

## مدلسازی و تحلیل ترمودینامیکی و انرژی یک موتور توربوجت بدون پس سوز

جاماسب پیرکندی\*

مصطفی محمودی

محمد رضا حسنی فر

محمد امیان

دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

### چکیده

تحلیل انرژی می‌تواند مقدار واقعی اتلاف انرژی و یا به عبارتی ناکارآمدیهای ترمودینامیکی را برای هر یک از اجزای یک سیستم تعیین نماید. در این تحقیق با مدل‌سازی و تحلیل ترمودینامیکی و انرژی یک موتور توربوجت بدون پس‌سوز به ارائه داده‌ها و بیان راه‌کارهایی جهت بهبود عملکرد آن پرداخته شده است. جهت مدل‌سازی مساله یک کد کامپیوتری در نرم‌افزار متلب نوشته شده و اعتبارسنجی مساله نیز با نرم‌افزار جی‌اس‌پی انجام شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع پروازی هواپیما از سطح دریا تا ارتفاع ۱۱ کیلومتری، در نسبت فشار کمپرسور برابر ۴۰ میزان راندمان انرژی از ۵۹/۶۱٪ به ۶۳/۳۸٪ ارتقا می‌یابد. در محدوده دمایی ۹۳- تا ۴۷ درجه سانتی‌گراد بازده انرژی موتور توربوجت می‌تواند از ۵۱/۹۷٪ تا ۵۰/۷۸٪ تغییر کند. این بدان معنی است که اگر پرواز هواپیما در هوای خنک انجام شود، می‌توان بدون اعمال بهینه‌سازی ترمودینامیکی در موتور، بازده انرژی آن را ارتقا داد. نتایج دیگر نشان می‌دهد افزایش سرعت پروازی هواپیما از ۵۰ تا ۳۰۰ متر بر ثانیه و در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین، بازده انرژی آن را از ۵۱/۰۵٪ به ۵۷/۵۳٪ افزایش می‌دهد.

**واژه‌های کلیدی:** موتور توربوجت، تحلیل انرژی، تولید انرژی، پیش‌رانندگی هواپیما.

## Thermodynamic and Exergical Modeling and Analysis of a Turbojet Engines without Afterburner

J. Pirkandi

Aerospace Engineering Department, Malek- Ashtar University of Technology, Tehran

M. Mahmoodi

Aerospace Engineering Department, Malek- Ashtar University of Technology, Tehran

M. Hassanifar

Aerospace Engineering Department, Malek- Ashtar University of Technology, Tehran

M. Ommian

Aerospace Engineering Department, Malek- Ashtar University of Technology, Tehran

### Abstract

Exergy analysis can be determining the actual amount of energy dissipation or thermodynamic inefficiencies for each component of a system. In this research, thermodynamic and exergy analysis of turbojet engine without afterburner has been presented to provide data and express ways to improve its performance. For modeling, a computer code has been written in MATLAB software and problem validation has been done with the GSP software. The results show that by increasing the flight altitude from the sea level up to 11 km, the compressor pressure ratio is equal to 40 and the exergy efficiency increases from 59.16% to 63.38%. At temperatures ranging from -93 °C to 47 °C, the exergy efficiency of a turbojet engine can vary from 51.97% to 50.78%. This means that if the flight of the airplane is carried out in a cool air, the exergy efficiency can be improved without applying the thermodynamic optimization in the engine. Other results indicate that with an increase in the flight speed of the aircraft from 50 to 300 m/s and at combustion temperature of 1850 K, its exergy efficiency increase from 51.5% to 57.53%.

**Keywords:** Turbojet engine, Exergy analysis, Entropy generation, Propulsion.

### ۱- مقدمه

سامانه‌ها معرفی شود. به طور کلی تحلیل انرژی سامانه‌های انرژی به طراحان این امکان را می‌دهد تا:

- تاثیر هر فرآیند یا جزء سازنده یک سامانه را روی بازده کل آن تعیین کنند،
- فرآیندها یا اجزایی که بازده را کاهش می‌دهند، حذف کنند،
- بیشترین بازده سامانه را نسبت به بهترین حالت فرآیند یا اجزاء سازنده مورد نظر تعریف کنند،
- روش‌هایی جهت بهبود در عملکرد سامانه بیان کنند.

در مدل‌سازی انواع سیستم‌های انرژی یکی از مباحثی که از قانون دوم ترمودینامیک منشعب می‌شود، روش تحلیل انرژی می‌باشد. این روش جدید به بیان پتانسیل و قابلیت انجام کار سامانه نسبت به محیط مرجع خود پرداخته و برهمین اساس، می‌تواند تک‌اجزای سامانه یا چرخه را به طور مجزا تحلیل کرده و سهم هر یک از اجزا را در اتلافات کل چرخه به دست آورد. این روش می‌تواند در مشخص نمودن ناکارآمدی- های یک چرخه به طور دقیق عمل کند. از طرف دیگر نابودی انرژی یا بازگشت‌ناپذیری نیز می‌تواند به عنوان معیاری برای عدم کارایی

\* نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: jamasb\_p@yahoo.com

یک موتور توربوفن را از دیدگاه آگزژی و ترمودینامیک تحلیل کردند. هواپیمای مورد نظر آنها در این تحقیق یک هواپیمای تجاری بود. در یک تحقیق دیگر انیس تورگوت و همکاران [۶] یک موتور توربوفن را از دیدگاه آگزژی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. موتور توربوفن بررسی شده توسط آنها از نوع CF6-80 بوده و تحلیل آگزژی آن در سطح دریا انجام گردید. نتایج آنها نشان می‌داد که تغییرات راندمان آگزژی موتور به تغییرات راندمان آیزنتروپیک اجزای دوار آن مانند توربین و کمپرسور وابسته است. اوندرا توران [۷] با استفاده از تعریف آگزژی مخصوص، اثرات ارتفاعات مرجع را بر راندمان آگزژی یک موتور توربوفن بررسی کرد. وی راندمان‌های انرژی و آگزژی را در شش ارتفاع مختلف پروازی بررسی کرده و نتایج مقادیر تخریب آگزژی را در ارتفاع ۹۰۰۰ متر و ماخ ۰.۹ بررسی کرد. وینسنت تای و فن چیک سی [۸] کاربردی از الگوریتم ژنتیک را در جهت بهینه‌سازی یک موتور توربوفن دوماحوره از نظر انرژی و آگزژیک ارائه کردند. در واقع در این تحقیق سه حالت انرژی، آگزژی و ترکیبی از آن دو مورد بررسی قرار گرفت. آنها در این تحقیق روشی توسعه یافته ارائه کردند که با شبیه‌سازی قادر بود راندمان‌های انرژی و آگزژی موتور توربوفن دوماحوره را در مراحل اولیه طراحی بهینه کند. اوندرا توران [۹] در تحقیقی موتور توربوفن JT9D را از دیدگاه آگزژی مورد بررسی قرار داد. در این تحقیق به اهمیت راندمان آگزژی به عنوان دغدغه بزرگ در طراحی و کارکرد موتورهای هوایی پرداخته شد. هاکان آیدین و همکاران [۱۰] شاخص-های پایداری آگزژی را بصورت مطالعه موردی در مورد موتور توربوفن CFM56-7B که در یک هواپیمای تجاری استفاده شده بود، انجام دادند. انور یالسن [۱۱] عملکرد یک موتور توربوفن را بر مبنای رهیافت آگزژی و مدیریت نیروی پیشران آن در یک هواپیما بررسی کرد. تمرکز این مطالعه بر تغییرات نیروی پیشران در طول یک پرواز و با در نظر گرفتن عملکردهای آگزژی و انرژی یک موتور بود.

هدف عمده این مقاله تحلیل عملکرد یک موتور توربوجت بدون پس‌سوز از دیدگاه ترمودینامیکی و آگزژی می‌باشد. جهت انجام این کار یک برنامه رایانه‌ای در نرم افزار متلب نوشته شده و سعی شده که سیستم به صورت پارامتری مورد تحلیل و بررسی قرار گیرد. تعیین نقاط کارکرد بهینه سیستم در شرایط مختلف کاری از دیگر موارد انجام شده در این تحقیق است. با توجه به اینکه در بیشتر تحقیقات انجام شده موتورهای هوایی کمتر مورد توجه بوده‌اند، در این تحقیق یک موتور توربوجت با در نظر گرفتن شرایط مرجع جدید مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته و نقاط ناکارآمد سیستم شناسایی شده است.

## ۲- پیکربندی سامانه

طرحواره سامانه پیشنهادی که در این تحقیق مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته، در شکل ۱ نشان داده شده است. سامانه پیشنهادی عبارت است از یک موتور توربوجت که شامل یک دیفیوزر، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین و نازل می‌باشد. در این موتور ابتدا هوا وارد دیفیوزر شده و انرژی جنبشی آن به دما و فشار تبدیل می‌گردد. در ادامه مسیر هوای گرم خروجی از دیفیوزر وارد کمپرسور شده و فشار و دمای آن مجدداً بالا می‌رود. هوای پر فشار با ورود به محفظه احتراق با سوخت تزریقی به آن واکنش داده و با دمای بالاتر محفظه را به سمت

طبق قانون دوم ترمودینامیک در هر فرآیند واقعی، آنتروپی تولید شده متناسب با ازدست رفتن آگزژی و نابودی آن در طی فرآیند می‌باشد. این تحلیل شامل دو مرحله اساسی است. مرحله اول شامل شناسایی و بررسی فرآیندهای نامطلوب ترمودینامیکی سیستم بر پایه تعیین اتلافات آگزژی بوده و اتلافات آگزژی با نوشتن موازنه آگزژی در قسمتهای مختلف سیستم به دست می‌آید. مرحله دوم شامل تعیین بیشترین اصلاحات ممکن در سیستم بر پایه مفاهیم اتلافات آگزژی اجتناب‌پذیر و اتلافات آگزژی قابل اجتناب ناپذیر است. کمترین میزان آگزژی در سیستم طی فرآیندی که نمی‌توان با تکنیک‌های موجود و ملاحظات اقتصادی مانع نابودی آن شد، اتلافات آگزژی اجتناب‌ناپذیر می‌باشد. با این تعریف، اتلافات آگزژی قابل اجتناب، بیشترین پتانسیل بهینه شدن فرآیند را تعیین می‌کند. بنابراین یک سیستم، به سرعت توسط تحلیل آگزژی بررسی می‌گردد و فرآیندهای نامطلوب ترمودینامیکی و بیشترین اصلاحات ممکن در آن، مشخص می‌گردند [۱]. بسیاری از فعالیت‌ها و تحقیقات پژوهشگران و محققان، سمت و سویی صرفه‌جویانه دارد و اینکه چطور می‌توان یک سامانه را ضمن حفظ کارآمدی آن، با کاهش هزینه و اتلاف در قسمت‌های مختلف سامانه، بهینه‌سازی نمود. از جمله تحلیل‌هایی که در زمینه شناخت و اصلاح سامانه‌های انرژی یا به عرصه تحقیقات نهاده، روش تحلیل آگزژی می‌باشد. تحلیل آگزژی در تاریخ علمی جهان، از اوایل قرن گذشته مورد توجه واقع شده و از سال ۱۹۲۰ میلادی، این تحلیل، بسط و توسعه بیشتری نموده است. با شروع بحران انرژی در دهه ۷۰ میلادی، تحلیل آگزژی در رأس تحقیقات ترمودینامیکی سه دهه اخیر قرار گرفت و امروزه مدل‌سازی ترمودینامیکی سامانه‌های مرتبط با انرژی شامل تحلیل سامانه‌ها از نظر قانون اول و دوم ترمودینامیک، توسعه زیادی پیدا کرده است [۱].

در سال‌های اخیر مسائلی همچون هزینه‌های روزافزون انرژی در جهان، حفظ محیط زیست با مصرف سرانه کمتر انرژی، تولید کمتر آلاینده‌های محیط زیست و همچنین کسب بیشترین کار مفید از میزان معینی از سوخت، باعث شده است که صاحبان صنایع جهت افزایش بهره‌وری و بهینه‌سازی سامانه‌ها تحقیقات و اقدامات گسترده‌ای را انجام دهند. در داخل کشور، بیشتر تحقیقات انجام شده، بر روی چرخه‌های نیروگاهی بوده و چرخه‌های هوایی همچون موتورهای توربوجت یا توربوفن یا دیگر مشتقات موتورهای هوایی، کمتر مورد توجه قرار گرفته است. در تحلیل آگزژی موتورهای هوایی می‌توان با تشخیص علل تخریب یا اتلاف آگزژی در بخش‌های مختلف موتور، آن دسته از این اتلافات را که قابل جلوگیری بوده و رفع آن هزینه نامتعارفی ندارد، کاهش داد [۲].

به دلیل استفاده گسترده از انواع موتورهای هوایی در جهان، تحلیل ترمودینامیکی آنها از اهمیت به‌سزایی برخوردار است. توسعه انواع این موتورها بر اساس نیازها و کاربردهای مختلف آنها، طراحی موتورهای کارآمدتر و همچنین بهینه‌سازی موتورهای موجود همگی در مسیر خود از روش‌های تحلیل ترمودینامیکی بهره می‌برند [۳].

هنینگ استراچتراپ [۴] در تحقیقی بازگشت ناپذیری‌های خارجی را در یک موتور توربوفن با کنارگذر بالا بررسی کرد. وی در مطالعه خود بیان داشت که کارایی یک فرآیند با کاستن از تلفات بازگشت ناپذیر و مقدار تولید آنتروپی بهبود می‌یابد. سزار تونا و همکاران [۵] در تحقیقی

#### ۴-۱- دیفیوزر

با معلوم بودن سرعت پروازی هواپیما و صرف نظر کردن از سرعت گازهای خروجی از دیفیوزر، می‌توان دمای گازهای خروجی از آن را طبق رابطه (۱) بدست آورد [۱۲].

$$T_{02} = T_a \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (1)$$

با مشخص شدن دمای گازهای خروجی از دیفیوزر و راندمان آن، فشار خروجی طبق رابطه (۲) به دست می‌آید [۱۲]. در رابطه (۲)  $\gamma_a$  نسبت گرمای ویژه میانگین برای فرآیند تراکم در دیفیوزر می‌باشد [۱۲].

$$p_{02} = p_a \left[ 1 + \eta_a \left( \frac{T_{02}}{T_a} - 1 \right) \right]^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (2)$$

بازده اغزرژی و همچنین نرخ اغزرژی تخریب شده در دیفیوزر طبق روابط (۳) و (۴) به دست می‌آید [۱]. در این روابط  $\dot{E}_2$  اغزرژی خروجی و  $\dot{E}_1$  اغزرژی ورودی به دیفیوزر می‌باشد.

$$\psi_d = \frac{\dot{E}_2}{\dot{E}_1} \quad (3)$$

$$\dot{E}_{dest-d} = \dot{E}_1 - \dot{E}_2 \quad (4)$$

برای محاسبه نرخ آنتروپی تولید شده، از رابطه (۵) استفاده می‌شود [۱].

$$\dot{S}_{gen-d} = \frac{1}{T_0} (\dot{E}_{dest-d}) \quad (5)$$

در رابطه فوق  $T_0$  دمای مرجع یعنی همان دمای محیط پروازی می‌باشد.

#### ۴-۲- کمپرسور

با مشخص بودن نسبت فشار و بازده کمپرسور، دمای سکون خروجیو کار مصرفی آنطبق روابط (۶) و (۷) حاصل می‌شود [۱۲].

$$T_{03} = T_{02} \left[ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left\{ p_{rc}^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right\} \right] \quad (6)$$

$$\dot{W}_c = \dot{m}_c (h_{03} - h_{02}) \quad (7)$$

بازده اغزرژی و نرخ اغزرژی تخریب شده در کمپرسور نیزطبق روابط (۸) و (۹) به دست می‌آید [۱۲].

$$\psi_c = \frac{\dot{E}_{24} + \dot{E}_3 - \dot{E}_2}{\dot{W}_c} \quad (8)$$

$$\dot{E}_{dest-c} = \dot{W}_c - (\dot{E}_{24} + \dot{E}_3 - \dot{E}_2) \quad (9)$$

در روابط فوق  $\dot{E}_3$  و  $\dot{E}_{24}$  به ترتیب اغزرژی گازهای ورودی و خروجی به کمپرسور و  $\dot{E}_{24}$  اغزرژی گازهای خروجی از کمپرسور جهت خنک کاری قسمت‌های مربوطه می‌باشد.

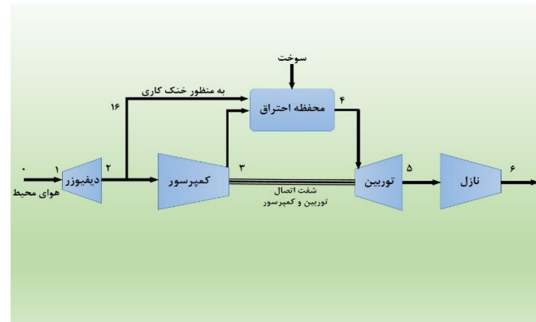
برای محاسبه نرخ آنتروپی تولید شده، از رابطه (۱۰) استفاده می‌شود [۱].

$$\dot{S}_{gen-c} = \frac{1}{T_0} (\dot{E}_{dest-c}) \quad (10)$$

#### ۴-۳- محفظه احتراق

با توجه به محدودیت‌های تکنولوژیکی ساخت پره توربین و در یک دمای مشخص برای گازهای خروجی از محفظه احتراق ( $T_{04}$ )، نسبت سوخت به هوا از رابطه (۱۱) حاصل می‌شود [۱۲]:

توربین ترک می‌کند. گازهای حاصل از احتراق در محفظه از توربین عبور کرده و کار لازم برای به حرکت درآوردن کمپرسور تامین می‌گردد و در نهایت با خروج گازها از نازل نیروی پیشران موتور تولید می‌شود. ۱۵ درصد از هوای خروجی از دیفیوزر جهت خنک کاری محفظه احتراق، به این قسمت هدایت می‌گردد و بدون شرکت در فرآیند احتراق، موتور را ترک کرده و از آن خارج می‌گردد.



شکل ۱- طرحواره موتور توربوجت تحلیل شده در این تحقیق

#### ۳- فرضیات

در این قسمت فرضیات حاکم بر موتور توربوجت تحلیل شده جهت مدل سازی ترمودینامیکی و اغزرژی آن آورده شده است. این فرضیات عبارت‌اند از:

- هوای ورودی شامل ۷۹ درصد نیتروژن و ۲۱ درصد اکسیژن در نظر گرفته شده است.
- سیال عامل سیکل (هوا) در تمامی بخش‌های مختلف موتور یک گاز کامل فرض می‌شود.
- محیط مرجع در تحلیل اغزرژی، همان هوای پیرامونی موتور (و هواپیما) لحاظ شده است.
- فرآیند احتراق به صورت کامل انجام شده است.
- سوخت موتور  $C_{12}H_{23}$  می‌باشد که دارای ارزش حرارتی پایین برابر  $43.031$  کیلوژول بر کیلوگرم است.
- بیشترین دمایی که در محفظه احتراق قابل دستیابی است، به حدود  $1800$  کلوین محدود شده است.
- سرعت در مقاطع مختلف موتور به جز مقطع ورودی و مقطع خروجی، صفر در نظر گرفته شده است. به دست آوردن سرعت گازهای عبوری در هر یک از مقاطع موتور، مستلزم مشخص بودن هندسه سطح مقطع آن‌ها می‌باشد.

#### ۴- معادلات حاکم

در این بخش ابتدا روابط موجود در بررسی عملکرد اجزاء اصلی سیکل معرفی شده و سپس کل آنتحت شرایط پایدار مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. برای این کار یک برنامه رایانه‌ای در نرم افزار MATLAB نوشته شده و سپس عملکرد ترمودینامیکی سیکل با تغییر چند پارامتر موثر مانند نسبت فشار کمپرسور، دمای گازهای ورودی به توربین، ارتفاع پروازی هواپیما و ... مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است.

در رابطه فوق  $\dot{E}_5$  آگزری گازهای خروجی و  $\dot{E}_4$  آگزری گازهای ورودی به توربین می‌باشد. برای محاسبه نرخ آنتروپی تولید شده در توربین، از رابطه (۲۳) استفاده می‌شود [۱].

$$\dot{S}_{gen-t} = \frac{1}{T_0} (\dot{E}_{dest-t}) \quad (23)$$

#### ۴-۵- نازل

در صورت عدم وجود پس‌سوز و با فرض هم‌آنتروپی بودن جریان در نازل، فشار سکون و دمای سکون در طول آن ثابت می‌باشد [۱۲]:

$$p_{06} = p_{05} T_{06} = T_{05} \quad (24)$$

با معلوم بودن دما و فشار ورودی به نازل و همچنین فشار خروجی از آن که برابر فشار محیط است، با استفاده از روابط فرآیند هم‌آنتروپی، دمای آیزنتروپیک خروجی از نازل قابل محاسبه است.

$$T_{6s} = T_{05} \left( \frac{p_6}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}} \quad (25)$$

در رابطه فوق  $\gamma_n$  نسبت گرمایی ویژه توربین است [۱۲]. با قرار دادن دمای هم‌آنتروپی به دست آمده در رابطه بازده آیزنتروپیک نازل، دمای واقعی خروجی از آن محاسبه می‌شود [۱۲].

$$\frac{u_e^2}{2} = \eta_n (h_{06} - h_e) \quad (26)$$

بنابراین سرعت گازهای خروجی از نازل طبق رابطه (۲۷) قابل محاسبه می‌باشد [۱۲].

$$u_e = \sqrt{2\eta_n \frac{\gamma_n}{\gamma_n - 1} RT_{05} \left[ 1 - \left( \frac{p_a}{p_{05}} \right)^{\frac{\gamma_n - 1}{\gamma_n}} \right]} \quad (27)$$

بازده آگزری و نرخ آگزری تخریب شده در نازل طبق روابط (۲۸) و (۲۹) حاصل می‌گردد [۱۲].

$$\eta_n = \frac{\dot{E}_6}{\dot{E}_5} \quad (28)$$

$$\dot{E}_{dest-n} = \dot{E}_5 - \dot{E}_6 \quad (29)$$

در رابطه فوق  $\dot{E}_6$  آگزری گازهای خروجی و  $\dot{E}_5$  آگزری گازهای ورودی به نازل می‌باشد [۱۳]. برای محاسبه نرخ آنتروپی تولید شده، می‌توان از رابطه (۳۰) بهره برد [۱].

$$\dot{S}_{gen-n} = \frac{1}{T_0} (\dot{E}_{dest-n}) \quad (30)$$

#### ۴-۶- کل موتور

بازده آگزری، نرخ آگزری تخریب شده و نرخ آنتروپی تولیدشده در کل موتور نیز طبق روابط (۳۱) تا (۳۳) محاسبه می‌شود [۱۴ و ۱۵].

$$\psi_{tot} = \frac{\dot{E}_6}{\dot{E}_1 + \dot{E}_{c.c.fuel}} \quad (31)$$

$$\dot{E}_{dest-tot} = \dot{E}_1 + \dot{E}_{c.c.fuel} - \dot{E}_6 \quad (32)$$

$$\dot{S}_{gen-tot} = \frac{1}{T_0} (\dot{E}_{dest-tot}) \quad (33)$$

#### ۵- روش حل

برای مدل‌سازی و تحلیل موتور توربوجت معرفی شده، یک برنامه کامپیوتری در نرم‌افزار متلب نوشته شده است. الگوریتم حل مسئله شامل ورودی‌ها، خروجی‌ها و فرآیند محاسبات در شکل ۲ نمایش داده

$$f = \frac{T_{04}/T_{03} - 1}{Q_R/c_p T_{03} - T_{04}/T_{03}} \quad (11)$$

جهت محاسبه فشار خروجی از محفظه احتراق، می‌توان از رابطه (۱۲) استفاده نمود [۱].

$$p_{04} = p_{03} \frac{n_4 T_{04}}{n_3 T_{03}} \quad (12)$$

در رابطه (۱۲)  $n_3$  و  $n_4$  به ترتیب تعداد مول‌های خروجی و ورودی محفظه احتراق و  $T_3$  و  $T_4$  به ترتیب دمای خروجی و ورودی محفظه احتراق می‌باشند [۱].

بازده آگزری و نرخ آگزری تخریب شده در محفظه احتراق با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۴) محاسبه می‌گردند [۱ و ۲].

$$\psi_{c.c} = \frac{\dot{E}_4}{\dot{E}_3 + \dot{E}_{fuel}} \quad (13)$$

$$\dot{E}_{dest.c.c} = \dot{E}_3 + \dot{E}_{fuel} - \dot{E}_4 \quad (14)$$

در رابطه فوق  $\dot{E}_4$  آگزری گازهای خروجی و  $\dot{E}_3$  آگزری گازهای ورودی می‌باشد. برای محاسبه نرخ آنتروپی تولید شده، می‌توان از رابطه (۱۵) استفاده نمود [۱].

$$\dot{S}_{gen.c.c} = \dot{m}_3 S_3 - \dot{m}_4 S_4 + \frac{\dot{E}_{fuel}}{T_0} \quad (15)$$

#### ۴-۴- توربین

با توجه به اینکه توان تولیدی توربین برابر توان مورد نیاز کمپرسور است، روابط (۱۶) و (۱۷) حاصل می‌شود [۱۲].

$$\dot{W}_t = \dot{W}_c \quad (16)$$

$$\dot{m}_t (h_{04} - h_{05}) = \dot{m}_c (h_{03} - h_{02}) \quad (17)$$

در چرخه تحلیل شده دبی جرمی توربین با دبی جرمی کمپرسور مساوی نمی‌باشد، زیرا بخشی از هوای کمپرسور جهت خنک‌کاری پره‌های توربین استفاده می‌شود. از طرف دیگر در محفظه احتراق سوخت با دبی مشخص به درون هوا افزوده می‌شود. علاوه بر این، ظرفیت گرمایی ویژه هوا در کمپرسور با ظرفیت گرمایی ویژه گازهای عبوری از توربین یکسان نمی‌باشد. در این تحقیق میزان هوای عبوری از کمپرسور و توربین یکسان فرض شده است [۱۲]:

$$\dot{m}_t c_{pt} \approx \dot{m}_c c_{pc} \quad (18)$$

با ترکیب معادلات (۱۷) و (۱۸) رابطه زیر به دست می‌آید [۱۲].

$$T_{05} = T_{04} - (T_{03} - T_{02}) \quad (19)$$

با توجه به تعریف بازده آیزنتروپیک توربین، می‌توان فشار سکون جریان خروجی از آنرا طبق رابطه (۲۰) محاسبه نمود [۱۲].

$$p_{05} = p_{04} \left[ 1 - \frac{1}{\eta_t} \left( 1 - \frac{T_{05}}{T_{04}} \right) \right]^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}} \quad (20)$$

در رابطه فوق  $\gamma_t$  نسبت گرمایی ویژه گازهای عبوری از توربین می‌باشد [۱۲]. بازده آگزری توربین و نرخ آگزری تخریب شده در آن طبق روابط (۲۱) و (۲۲) حاصل می‌شود [۱ و ۲].

$$\psi_t = \frac{\dot{W}_t}{\dot{E}_5 - \dot{E}_4} \quad (21)$$

$$\dot{E}_{dest-t} = \dot{E}_5 - \dot{E}_4 - \dot{W}_t \quad (22)$$

0.404	7515.83	7485.5	کار کمپرسور (kW)		
0.008	920.199	920.128	فشار خروجی (kPa)	۳	محفظه احتراق
8.545	0.5325	0.487	دبی سوخت (kg/s)		
0.455	1057.19	1062	دمای خروجی (K)	۴	توربین
2.81	344.413	354.092	فشار خروجی (kPa)		
0.403	7669.21	7638.3	کار کمپرسور (kW)		
0.866	909.68	901.8	دمای خروجی (K)	نازل	۵

### ۷- تحلیل نتایج

در این قسمت نتایج حاصل از تحلیل آگزروی یک موتور توربوچت بدون پس‌سوز ارائه شده است. این تحلیل با توجه تغییرات پارامترهای طراحی موتور همچون نسبت فشار کمپرسور، دمای ورودی به توربین، دمای سوخت ورودی به محفظه احتراق و همچنین تغییرات متغیرهای تصمیم‌گیری مانند سرعت پروازی، ارتفاع پروازی و دمای هوای ورودی به موتور انجام گرفته است.

پارامترهای ثابت استفاده شده در این تحقیق (برای موتور توربوچت تحلیل شده) در جدول ۲ ارائه شده است. همچنین سرعت پروازی موتور در همه تحلیل‌ها به جز مواردی که سرعت پروازی متغیر است، ۱۰۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است [۱۲].

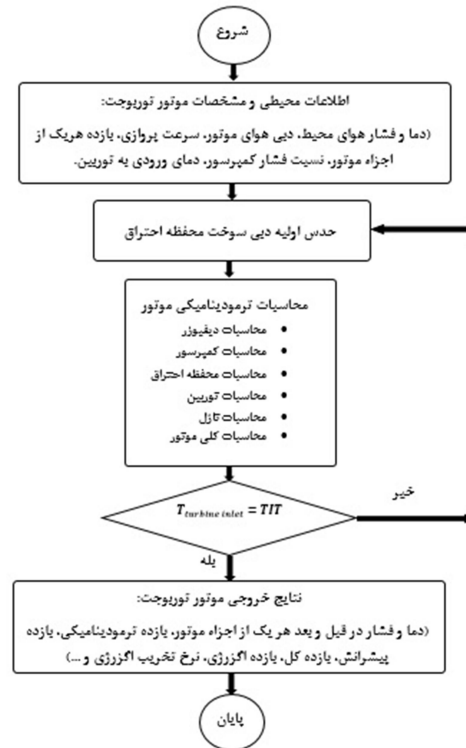
جدول ۲- پارامترهای ثابت موتور توربوچت [۱۲]

ردیف	جزء	پارامتر	مقدار	واحد
۱	دیفیوزر	بازدهی	۰/۹	-
۲	کمپرسور	بازدهی	۰/۹	-
		نسبت فشار	۱۲	-
۳	محفظه احتراق	بازدهی	۰/۹۵	-
		دمای اولیه سوخت	۳۲۵	K
		نسبت فشار	۰/۴۰	-
۴	توربین	دمای احتراق	۱۴۰۰	K
		بازدهی	۰/۹	-
۵	نازل	بازدهی مکانیکی شفت	۰/۹۸	-
		بازدهی	۰/۹۸	-

### ۷-۱- تغییرات ارتفاع پرواز و نسبت فشار کمپرسور

در شکل ۳ نمودار تغییرات بازده آگزروی موتور نسبت به تغییر

شده است.



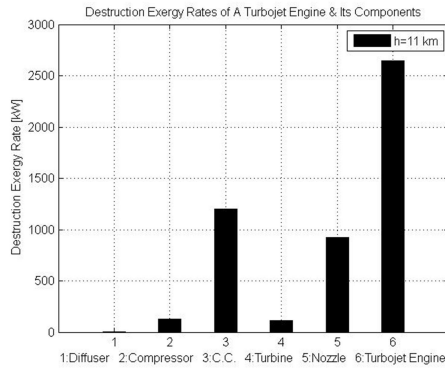
شکل ۲- الگوریتم حل مسئله

### ۶- اعتبارسنجی

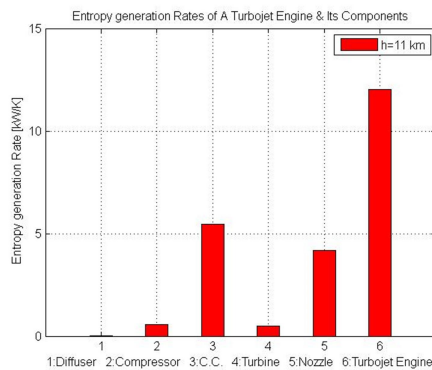
جهت اعتبارسنجی داده‌های دریافتی از کد نوشته شده در برنامه MATLAB، از نرم‌افزار GSP استفاده شده است. نرم افزار GSP، برنامه-ای مبتنی بر مولفه‌های موتور بوده و برای تجزیه و تحلیل عملکرد موتورهای توربینی استفاده می‌شود. محیط انعطاف‌پذیر و قابل درک برنامه این امکان را ایجاد می‌کند تا با چینش دلخواه اجزاء یک موتور یا توربین گاز، کارکرد آن را مورد تحلیل و بررسی قرار داده و برای استخراج متغیرهای مختلفی همچون دما، فشار یا سرعت در اجزاء مختلف، برنامه را اجرا نماید. در جدول ۱ اعتبارسنجی نتایج کد کامپیوتری با حل نرم‌افزار GSP ارائه شده است. همانطور که مشاهده می‌شود خطای محاسبه شده در پارامترهای به دست آمده، زیر ۰/۹٪ می‌باشد.

جدول ۱- جدول اعتبارسنجی نتایج کد کامپیوتری با حل نرم‌افزار

GSP					
ردیف	جزء موتور	متغیر	نتایج	حل GSP	خطا (%)
۱	دیفیوزر	دمای خروجی (K)	302.9	303.1	0.066
		فشار خروجی (kPa)	106.496	106.505	0.008
۲	کمپرسور	دمای خروجی (K)	588.6	591.4	0.473
		فشار خروجی (kPa)	958.467	958.541	0.008



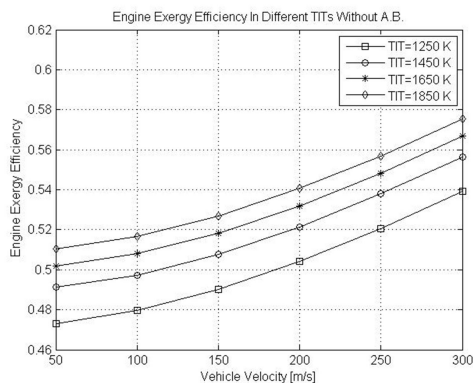
شکل ۵- تغییرات نرخ تخریب آگزژی موتور و اجزاء آن در ارتفاع ۱۱ کیلومتری سطح دریا و نسبت فشار کمپرسور ۴۰



شکل ۶- تغییرات نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در ارتفاع ۱۱ کیلومتری سطح دریا و نسبت فشار کمپرسور ۴۰

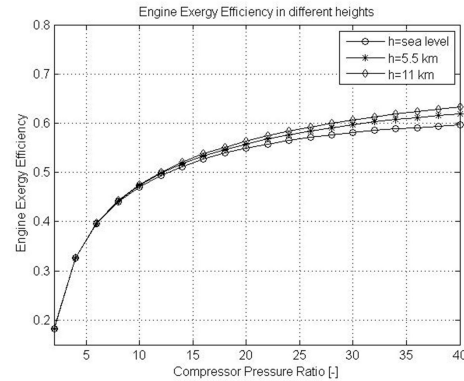
## ۲-۷- تغییرات دمای ورودی به توربین (TIT) و سرعت پروازی

در شکل ۷ نمودار تغییرات بازده آگزژی موتور نسبت به تغییرات دمای ورودی به توربین و سرعت پروازی آن نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که با بالا رفتن دمای گازهای ورودی به توربین و همچنین افزایش سرعت پروازی هواپیما، بازده آگزژی موتور افزایش پیدا می‌کند. بهترین حالت در این نمودار، پرواز در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلون و سرعت پروازی ۳۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد.



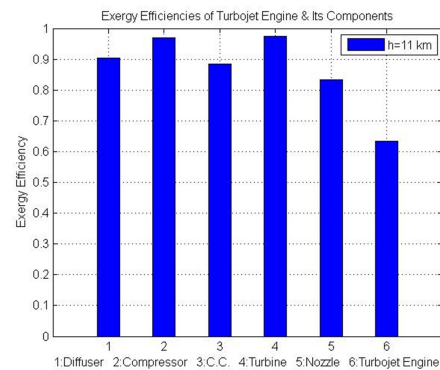
شکل ۷- تغییرات بازده آگزژی موتور نسبت به تغییر دمای گازهای ورودی به توربین و سرعت پروازی

ارتفاع پروازی و نسبت فشار کاری کمپرسور نشان داده شده است. نمودار فوق نشان می‌دهد که هرچه ارتفاع پروازی بالاتر باشد، بازده آگزژی موتور افزایش پیدا می‌کند. بهترین حالت در این نمودار پرواز در ارتفاع ۱۱ کیلومتری و نسبت فشار کمپرسور ۴۰ می‌باشد.



شکل ۳- تغییرات بازده آگزژی موتور نسبت به تغییر ارتفاع پروازی و نسبت فشار کاری کمپرسور

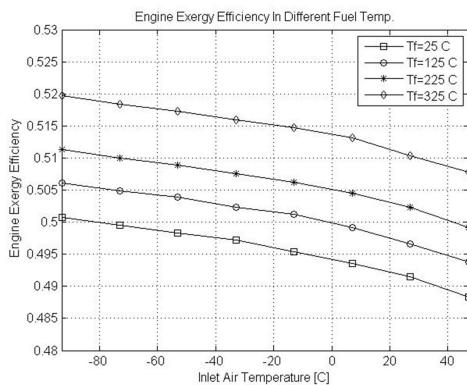
در شکل‌های ۴ تا ۶ به ترتیب نمودار تغییرات بازده آگزژی، نرخ تخریب آگزژی و نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در ارتفاع ۱۱ کیلومتری سطح دریا و نسبت فشار کمپرسور ۴۰ نشان داده شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که بالاترین راندمان آگزژی در کمپرسور و توربین موتور بوده و نازل دارای کمترین راندمان می‌باشد. از طرف دیگر راندمان آگزژی کل موتور در شرایط اعلام شده ۶۲ درصد می‌باشد. از سوی دیگر بررسی نتایج نشان می‌دهد که بیشترین نرخ تخریب آگزژی و نرخ تولید آنتروپی در محفظه احتراق و نازل رخ داده و کمترین مقدار نیز در دیفیوزر یا ورودی هوا می‌دهد. با توجه به این نتایج مشخص می‌گردد که بیشترین تحقیقات در زمینه بهینه‌سازی باید در بخش‌های محفظه احتراق و نازل موتور انجام گیرد.



شکل ۴- تغییرات بازده آگزژی موتور و اجزاء آن در ارتفاع ۱۱ کیلومتری سطح دریا و نسبت فشار کمپرسور ۴۰

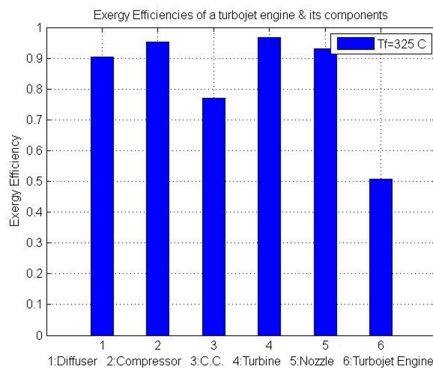
### ۷-۳- تغییرات دمای هوای ورودی به موتور و دمای اولیه سوخت

در شکل ۱۱ نمودار تغییرات بازده اگزرژی موتور نسبت به تغییر دمای هوا و سوخت ورودی به موتور نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که هر چه دمای اولیه سوخت بیشتر گردد، بازده اگزرژی موتور افزایش پیدا می‌کند. از سوی دیگر افزایش دمای هوای ورودی به موتور نیز سبب کاهش بازده اگزرژی موتور خواهد شد. بهترین حالت در این نمودار پرواز در دمای هوای ۹۳- درجه سلسیوس و دمای اولیه سوخت ۳۲۵ درجه سلسیوس می‌باشد.



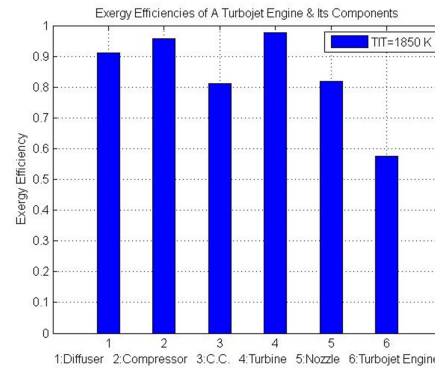
شکل ۱۱- تغییرات بازده اگزرژی موتور نسبت به تغییر دمای هوا و سوخت ورودی به موتور

در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ به ترتیب نمودار تغییرات بازده اگزرژی، نرخ تخریب اگزرژی و نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در دمای محیط و دمای اولیه سوخت ۹۳- و ۳۲۵ درجه سلسیوس ارائه شده است. نتایج نشان می‌دهد که مشابه دو تحلیل قبل راندمان اگزرژی در کمپرسور و توربین بالا می‌باشد. از سوی دیگر بررسی‌ها نشان می‌دهد که در این بخش بیشترین نرخ تخریب اگزرژی و نرخ تولید آنتروپی در محفظه احتراق رخ می‌دهد.

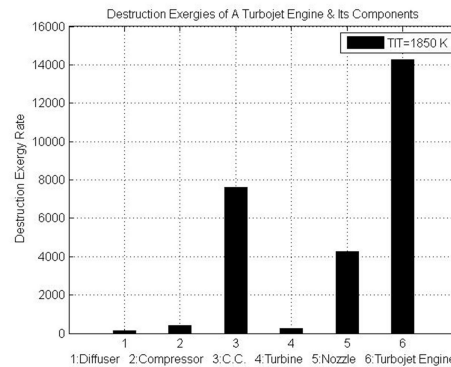


شکل ۱۲- تغییرات بازده اگزرژی موتور و اجزاء آن به ترتیب در دمای محیط و دمای اولیه سوخت ۹۳- و ۳۲۵ درجه سلسیوس

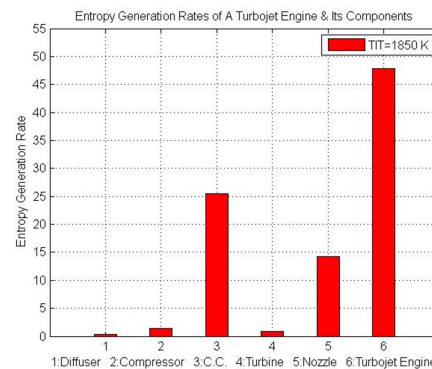
در شکل‌های ۸ تا ۱۰ به ترتیب نمودار تغییرات بازده اگزرژی، نرخ تخریب اگزرژی و نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت پروازی ۳۰۰ متر بر ثانیه ارائه شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که مشابه بخش قبل بیشترین تحقیقات در زمینه بهینه‌سازی باید در بخش‌های محفظه احتراق و نازل موتور انجام گیرد.



شکل ۸- تغییرات بازده اگزرژی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت ۳۰۰ متر بر ثانیه



شکل ۹- تغییرات نرخ تخریب اگزرژی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت ۳۰۰ متر بر ثانیه



شکل ۱۰- تغییرات نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت ۳۰۰ متر بر ثانیه

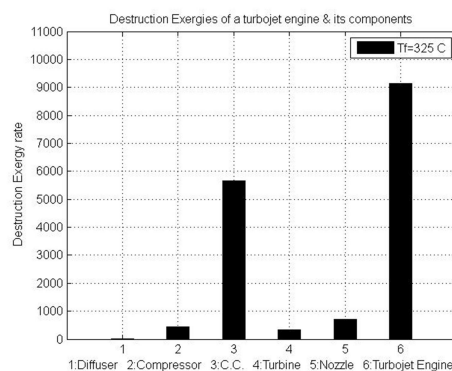
توربوجت با دمای اولیه سوخت ۳۲۵ درجه سانتی‌گراد و دیگر پارامترهای مفروض می‌تواند از ۵۱.۹۷٪ تا ۵۰.۷۸٪ تغییر کند. این بدان معنی است که اگر پرواز هواپیما در ساعاتی از شبانه‌روز که هوا خنک‌تر است انجام شود، می‌توان بدون اعمال هیچ‌گونه عمل بهینه‌سازی ترمودینامیکی در ساختار موتور، تا حدودی بازده آگرژی را ارتقا داد. همچنین پیش‌گرم کردن سوخت قبل از ورود به محفظه احتراق نیز منجر به افزایش بازده آگرژی موتور خواهد شد. بیشترین بازده آگرژی در اجزاء موتور در دمای ورودی ۹۳- درجه سانتی‌گراد و دمای اولیه سوخت ۳۲۵ درجه سانتی‌گراد به ترتیب در توربین با ۹۸.۳۱٪، کمپرسور با ۹۵.۴۴٪ و دیفیوزر با ۹۰.۲۶٪ رخ می‌دهد. همچنین بیشترین تخریب آگرژی در نازل با ۸.۷۱۰ و محفظه احتراق با ۵.۱۸۰ مگاوات اتفاق افتاده است. نتایج دیگر این تحقیق نشان می‌دهد که افزایش سرعت پرواز موتور توربوجت از ۵۰ تا ۳۰۰ متر بر ثانیه و در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین، بازده آگرژی آن را از ۵۱.۰۵٪ به ۵۷.۵۳٪ افزایش می‌دهد. بیشترین بازده آگرژی در اجزاء موتور در همین سرعت پروازی و دمای احتراق، به ترتیب در توربین با ۹۷.۶۳٪، کمپرسور با ۹۵.۸۶٪ و دیفیوزر با ۹۱.۲۱٪ رخ می‌دهد. همچنین بیشترین نرخ تخریب آگرژی به ترتیب در محفظه احتراق با ۷.۶۱۴ و نازل با ۴.۲۵۱ مگاوات اتفاق افتاده است. همچنین افزایش دمای احتراق از ۱۲۵۰ به ۱۸۵۰ کلوین و در سرعت پروازی ۳۰۰ متر بر ثانیه می‌تواند بازده آگرژی کل موتور را از ۵۳.۹۲٪ به ۵۷.۵۳٪ ارتقا دهد.

در پایان آنچه می‌توان به عنوان راه حل برای افزایش بازده آگرژی یک موتور توربوجت ارائه داد، به شرح زیر پیشنهاد می‌گردد:

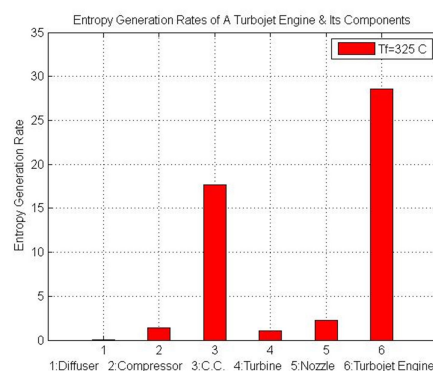
- تا جایی که امکان دارد ارتفاع پروازی بیشتر شود.
- حتی الامکان در ساعاتی از شبانه‌روز که دمای هوا خنک‌تر است، پرواز انجام گیرد.
- نسبت فشار بهینه کمپرسور در ارتفاعات پروازی مختلف، تغییر می‌کند. لذا برای تعیین نسبت فشار طراحی، باید دید بیشترین مداومت پروازی هواپیما در چه ارتفاعی انجام می‌شود تا بر مبنای آن، نسبت فشار بهینه انتخاب گردد.
- دمای خروجی از محفظه احتراق هرچه بیشتر شود بهتر است.
- سوخت ورودی به محفظه احتراق، تا جایی که ممکن است پیش‌گرم گردد.
- سرعت پروازی بیشترین حالت ممکن را داشته باشد.

#### ۹- نمادها

$m^2$	A	مساحت
-	AF	نسبت جرم هوا به جرم سوخت
$kJ/kg.K$	$C_p$	ظرفیت گرمایی ویژه در فشار ثابت
$kJ/kg$	e	آگرژی بر واحد مخصوص
kJ	E	آگرژی یا حداکثر قابلیت انجام کار
kW	$\dot{E}$	نرخ آگرژی
-	f	نسبت جرم سوخت به جرم هوا
N	F	نیرو
$m/s^2$	g	شتاب ثقل



شکل ۱۳- تغییرات نرخ تخریب آگرژی موتور و اجزاء آن به ترتیب در دمای محیط و دمای اولیه سوخت ۹۳- و ۳۲۵ درجه سلسیوس



شکل ۱۴- تغییرات نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن به ترتیب در دمای محیط و دمای اولیه سوخت ۹۳- و ۳۲۵ درجه سلسیوس

#### ۸- نتیجه گیری

در این مقاله یک موتور توربوجت بدون پس‌سوز از دیدگاه ترمودینامیکی و آگرژی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. نتایج بدست آمده از این تحقیق نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع پروازی موتور توربوجت، بازده آگرژی آن نیز افزایش پیدا می‌کند. این افزایش به نحوی است که قادر خواهد بود بازده آگرژی را در نسبت فشار کمپرسور ۴۰ و از پرواز در سطح دریا تا ارتفاع ۱۱ کیلومتری، از ۵۹.۶۱٪ به ۶۳.۳۸٪ ارتقا دهد. نتایج نشان می‌دهد که بیشترین بازده آگرژی در اجزاء موتور بدون پس‌سوز در ارتفاع ۱۱ کیلومتری و به ترتیب در توربین با ۹۷.۴۴٪، کمپرسور با ۹۶.۹۶٪ و دیفیوزر با ۹۰.۳۸٪ رخ می‌دهد. همچنین بیشترین نرخ تخریب آگرژی نیز به ترتیب در محفظه احتراق با ۱.۲۰۴ و نازل با ۰.۹۲۰ مگاوات رخ می‌دهد. نتایج نشان می‌دهد که با توجه به تغییرات بازده آگرژی موتور در نسبت فشارهای مختلف کمپرسور و همچنین ارتفاعات پروازی متفاوت، می‌توان در هر ارتفاع یک نسبت فشار بهینه انتخاب نمود. البته باید توجه داشت افزایش نسبت فشار به معنای افزایش تعداد طبقات کمپرسور و در نتیجه افزایش وزن موتور می‌باشد.

نتایج بدست آمده گویای این است که در سطح دریا هرچه هوای ورودی به موتور خنک‌تر باشد، بازده آگرژی آن بیشتر می‌شود و در محدوده دمایی ۹۳- تا ۴۷ درجه سانتی‌گراد بازده آگرژی یک



a	مشخصه هوای محیط
a.b.	پس سوز
d	دیفیوزر
D	تخریب شده
desired	مطلوب و خواسته شده
c	کمپرسور
ch	شیمیایی
c.c.	محفظه احتراق
k	جنبشی
n	نازل
P	پتانسیلی
ph	فیزیکی
ref	مرجع
rev	برگشت پذیر
t	توربین
tot	کلی

h	آنتالپی واحد جرم	$kJ/kg$
$\bar{h}_f$	آنتالپی تشکیل	$kJ/kg$
HHV	ارزش حرارتی بالای سوخت	$kJ/kg$
LHV	ارزش حرارتی پایین سوخت	$kJ/kg$
k	نسبت گرماهای ویژه	-
m	جرم	$kg$
$\dot{m}$	دبی جرمی	$kg/s$
n	تعداد مول	-
P	فشار	Pa
Q	گرما یا حرارت	kJ
$Q_R$	ارزش حرارتی واحد جرم سوخت	$kJ/kg$
R	ثابت عمومی گازها	$J/mol.K$
S	آنتروپی	$kJ/kg.K$
$\dot{S}$	نرخ تولید آنتروپی	$kW/K$
T	دما	K
TSFC	مصرف سوخت ویژه	$kg/kN.s$
u	سرعت	$m/s$
v	سرعت	$m/s$
W	کار	kJ
$Y_D$	نسبت تخریب اگزوزی	-
$Y_L$	نسبت اتلاف اگزوزی	-
z	ارتفاع	m
$\Delta G_0$	تابع گیبس واکنش	$kJ/kg$
v	ضریب استوکیومتری در معادله واکنش	-
$\dot{i}$	شدت برگشت ناپذیری	kW
$\lambda$	نسبت فشار چرخه برای تون	-
$\Psi$	بازده اگزوزی	-
$\gamma$	نسبت گرماهای ویژه	-
$\eta$	بازده یا راندمان	-
$\eta_c$	بازده ترمودینامیکی	-
$\eta_p$	بازده پیشرانندگی	-
$\eta_{II}$	بازده قانون دوم	-
$\eta_0$	بازده کل	-
$\delta_i$	ضریب نابرابری اگزوزی	-
اندیس‌ها		

#### ۱۰- مراجع

- [1] Ehyaei M., Angiridezfuli A., Rosen M. Exergetic Analysis of an Aircraft Turbojet Engine with an Afterburner, Thermal Science, Vol. 17, No. 4, pp.1181-1194, 2013.
- [2] Turgut E., Karakoc H., Hepbasli A. Exergy Analysis of a Turbofan Engine: Cf6-80, University of Anatoly and Ege University, Turkey, 2007
- [3] Balli O., Aras H., Aras, N. and Hepbasli A. Exergetic and exergoeconomic analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE), Journal of Exergy, Vol. 5, Nos. 5/6, pp.567-581, 2008.
- [4] Struchtrup H., Gwynn J., External losses in high bypass turbofan air engine, Journal of Energy Research 31.14; 1383-1397; 2007.
- [5] Tona Cesar., Exergy and thermodynamic analysis of a turbofan engine during a typical commercial flight Journal of Energy, Vol 35; pp. 952-959; 2010.
- [6] Turgut E., Exergy analysis of a turbofan engine, Journal of Exergy 6.2; pp.181-199; 2009.
- [7] Turan O., Effect of reference altitude for a turbofan engine with the aid of specific exergy based method Journal of Exergy 11.2; pp. 252-270; 2012.
- [8] Tai V., Phen ch., Cristinel M., Optimization of energy and exergy of turbofan engines using

- genetic algorithms Journal of Sustainable Aviation 1.1; pp. 25-42; 2014.
- [9] Turan O., An exergy way to quantify sustainability metrics for a high bypass ratio turbofan engine Journal of Energy 86; pp. 722-736; 2015.
- [10] Aydin H., Exergetic sustainability indicators as a tool in commercial aircraft: a case study for a turbofan engine Journal of Green Energy 12.1; pp.28-40; 2015.
- [11] Yalcin E. Thrust Performance Evaluation of a turbofan engine based on exergetic approach and thrust management in aircraft Journal of Turbojet Engine. Vol 34, Issue 2, pp. 177-186, 2017
- [12] Farokhi S., Aircraft Propulsion Kansas, John Wiley & sons Ltd, 2014
- [13] Onder Turan, Hikmet Karakoc, T. Exergetic & Energetic Response Surfaces for Small Turbojet Engine, Trans Tech Publications, Switzerland, 2011.
- [14] Hikmet Karakoc T. Exergetic Destruction Effects of Operating Conditions On the Turbojet Engine Components, Trans Tech Publications, Switzerland, 2012.
- [15] Ozgur Balli Advanced exergy analyses to evaluate the performance of a military aircraft turbojet engine, Journal of Applied Thermal Engineering, Vol 111, pp 152-169, 2017.