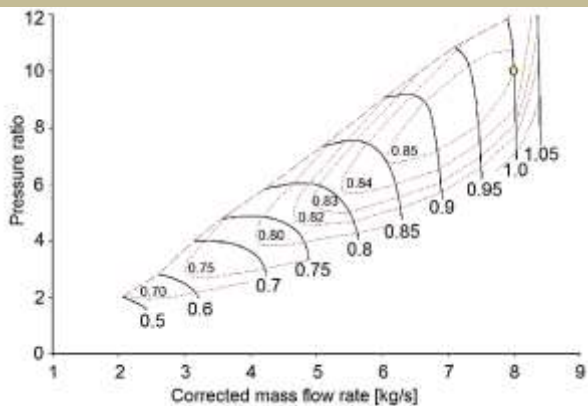
به‌عنوان اصلی‌ترین منبع بازگشت‌ناپذیری‌ها شناخته شده است، درحالی‌که توربین فشار بالا و کمپرسور فشار بالا به‌عنوان کارآمدترین اجزای موتور در طول پرواز شناخته شده‌اند. کمترین بازده آگزرژی برابر ۵۸/۲۴٪ برای محفظه احتراق در ابتدای فاز شروع پرواز بود، درحالی‌که بیشترین بازده آگزرژی مربوط به توربین فشار بالا و در حدود ۹۹/۰۹٪ بود [۲۷]. عباس و ریگینز به بررسی عملکرد یک موتور توربوجت تک‌محوره بر پایه آنالیز آگزرژی پرداخته‌اند. در این کار، جزئیات اتلاف آگزرژی در اجزای موتور به دست آمده و روی اتلافات عملکردی ناشی از تولید انترویی بحث شده است [۲۸]. بالای از آنالیز آگزرژی برای ارزیابی عملکرد یک موتور توربوجت نظامی با سیستم پس‌سوز استفاده کرده است. به‌عنوان یک نتیجه این مطالعه، مقادیر بازده آگزرژی موتور در حدود ۳۹/۴۱٪ در حالت نظامی، تراست پیشینه موتور بدون پس‌سوز، و در حدود ۱۷/۹۰٪ در حالت با پس‌سوز، تراست ماکزیمم موتور با پس‌سوز روشن، است [۲۹].

موتورهای توربوپراپ معمولاً تا سرعت‌های ماخ ۰/۶ پرواز می‌کنند که در این بازه، بازده پیش‌رانشی آن‌ها بسیار بیشتر از توربوجت‌هاست. بازده ملخ با استفاده از روش‌های طراحی ملخ معمولی، در سرعت‌های پروازی بیشتر از عدد ماخ ۰/۶ به‌شدت کاهش می‌یابد. امروزه تلاش‌ها برای دستیابی به ملخ‌های با بازده ۰/۸ در عدد ماخ پروازی ۰/۸ صورت می‌پذیرد. توسعه موفقیت‌آمیز این‌گونه ملخ‌ها می‌تواند باعث صرفه‌جویی زیادی در مصرف سوخت نسبت به موتورهای توربوجت گردد [۳۰].

در تحقیق حاضر، آنالیز انرژی و آگزرژی موتور توربوپراپ مدنظر است. برای این منظور، از نرم‌افزار تجاری گزترب برای تحلیل انرژی و صرفه‌بندی سیستم در نقطه طرح و نواحی خارج از طرح استفاده می‌شود و به این ترتیب شرایط ترمودینامیکی در مقاطع مشخصه سیستم به دست می‌آید. سپس تعاریف لازم برای تحلیل آگزرژی سیستم بیان می‌شود. در انتها تحلیل‌های بحث‌شده برای طیف وسیعی از شرایط عملکردی سیستم، شامل ارتفاع و ماخ پروازی متفاوت، به کار گرفته می‌شوند و عملکرد سیستم از منظر قانون دوم ترمودینامیک ارزیابی می‌گردد. از نکات شایان توجه درباره این تحقیق می‌توان به در نظر گرفتن شرایط ترمودینامیکی متفاوت برای حالت مرده برحسب ارتفاع کاری و همچنین تغییرات ظرفیت گرمایی ویژه گونه‌های تشکیل‌دهنده مخلوط سیال عامل برحسب دما و به‌کارگیری قانون مخلوط گازهای ایدئال در محاسبه خواص سیال عامل اشاره کرد. همچنین در این تحقیق، بررسی آگزرژی موتور توربوپراپ، بر اساس پارامترهای مشخصه ترمودینامیکی و آگزژیک، در شرایط خارج از



شکل (۲): منحنی مشخصه توربین



شکل (۳): منحنی مشخصه کمپرسور

۳. تحلیل انرژی

قابلیت کاردهی، انرژی، انرژی، سیستم در یک حالت مشخص، به عنوان بیشترین کار قابل تولید از طریق برهم کنش سیستم با محیط اطرافش تا رسیدن به تعادل گرمایی، تعادل مکانیکی و تعادل شیمیایی و در حالی که تنها انتقال حرارت سیستم با محیط صورت گیرد، تعریف می شود. به حالتی که در آن سیستم به تعادل با محیط می رسد، حالت مرده گفته می شود [۳۱ و ۳۲]. عبارات انرژی گرمایی و انرژی مکانیکی در مجموع، انرژی ترمومکانیکی نامیده می شود. انرژی شیمیایی به صورت قابلیت کاردهی سیستم در اثر وقوع واکنش شیمیایی برگشت پذیر بین اجزای سیستم و اجزای محیط و یا عبور بازگشت پذیر اجزای سیستم به شرایط محیط و اختلاط با محیط تا رسیدن از حالت مرده محدود به حالت مرده تعریف شده و به صورت مجزا از انرژی ترمومکانیکی مورد مطالعه قرار می گیرد [۳۳، ۳۴ و ۳۵].

انتخاب شرایط محیطی مرجع تأثیر بسزایی در تعیین میزان قابلیت کاردهی سیستم دارد؛ زیرا این مرجع تعیین کننده شرایط وقوع تعادل بین سیستم و محیط است. برای دما و فشار معمولاً شرایط محیطی به عنوان مرجع در نظر گرفته می شوند، که البته بر اساس شرایط کاری

تحلیل عملکرد موتورهای توربوپراپ در نقاط خارج طرح نیازمند اطلاع از چگونگی عملکرد اجزای موتور است. معمولاً عملکرد اجزای موتور، به منظور مقایسه پذیری نتایج آزمایشگاهی با نتایج واقعی، بر اساس منحنی های مشخصه بی بعد توصیف می شود. در موتورهای توربینی بیشترین تأثیرپذیری کارکرد موتور از منحنی مشخصه توربین و کمپرسور و میزان سوخت مصرفی است. به این ترتیب در شکل های (۲) و (۳) به ترتیب منحنی مشخصه توربین و کمپرسور موتور حاضر، بر اساس پارامترهای رابطه (۱) ارائه شده است. در این منحنی ها به منظور کاربرد گروه های بی بعد برای یک توربوماشین معین با سیال عامل ثابت از مشخصات هندسی و خواص سیال صرف نظر شده است. پارامترهای رابطه (۱) عبارت است از پارامتر دبی جرمی اصلاح شده، بازده ایزنتروپیک، پارامتر دور اصلاح شده و نسبت فشار. تعریف عبارات بازده و نسبت فشار، در حالت سکون به سکون، برای توربین و کمپرسور به ترتیب در روابط (۲) و (۳) ارائه شده است.

جدول (۲): مشخصات موقعیت های ترمودینامیکی مختلف موتور

نقطه	تعریف
۲	ورودی کمپرسور
۳	خروجی کمپرسور
۳۱	ورودی محفظه احتراق
۳۲	نشت جریان کمپرسور به خارج موتور
۳۳	نشت جریان کمپرسور برای خنک کاری توربین
F	سوخت ورودی
۴	خروجی محفظه احتراق
۴۱	ورودی توربین پس از اختلاط جریان خروجی محفظه و جریان خنک کاری استاتور
۵	خروجی توربین
۸	خروجی موتور

$$\dot{m} \sqrt{\frac{T_{0i}}{T_{ref}}}, \eta = f \left(\frac{N}{\sqrt{T_{0i}}}, PR \right) \quad (1)$$

$$\eta_{tt} = \frac{1 - \frac{T_{0o}}{T_{0i}}}{\gamma - 1}, \quad PR_{tt} = \frac{P_{0i}}{P_{0o}} \quad (2)$$

$$\eta_{tt} = \frac{\left(\frac{P_{0o}}{P_{0i}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\frac{T_{0o}}{T_{0i}} - 1}, \quad PR_{tt} = \frac{P_{0o}}{P_{0i}} \quad (3)$$

$$\frac{b_f^{ch}}{LHV} = 1.0401 + 0.01728 \frac{y}{x} + 0.0432 \frac{z}{x} + 0.2196 \frac{\sigma}{x} \left(1 - 2.0628 \frac{y}{x} \right) \quad (9)$$

عبارت آخر در رابطه (۴) نشانگر نرخ بازگشت ناپذیری، نرخ تخریب انرژی، درون سیستم طی فرایند سپری شده است. تعیین محل مرز سیستم تأثیر بسزایی بر مقدار به دست آمده برای این عبارت دارد. روش دیگر محاسبه این عبارت، استفاده از رابطه تعادلی انرژی درون سیستم به منظور محاسبه نرخ تولید انرژی است که به وسیله آن می توان از رابطه $I = T_0 S_{gen}$ به میزان بازگشت ناپذیری رسید. شرح مبسوط چگونگی به دست آمدن روابط (۴) تا (۹) در مراجع [۳۵، ۴۰ و ۴۱] آورده شده است.

محاسبه خواص سیال شامل انتالپی و انرژی به ترتیب توسط روابط $s(T) = \int \frac{c_p(T)}{T} dT$ و $h(T) = \int c_p(T) dT$ بر اساس مقدار ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت محاسبه می شوند. در تحقیق حاضر، مقادیر ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت وابسته به دما در نظر گرفته شده و طبق رابطه (۱۰) و بر اساس ثوابت موجود در مرجع [۴۲] محاسبه می شوند.

$$c_p(T) = \sum_{i=1}^{F+S} F_i T^{r-i} \quad (10)$$

۲.۳. بازده انرژی

محاسبه بازده بر اساس تعریفی که از عایدی، مصرفی و حالت ایدئال در سیستم صورت می گیرد انجام می شود. بر این اساس طیف وسیعی از روابط برای محاسبه بازده قابل ارائه است. در تحقیق حاضر، میزان انرژی خروجی از هر جزء به عنوان عایدی و انرژی ورودی به عنوان مصرفی در نظر گرفته شده است. انرژی ورودی و خروجی شامل انرژی جریان و کار جزء است. توجه به این نکته ضروری است که در تحلیل توربین و کل موتور انرژی خروجی جریان خروجی به دلیل عدم امکان استفاده و بازیابی کار، به دلیل نوع موتور مورد بررسی، به عنوان عایدی محسوب نمی شوند. بر اساس شکل (۱) مؤلفه های انرژی ورودی و خروجی مشخص شده است و روابط به کار گرفته شده برای محاسبه میزان تخریب انرژی و بازده قانون دوم برای اجزای سیستم مورد مطالعه در جدول (۳) ارائه شده است. شایان ذکر است که تحلیل حاضر بر اساس عملکرد ادیاباتیک اجزای موتور توسعه یافته است.

سیستم قابل تغییرند. ترکیب شیمیایی محیط به صورت مخلوطی از اکسیژن، نیتروژن، دی اکسید کربن و بخار آب با شرط مخلوط گازهای ایدئال فرض می شود. در تحقیق حاضر، درصد حجمی اجزای رطوبت نسبی هوای ۶۰ درصد طبق مرجع [۳۶] به عنوان شرایط محیطی در نظر گرفته شده است.

۱.۳. رابطه تعادلی انرژی

رابطه تعادلی انرژی برای یک حجم کنترل طبق رابطه (۴) تعریف می شود [۳۶].

$$\frac{dA_{sys}}{dt} - \dot{E}_Q + \dot{E}_W + \dot{E}_{f,out} - \dot{E}_{f,in} + \dot{I} = 0 \quad (4)$$

در رابطه (۴)، عبارت اول مربوط به نرخ تغییر انرژی درون سیستم است. عبارت دوم مربوط به نرخ انرژی منتقل شده توسط انتقال حرارت است که در تحلیل حاضر با توجه به فرض ادیاباتیک، از این عبارت صرف نظر شده است. عبارت سوم در رابطه (۴) نرخ انتقال انرژی همراه با کار است که با توجه به تحلیل حجم کنترل برابر مقدار کار می باشد. عبارات چهارم و پنجم در رابطه (۴) به ترتیب نرخ انرژی جریان ورودی به سیستم و خروجی از آن است و از رابطه (۵) به دست می آیند.

$$\dot{E}_f = \sum_k \dot{m}_k b_k \quad (5)$$

در رابطه (۵)، b انرژی جریان جرمی است و مشتمل بر دو قسمت انرژی ترمومکانیکی و انرژی شیمیایی بر اساس رابطه (۶) می باشد.

$$b_i = b_i^m + b_i^{ch} \quad (6)$$

انرژی ترمومکانیکی و شیمیایی جزء i از اختلاف شرایط حاضر با شرایط محیطی به ترتیب طبق روابط (۷) و (۸) به دست می آید.

$$b_i^m = h_i - h_{i,0} - T_0 (s_i - s_{i,0}) \quad (7)$$

$$b_i^{ch} = RT_0 \ln \frac{y_i}{y_{i,00}} \quad (8)$$

که در رابطه (۸)، y نسبت مولی در مخلوط و y_{00} نسبت مولی در شرایط محیطی است.

انرژی شیمیایی مخصوص سوخت های مایع با فرمول شیمیایی عمومی $C_x H_y O_z S_e$ طبق رابطه (۹) قابل محاسبه است [۳۷، ۳۸ و ۳۹]. سوخت مورد استفاده در تحقیق حاضر، کراسین^۲ با فرمول شیمیایی $C_{11}H_{21}$ و ارزش حرارتی پایین ۴۳۳۷۰/۵۹۶ kJ/kg است.

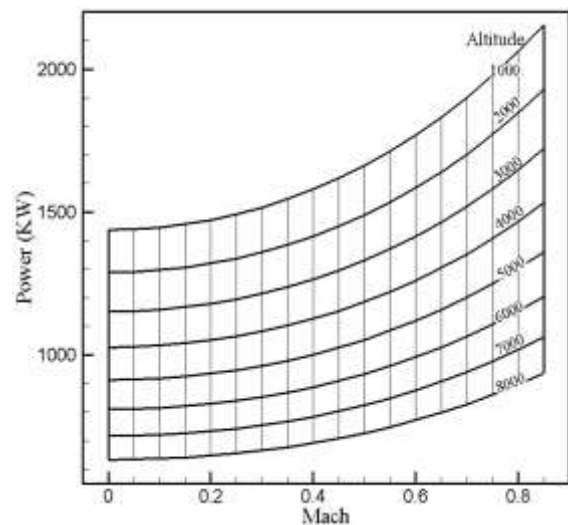
1. Adiabatic
2. Kerosene

۴. ارائه نتایج و بحث

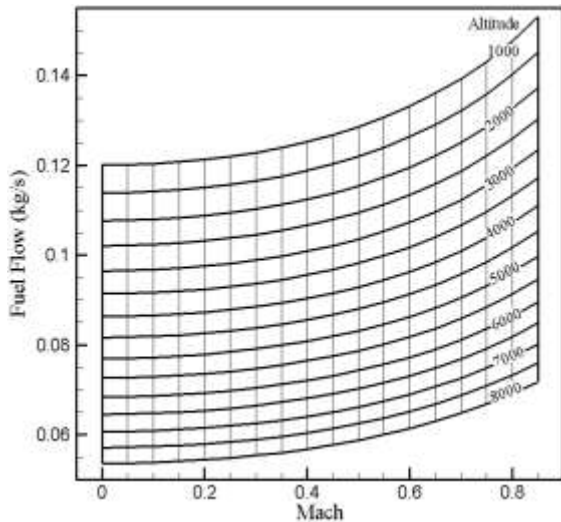
در این قسمت، نتایج حاصل از مدل‌سازی موتور و آنالیز آگرزژی آن ارائه می‌شود. نتایج تحلیل مربوط به شرایط کارکردی خارج از طرح برای ارتفاع پروازی ۱۰۰۰ تا ۸۰۰۰ متر و ماخ پروازی صفر تا ۰/۸۵ است.

ابتدا موتور در شرایط خارج طرح مدل‌سازی شده است که شکل‌های (۴) و (۵) به ترتیب نمودارهای تغییرات توان موتور و تغییرات مصرف سوخت را برحسب تغییرات ارتفاع و عدد ماخ پروازی نشان می‌دهند. سپس با استفاده از نتایج مدل‌سازی موتور در شرایط خارج طرح، آنالیز آگرزژی اجزای مختلف موتور صورت پذیرفته است.

همان گونه که در شکل‌های (۴) و (۵) مشاهده می‌شود با افزایش ارتفاع به دلیل کاهش چگالی، دبی هوای ورودی به موتور کاهش یافته و در نتیجه قابلیت پاشش سوخت کاهش یافته و متعاقباً توان موتور با افزایش ارتفاع کاهش یافته است. میزان کاهش توان و مصرف سوخت با افزایش ارتفاع نسبت به ارتفاع ۱۰۰۰ متر تا بیشینه مقدار ۵۶ درصد در ارتفاع ۸۰۰۰ متر است. البته این تغییرات به نحوی است که مصرف مخصوص سوخت دچار تغییرات بسیار اندک برحسب ارتفاع می‌شود. همچنین با افزایش عدد ماخ پروازی، دبی ورودی به موتور افزایش یافته، میزان مصرف سوخت افزایش یافته و در نتیجه توان موتور افزایش یافته است. میزان افزایش توان و مصرف سوخت با افزایش عدد ماخ نسبت به مقدار صفر، به ترتیب تا بیشینه مقدار ۵۰ درصد و ۳۴ درصد در ماخ ۰/۸۵ است. این تغییرات به نحوی است که مصرف مخصوص سوخت با افزایش عدد ماخ تا ۲۰ درصد بهبود می‌یابد.



شکل (۴): نمودار تغییرات توان موتور برحسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی



شکل (۵): نمودار تغییرات مصرف سوخت موتور برحسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی

شکل (۶) نمودار بازده ایزنتروپیک کمپرسور را نشان می‌دهد. از نتایج این شکل می‌توان دریافت که با افزایش ارتفاع، کاهش این پارامتر برای عدد ماخ صفر و ماخ ۰/۸۵ به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۷ درصد و ۴ درصد است. از سوی دیگر، افزایش بازده ایزنتروپیک کمپرسور با افزایش ماخ پروازی برای ارتفاع ۱۰۰۰ متر و ۸۰۰۰ متر به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۱/۲ درصد و ۵ درصد است.

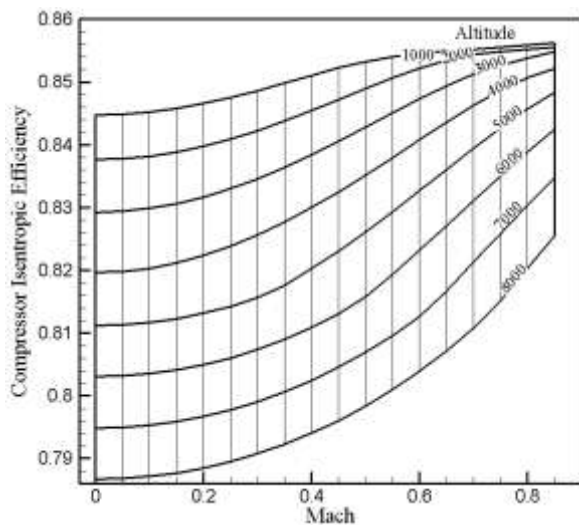
در شکل (۷) نمودار بازده آگرزژی کمپرسور نشان داده شده است. مشخص است که با افزایش ارتفاع و ماخ مقدار بازده آگرزژی کمپرسور به ترتیب کاهش و افزایش می‌یابد. بیشینه محدوده تغییرات این پارامتر با متغیرهای مذکور ۲ درصد است. از سوی دیگر، مقادیر بالای این پارامتر گویای سهم اندک تخریب آگرزژی از آگرزژی ورودی به کمپرسور است. همین میزان اندک تخریب آگرزژی هم حاصل دوری از شرایط کاری ایزنتروپیک بر مبنای بازده ایزنتروپیک کمپرسور است.

از مقایسه نمودار شکل‌های (۶) و (۷) واضح است که محدوده تغییرات بازده ایزنتروپیک وسیع‌تر است. نتایج حاصل و روند یکسان قابل مشاهده با توجه به نحوه تعریف این دو بازده منطقی است. روند تغییرات بازده ایزنتروپیک از تغییرات شرایط ورودی کمپرسور و تغییر شرایط کارکردی آن بر اساس شکل (۳) منتج می‌شود.

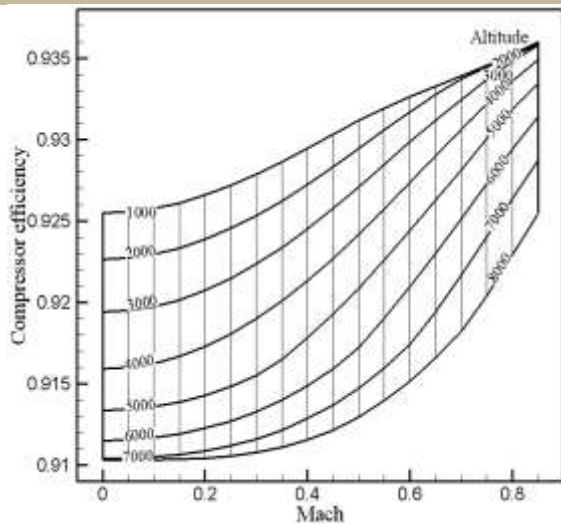
شکل (۸) تغییرات بازده آگرزژی محفظه احتراق را نشان می‌دهد و مشاهده می‌شود که با افزایش ارتفاع، بازده آگرزژی محفظه احتراق با بیشینه بازه ۳/۴ درصد افزایش یافته و با افزایش عدد ماخ پروازی، بازده آگرزژی آن با بیشینه بازه ۱/۲ درصد کاهش می‌یابد. روند تغییرات در این شکل دقیقاً عکس روند مشاهده‌شده در شکل (۵) است. به این

به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۱/۵ درصد و ۶/۵ درصد است. همچنین با افزایش ماخ پروازی، افزایش بازده حرارتی برای ارتفاع ۱۰۰۰ متر و ۸۰۰۰ متر به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۱۷/۵ درصد و ۱۰ درصد و در مورد آگزرژی موتور برای ارتفاع ۱۰۰۰ متر و ۸۰۰۰ متر به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۱۱ درصد و ۵ درصد است. گفتنی است که مقادیر بازده حرارتی موتور بیشتر است. نتیجه حاصل با توجه به تعاریف ارائه شده برای بازده حرارتی و آگزرژی موتور منطقی هستند.

بازده آگزرژی سایر اجزای مندرج در جدول (۳) تقریباً برابر یک است و از ارائه نتایج به صورت شکل پرهیز شده است. در این بین، کمترین مقادیر مربوط به فرایند اختلاط است.



شکل (۶): تغییرات بازده ایزنتروپیک کمپرسور بر حسب تغییرات ارتفاع و عدد ماخ



شکل (۷): نمودار تغییرات بازده آگزرژی کمپرسور بر حسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی

ترتیب می توان نتیجه گرفت که افزایش مصرف سوخت در محفظه احتراق سبب افزایش نسبت تخریب آگزرژی به آگزرژی ورودی می شود. به این ترتیب افزایش میزان فرایند احتراق منجر به کاهش بازده آگزرژی در محفظه می شود. شایان ذکر است که بازده آگزرژی محفظه در مقایسه با سایر اجزای موتور، مقادیر کمتری دارد؛ این امر گویای بیشینه تخریب آگزرژی در فرایند احتراق نسبت به سایر فرایندهای موتور توربوپراپ است.

شکل (۹) نمودار بازده ایزنتروپیک توربین را نشان می دهد. مشاهده می شود که با افزایش ارتفاع، کاهش این پارامتر برای ماخ صفر و ماخ ۰/۸۵ به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۲ درصد و ۳/۷ درصد است. از سوی دیگر، کاهش بازده ایزنتروپیک توربین با افزایش ماخ پروازی برای ارتفاع ۱۰۰۰ متر و ۸۰۰۰ متر به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۲ درصد و ۳/۷ درصد است.

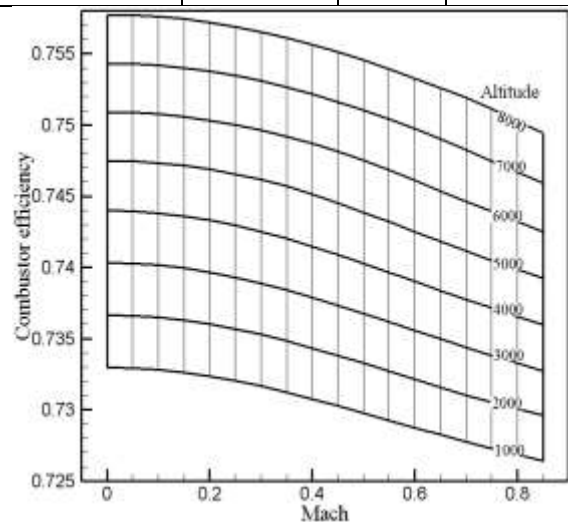
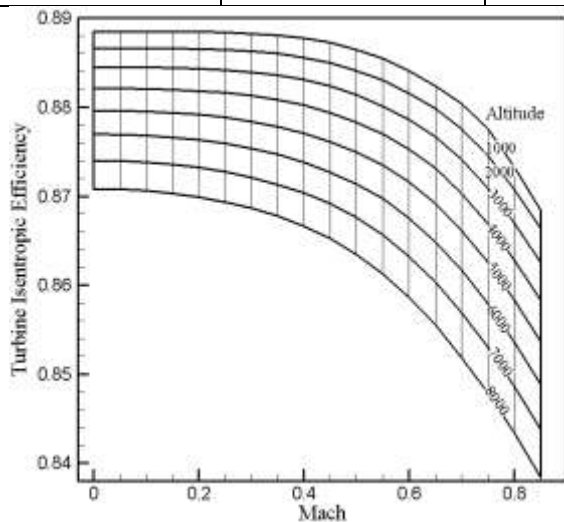
در شکل (۱۰) نمودار بازده آگزرژی توربین نشان داده شده است. مشخص است که با افزایش ارتفاع و ماخ مقدار بازده آگزرژی توربین کاهش می یابد. بیشینه محدوده تغییرات این پارامتر با عدد ماخ ۲ درصد است و ارتفاع بر آن تأثیر بسیار ناچیز دارد. از سوی دیگر، مقادیر بالای این پارامتر گویای سهم اندک تخریب آگزرژی از آگزرژی ورودی به توربین است. همین میزان اندک تخریب آگزرژی هم حاصل دوری از شرایط کاری ایزنتروپیک بر مبنای بازده ایزنتروپیک توربین است. بر اساس تعریف ارائه شده در جدول (۳) بازده آگزرژی توربین متأثر از میزان آگزرژی خروجی از آن است، درحالی که در موتورهای توربوپراپ این میزان کاردهی بازیابی نمی شود. نتایج نشان می دهد که سهم آگزرژی خروجی توربین از آگزرژی ورودی به آن با افزایش ارتفاع و عدد ماخ به ترتیب افزایش و کاهش می یابد و بیشینه مقدار آن ۳۲/۵ درصد و کمینه مقدار آن ۲۵/۲ درصد است.

از مقایسه نمودار شکل های (۹) و (۱۰) واضح است که محدوده تغییرات بازده ایزنتروپیک وسیع تر است. نتایج حاصل و روند یکسان قابل مشاهده با توجه به نحوه تعریف این دو بازده منطقی است. روند تغییرات بازده ایزنتروپیک از تغییرات شرایط ورودی توربین و تغییر شرایط کارکردی آن بر اساس شکل (۲) منتج می شود.

شکل های (۱۱) و (۱۲) به ترتیب تغییرات بازده حرارتی و آگزرژی موتور را نشان می دهند و مشاهده می شود که هر دو بازده با افزایش ارتفاع کاهش یافته و با افزایش عدد ماخ پروازی افزایش می یابند. به این ترتیب که با افزایش ارتفاع، کاهش بازده حرارتی برای ماخ صفر و ماخ ۰/۸۵ به ترتیب دارای بیشینه محدوده تغییرات ۱/۵ درصد و ۷/۵ درصد و در مورد آگزرژی موتور برای ماخ صفر و ماخ ۰/۸۵

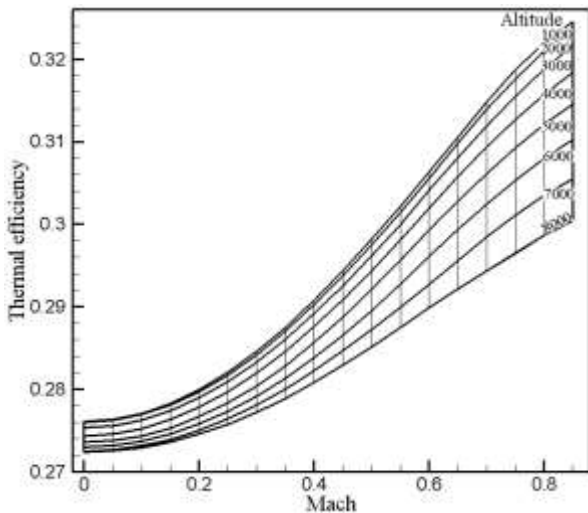
جدول (۳): روابط بازده قانون دوم برای اجزای سیستم

نمای طرح‌واره	بازده قانون دوم	تخریب انرژی	انرژی خروجی	انرژی ورودی	جزء
	$\eta_C = \frac{\dot{E}_3}{\dot{W}_C + \dot{E}_2}$	$\dot{E}_d = (\dot{W}_C + \dot{E}_2) - \dot{E}_3$	\dot{E}_3	\dot{E}_2, \dot{W}_C	کمپرسور
	$\eta_B = \frac{\dot{E}_{31} + \dot{E}_{32} + \dot{E}_{33}}{\dot{E}_3}$	$\dot{E}_d = \dot{E}_3 - (\dot{E}_{31} + \dot{E}_{32} + \dot{E}_{33})$	$\dot{E}_{31}, \dot{E}_{32}, \dot{E}_{33}$	\dot{E}_3	نشت سیال
	$\eta_{CC} = \frac{\dot{E}_4}{\dot{E}_{31} + \dot{E}_F}$	$\dot{E}_d = (\dot{E}_{31} + \dot{E}_F) - \dot{E}_4$	\dot{E}_4	\dot{E}_{31}, \dot{E}_F	محفظه احتراق
	$\eta_M = \frac{\dot{E}_{41}}{\dot{E}_4 + \dot{E}_{33}}$	$\dot{E}_d = (\dot{E}_4 + \dot{E}_{33}) - \dot{E}_{41}$	\dot{E}_{41}	\dot{E}_4, \dot{E}_{33}	اختلاط
	$\eta_T = \frac{\dot{W}_T + \dot{E}_5}{\dot{E}_{41}}$	$\dot{E}_d = \dot{E}_{41} - (\dot{W}_T + \dot{E}_5)$	\dot{E}_5, \dot{W}_T	\dot{E}_{41}	توربین
	$\eta_D = \frac{\dot{W}_T}{\dot{E}_{41}}$	$\dot{E}_d = \dot{E}_{41} - (\dot{W}_T + \dot{E}_5)$	\dot{E}_8	\dot{E}_5	کانال خروجی
	$\eta_E = \frac{\dot{W}}{\dot{E}_2 + \dot{E}_F}$	$\dot{E}_d = (\dot{E}_2 + \dot{E}_F) - (\dot{W} + \dot{E}_8 + \dot{E}_{32})$	$\dot{W}, \dot{E}_8, \dot{E}_{32}$	\dot{E}_2, \dot{E}_F	موتور

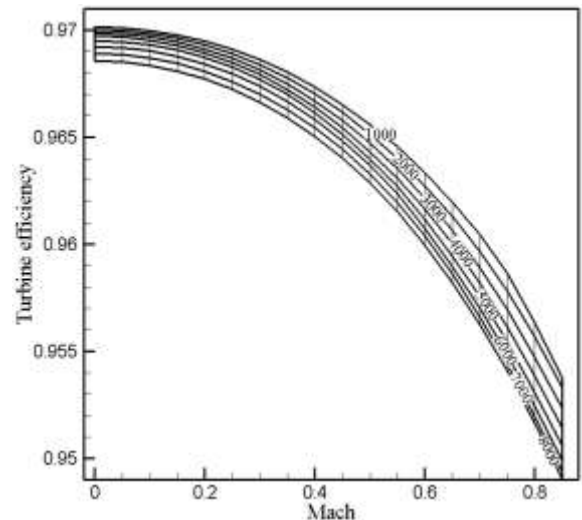


شکل (۹): تغییرات بازده ایزنتروپیک توربین بر حسب تغییرات ارتفاع و عدد ماخ

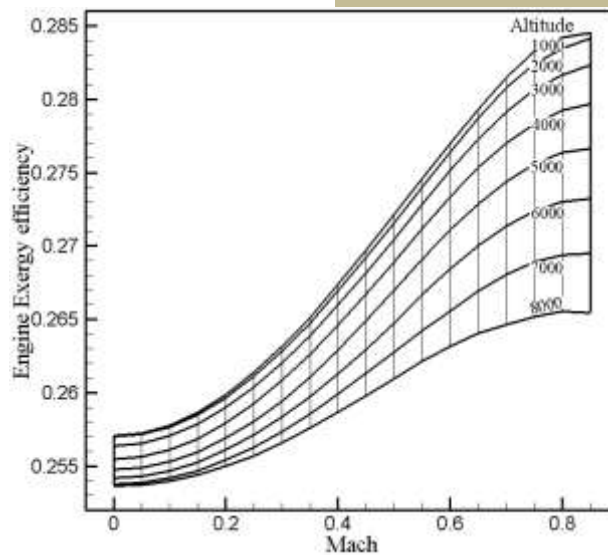
شکل (۸): نمودار تغییرات بازده انرژی محفظه احتراق بر حسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی



شکل (۱۱): نمودار تغییرات بازده حرارتی موتور برحسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی



شکل (۱۰): نمودار تغییرات بازده آگزرژی توربین برحسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی



شکل (۱۲): نمودار تغییرات بازده آگزرژی موتور برحسب تغییرات ارتفاع و تغییرات عدد ماخ پروازی

معادله تعادلی مربوط و همچنین روابط مربوط به بازده قانون دوم پرداخته شده است. نتایج تحلیل ترمودینامیکی گویای تغییرات توان و مصرف سوخت برحسب افزایش ارتفاع و ماخ پروازی به ترتیب به صورت کاهش و افزایش بوده است. بر اساس نتایج به دست آمده از تحلیل آگزرژی اجزای مختلف موتور، مشاهده شده است که با افزایش ارتفاع، بازده آگزرژی کمپرسور، محفظه احتراق و توربین به ترتیب کاهش، افزایش و کاهش یافته و با افزایش عدد ماخ پروازی بازده آگزرژی این اجزا به ترتیب افزایش، کاهش و کاهش یافته است. بازده آگزرژی کل موتور نیز با افزایش ارتفاع، کاهش یافته و با افزایش عدد ماخ پروازی افزایش می یابد. همچنین از نتایج تحلیل آگزرژی مشخص می شود که فرایند احتراق عامل غالب در بازگشت ناپذیری سیستم است.

۵. نتیجه گیری

در این تحقیق، تحلیل آگزرژی عملکرد یک موتور توربوپراپ به منظور دستیابی به چگونگی تغییر پارامترهای ترمودینامیکی و آگزریک موتور و اجزای آن در شرایط کاری مختلف، شامل ارتفاع پروازی و عدد ماخ پرنده، مدنظر قرار گرفته است. برای این منظور، یک موتور توربوپراپ بر اساس روش صفر بعدی با استفاده از نرم افزار گزرتب مدل سازی شده است. عملکرد این موتور ابتدا در نقطه طرح و سپس در چندین نقطه خارج از طرح برای ارتفاع پروازی ۱۰۰۰ تا ۸۰۰۰ متر و ماخ پروازی از صفر تا ۰/۸۵ مشخص شده است. در مرحله بعد، با استفاده از داده های ترمودینامیکی به دست آمده از نرم افزار برای مقاطع مشخصه سیستم، به آنالیز آگزرژی اجزای مختلف موتور بر اساس تعریف عبارات آگزرژی و ایجاد

- [1] Choi, J. W. and Sung, H. G., "Performance Analysis of an Aircraft Gas Turbine Engine using Particle Swarm Optimization", International Journal of Aeronautical & Space Science, Vol. 15, No. 4, pp. 434-443, 2014.
- [۲] هیل، فیلیپ و پیترسون، کارل. مکانیک و ترمودینامیک پیش‌رانش، ترجمه مظاهری، کریم و ایوبی، محمدعلی، انتشارات علمی دانشگاه صنعتی شریف، چاپ اول، ۱۳۷۷.
- [3] Farokhi, S., *Aircraft Propulsion*, Second Edition, John Wiley & Sons Ltd, 2014.
- [4] Teymourtash, A. and Rahmanian, B., "Performance Simulation of a Turboprop Engine in On-design and Off-design Condition", The 9th Iranian Aerospace Society Conference, Aero 2010-4082, Feb. 8-10, 2010.
- [5] Palmer, J. R. and Cheng-Zhong, Y., "TURBOTRANS: A Programming Language for the Performance Simulation of Arbitrary Gas Turbine Engines with Arbitrary Control Systems", International Journal of a Turbo and Jet engines, 2, pp. 19-28, 1985.
- [6] Douglas, I. E., *Development of a Generalized Computer Program for Gas Turbine Performance Simulation*, Ph.D. Theses, Cranfield University, United Kingdom, 1986.
- [7] Schobeiri, M. T., Attia, M. and Lippke, C., "GETRAN: A Generic, Modularly, Structured Computer Code for Simulation of Dynamic Behavior of Aero and Power Generation Gas Turbine Engines", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 116, pp. 483-494, July 1994.
- [8] Sellers, J. F. and Daniele, C. J., "DYNGEN - A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines", NASA TN D-7901, April, 1975.
- [9] El-Masri M. A., "GASCAN-An Interactive Code for Thermal Analysis of Gas Turbine Systems", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 110, pp. 201-209, 1988.
- [10] Kong, C., "Performance Simulation of a Turboprop Engine for Basic Trainer", KSME-International Journal, Vol. 16, No. 6, pp. 839-850, 2002.
- [11] Taslimi-Taleghani, S., Amainifard, N. and Atashkari, K., "Aero-Thermodynamic Optimization of Turboprop Engines Using Multi-Objective Genetic Algorithms", IJE TRANSACTIONS A: BASICS, Vol. 23, No. 3&4, pp. 253-266, November 2010.
- [12] Crainic, C., Thompson, A. and Harvey, R., "Real Time Thermodynamic Transient Model for Three Spool Turboprop Engine", International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition, Orlando, Florida, June 2-June 5, 1997.
- [13] Kong, C. and Roh, H., "Steady-State Performance Simulation of PT6A-62 Turboprop Engine Using SIMULINK®", International Journal of Turbo and Jet Engines, Vol. 20, pp. 183-194, 2003.
- [14] Jarrett, A. and Chen, Y., "Validation of a Gas Turbine Thermodynamic Model without Accurate Component Maps", no. 50800, p. V02CT47A024, 2017.
- [15] Lee, J. J., "Can We Accelerate the Improvement of Energy Efficiency in Aircraft Systems?", Journal of Energy Convers Manage, Vol. 51, pp. 189-196, 2001.
- [16] Rosen, M. A., "Assessing Energy Technologies and Environmental Impacts with the Principles of Thermodynamics", Journal of Applied Energy, Vol. 72, pp. 427-441, 2002.
- [17] Rosen, M. A. and Dincer, I., "Exergoeconomic Analysis of Power Plants Operating on Various Fuels", Journal of Applied Thermal Engineering, Vol.23, pp. 643-658, 2003.
- [18] Etele, J. and Rosen, M. A., "Sensitivity of Exergy Efficiencies of Aerospace Engines to Reference Environment Selection", Exergy International Journal, Vol. 1, pp. 91-99, 2001.
- [19] Turgut, E. T., Karakoc, T. H. and Hepbasli, A., "Exergetic Analysis of an Aircraft Turbofan Engine", International Journal of Energy, Vol. 31, pp. 1383-1397, 2007.
- [20] Coban, K., Colpan C. O. and Karakoc, T. H., "Application of Thermodynamic Laws on a Military Helicopter Engine", Journal of Energy, pp. 1-10, 2017.
- [21] Turan, O., "Effect of Reference Altitudes for a Turbofan Engine with the Aid of Specific-Exergy Based Method", International Journal of Energy, Vol. 11, pp. 252-270, 2012.
- [22] Turan, Ö. and Aydın, H., "Numerical Calculation of Energy and Exergy Flows of a Turbohaft Engine for Power Generation and Helicopter Applications", Energy, vol. 115, pp. 914-923, 2016.
- [23] Balli, O., Aras, H., Aras, N. and Hepbasli, A., "Exergetic and Exergoeconomic Analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE)", International Journal of Energy, Vol. 5, pp. 567-581, 2008.
- [24] Balli, O. and Hepbasli, A., "Energetic and Exergetic Analyses of T56 Turboprop Engine", Energy Conversion and Management Vol. 73, pp. 106-120, 2013.
- [25] Balli, O., "Advanced Exergy Analyses of an Aircraft Turboprop Engine (TPE)", Energy, Vol. 124, pp. 599-612, 2017.
- [26] Onder, T., "Exergetic Effects of Some Design Parameters on the Small Turbojet Engine for Unmanned Air Vehicle Applications", Journal of Energy, Vol. 46, pp. 51-61, 2012.
- [27] Sohret, Y., Dinç, A. and Karakoç, T. H., "Exergy Analysis of a Turbofan Engine for an Unmanned Aerial Vehicle during a Surveillance Mission", Journal of Energy, Vol. 93, pp. 716-729, 2015.
- [28] Abbas, M. and Riggins, D. W., "Exergy-Based Performance Analysis of a Turbojet Engine", 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Salt Lake City, UT, July 25-27, 2016.
- [29] Balli, O., "Advanced Exergy Analyses to Evaluate the Performance of a Military Aircraft Turbojet Engine (TJE) with Afterburner System: Splitting Exergy Destruction into Unavoidable/Avoidable and Endogenous /Exogenous", Journal of Applied Thermal Engineering, Vol. 111, pp. 152-169, 2017.
- [30] Cohen, H., Rogers, G. F. C., Saravanamuttoo, H. I. H., *Gas Turbine Theory*, 4th ed., 1996.
- [31] Balli, O., Aras, H. and Hepbasli, A., "Thermodynamic and Thermoeconomic Analyses of a Trigenation (TRIGEN) System with a Gas-Diesel Engine: Part I-Methodology", Energy Convers Manage, Vol. 51, pp. 2252-2259, 2010.
- [32] Sonntag, R. E., Borgnakke, C. and Van Wylen, G. J., *Fundamentals of Thermodynamics*, New York, John Wiley and sons, Inc., 6th ed., 2003.
- [33] Bejan, A., *Advanced Engineering Thermodynamics*, New York, John Wiley and sons, Inc., 1988.
- [34] Rakopoulos, C. D. and Giakoumis, E. G., "Second-Law Analyses Applied to Internal Combustion Engines", Operation Progress in Energy and Combustion Science, Vol. 32, pp. 2-47, 2006.

- [35] Wark, K., *Advanced Thermodynamics for Engineers*, New York, McGraw Hill, 1995.
- [36] گودرزی، امیر، دوستدار، محمد مهدی، «تحلیل انرژی، اگزرژی و اقتصادی موتور احتراق داخلی مجهز به سیستم‌های پرخوران و خنک‌کن میانی»، مجله مهندسی و مدیریت انرژی، شماره ۲، صفحه ۶۱-۵۲، ۱۳۹۴.
- [37] Mansouri, M. T., Ahmadi, P., Kaviri, A. G. and Jaafar, M. N. M., "Exergetic and Economic Evaluation of the Effect of HRSG Configurations on the Performance of Combined Cycle Power Plants", *Energy Convers Manage*, Vol. 58, pp. 47-58, 2012.
- [38] Rakopoulos, C. D. and Giakoumis, E. G., "Second-Law Analyses Applied to Internal Combustion Engines Operations", *Prog Energy Combust Sci*, Vol. 32, pp. 2-47, 2006.
- [39] Aydın, H., Turan, O., Karakoc, T. H. and Midilli, A., "Component-Based Exergetic Measures of an Experimental Turboprop/Turboshaft Engine for Propeller Aircrafts and Helicopters", *International Journal of Exergy*, Vol. 3, pp. 322-348, 2012.
- [40] گودرزی، امیر، «آنالیز اگزرژی سیستم‌های توربوپراپ در موتورهای احتراق داخلی»، کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران، ۱۳۹۱.
- [41] گودرزی، امیر، دوستدار، محمد مهدی، «مقایسه اگزژیک عملکرد موتورهای احتراق داخلی اشتعال جرقه‌ای برای سوخت‌های بنزین، متان و هیدروژن»، مجله سوخت و احتراق، دوره ۷، صفحه ۹۰-۱۰۵، ۱۳۹۳.
- [42] Chase, M. W., "JANAF Thermochemical Tables", Washington, DC: American Chemical Society; New York: American Institute of Physics for the National Bureau of Standards, c1986. United States. National Bureau of Standards. (1986).