

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

جاماسب پیرکندی\*

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

مصطفی محمودی

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

محمد رضا حسنی فر

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

محمد امیان

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

### چکیده

تحلیل اگزرژی 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 اگزژیک 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 اگزرژی از ۵۹/۶۱٪ به ۶۳/۳۸٪ ارتقا می‌یابد. در محدوده دمایی ۹۳- تا ۴۷ درجه سانتی‌گراد بازده اگزژی 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 اگزرژی 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 اگزرژی آن را از ۵۱/۰۵٪ به ۵۷/۵۳٪ افزایش می‌دهد.

**واژه‌های کلیدی:** موتور توربوجت، تحلیل اگزرژی، تولید آنتروپی، پیرانش هوایی.

## 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  $-93^{\circ}\text{C}$  to  $47^{\circ}\text{C}$ , 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 اگزرژی 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 اگزرژی 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 هریک از اجزا را در اتلافات کل چرخه به دست آورد. این روش می‌تواند در مشخص نمودن ناکارآمدی- هاییک چرخه به طور دقیق عمل کند. از طرف دیگر نابودی اگزرژی یا بازگشت‌ناپذیری نیز می‌تواند به عنوان معیاری برای عدم کارایی

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

تاریخ دریافت: ۹۶/۰۲/۱۷

تاریخ پذیرش: ۹۷/۰۷/۰۲

طبق قانون دوم ترمودینامیک در هر فرآیند واقعی، آنتروپی تولید شده متناسب با ازدست رفتن انرژی و نابودی آن در طی فرآیند می باشد. این تحلیل شامل دو مرحله اساسی است. مرحله اول شامل شناسایی و بررسی فرآیندهای نامطلوب ترمودینامیکی سیستم بر پایه تعیین اتلافات انرژی بوده و اتلافات انرژی با نوشتن موازنه انرژی در قسمت های مختلف سیستم به دست می آید. مرحله دوم شامل تعیین بیشترین اصلاحات ممکن در سیستم بر پایه مفاهیم اتلافات انرژی اجتناب پذیر و اتلافات انرژی اجتناب ناپذیر است. کمترین میزان انرژی در سیستم طی فرآیندی که نمی توان با تکنیک های موجود و ملاحظات اقتصادی مانع نابودی آن شد، اتلافات انرژی اجتناب پذیر می باشد. با این تعریف، اتلافات انرژی قابل اجتناب، بیشترین پتانسیل بهینه شدن فرآیند را تعیین می کند. بنابراین یک سیستم، به سرعت توسط تحلیل انرژی بررسی می گردد و فرآیندهای نامطلوب ترمودینامیکی و بیشترین اصلاحات ممکن در آن، مشخص می گردند [۱]. بسیاری از فعالیت ها و تحقیقات پژوهشگران و محققان، سمت و سویی صرفه جویانه دارد و اینکه چطور می توان یک سامانه را ضمن حفظ کارآمدی آن، با کاهش هزینه و اتلاف در قسمت های مختلف سامانه، بهینه سازی نمود. از جمله تحلیل هایی که در زمینه شناخت و اصلاح سامانه های انرژی یا به عرصه تحقیقات نهاده، روش تحلیل انرژی می باشد. تحلیل انرژی 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 انرژی در رأس تحقیقات ترمودینامیکی سه دهه اخیر قرار گرفت و امروزه مدل سازی ترمودینامیکی سامانه های مرتبط با انرژی شامل تحلیل سامانه ها از نظر قانون اول و دوم ترمودینامیک، توسعه زیادی پیدا کرده است [۱].

در سال های اخیر مسائلی همچون هزینه های روزافزون انرژی در جهان، حفظ محیط زیست با مصرف سرانه کمتر انرژی، تولید کمتر آلایند های محیط زیست و همچنین کسب بیشترین کار مفید از میزان معینی از سوخت، باعث شده است که صاحبان صنایع جهت افزایش بهره وری و بهینه سازی سامانه ها تحقیقات و اقدامات گسترده ای را انجام دهند. در داخل کشور، بیشتر تحقیقات انجام شده، بر روی چرخه های نیروگاهی بوده و چرخه های هوایی همچون موتور های توربوجت یا توربوفن یا دیگر مشتقات موتور های هوایی، کمتر مورد توجه قرار گرفته است. در تحلیل انرژی موتور های هوایی می توان با تشخیص علل تخریب یا اتلاف انرژی در بخش های 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 موتور های هوایی در جهان، تحلیل ترمودینامیکی آنها از اهمیت به سزایی برخوردار است. توسعه انواع این موتورها بر اساس نیازها و کاربردهای مختلف آنها، طراحی موتور های کارآمدتر و همچنین بهینه سازی موتور های موجود همگی در مسیر خود از روش های تحلیل ترمودینامیکی بهره می برند [۳].

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

یک موتور توربوفن را از دیدگاه انرژی 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 انرژی مورد تحلیل و بررسی قرار دادند. موتور توربوفن بررسی شده توسط آنها از نوع CF6-80 بوده و تحلیل انرژی آن در سطح دریا انجام گردید. نتایج آنها نشان می داد که تغییرات راندمان انرژی موتور به تغییرات راندمان آیزنتروپیک اجزای دوار آن مانند توربین و کمپرسور وابسته است. اوندرا توران [۷] با استفاده از تعریف انرژی مخصوص، اثرات ارتفاعات مرجع را بر راندمان انرژی یک موتور توربوفن بررسی کرد. وی راندمان های انرژی و انرژی را در شش ارتفاع مختلف پروازی بررسی کرده و نتایج مقادیر تخریب انرژی را در ارتفاع ۹۰۰۰ متر و ماک ۰.۹ بررسی کرد. وینسنت تای و فن چیاک سی [۸] کاربردی از الگوریتم ژنتیک را در جهت بهینه سازی یک موتور توربوفن دوماحوره از نظر انرژی و انرژی یک ارائه کردند. در واقع در این تحقیق سه حالت انرژی، انرژی و ترکیبی از آن دو مورد بررسی قرار گرفت. آنها در این تحقیق روشی توسعه یافته ارائه کردند که با شبیه سازی قادر بود راندمان های انرژی و انرژی موتور توربوفن دوماحوره را در مراحل اولیه طراحی بهینه کند. اوندرا توران [۹] در تحقیقی موتور توربوفن JT9D را از دیدگاه انرژی مورد بررسی قرار داد. در این تحقیق به اهمیت راندمان انرژی به عنوان دغدغه بزرگ در طراحی و کارکرد موتور های هوایی پرداخته شد. هاکان آیدین و همکاران [۱۰] شاخص های پایداری انرژی را بصورت مطالعه موردی در 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 انرژی 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 عملکرد های انرژی و انرژی یک موتور بود.

هدف عمده این مقاله تحلیل عملکرد یک موتور توربوجت بدون پس سوز از دیدگاه ترمودینامیکی و انرژی می باشد. جهت انجام این کار یک برنامه رایانه ای 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 موتور های هوایی کمتر مورد توجه بوده اند، 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 می باشد. در این موتور ابتدا هوا وارد دیفیوزر شده و انرژی جنبشی آن به دما و فشار تبدیل می گردد. در ادامه مسیر هوای گرم خروجی از دیفیوزر وارد کمپرسور شده و فشار و دمای آن مجدداً بالا می رود. هوای پر فشار با ورود به محفظه احتراق با سوخت تزریقی به آن واکنش داده و با دمای بالاتر محفظه را به سمت

#### 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)  $\gamma_d$  نسبت گرمای ویژه میانگین برای فرآیند تراکم در دیفیوزر می‌باشد [۱۲].

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

بازده اگزرژی و همچنین نرخ اگزرژی تخریب شده در دیفیوزر طبق روابط (۳) و (۴) به دست می‌آید [۱]. در این روابط  $\dot{E}_2$  اگزرژی خروجی و  $\dot{E}_1$  اگزرژی 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 اگزرژی و نرخ اگزرژی تخریب شده در کمپرسور نیز طبق روابط (۸) و (۹) به دست می‌آید [۱۲].

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

$$\dot{E}_{dest-c} = \dot{W}_c - (\dot{E}_{22} + \dot{E}_3 - \dot{E}_2) \quad (9)$$

در روابط فوق  $\dot{E}_2$  و  $\dot{E}_3$  به ترتیب اگزرژی گازهای ورودی و خروجی به کمپرسور و  $\dot{E}_{24}$  اگزرژی گازهای خروجی از کمپرسور جهت خنک کاری قسمت‌های مربوطه می‌باشد.

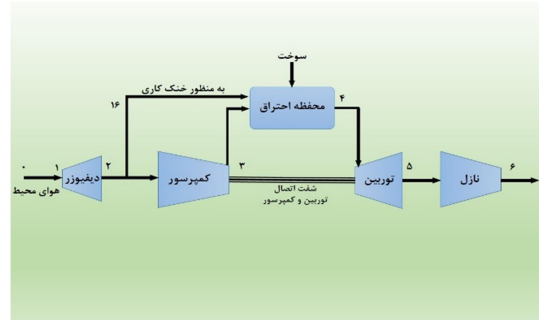
برای محاسبه نرخ آنتروپی تولید شده، از رابطه (۱۰) استفاده می‌شود [۱].

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

#### 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 اگزرژی آن آورده شده است. این فرضیات عبارتند 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 اگزرژی، 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  $43.31$  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 آن تحت 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.

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

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

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

در رابطه (۱۲)  $n_4$  و  $n_3$  به ترتیب تعداد مول های خروجی و ورودی محفظه احتراق و  $T_4$  و  $T_3$  به ترتیب دمای خروجی و ورودی محفظه احتراق می باشند[۱].

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

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

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

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

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

#### ۴-۴- توربین

با توجه به اینکه توان تولیدی توربین برابر توان مورد نیاز کمپرسور است، روابط (۱۶) و (۱۷) حاصل می شود[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 نمی باشد، زیرا بخشی از هوای کمپرسور جهت خنک کاری پره های توربین استفاده می شود. از طرف دیگر در محفظه احتراق سوخت با دبی مشخص به درون هوا افزوده می شود. علاوه بر این، ظرفیت گرمایی ویژه هوا در کمپرسور با ظرفیت گرمایی ویژه گازهای عبوری از توربین یکسان نمی باشد. 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 می آید[۱۲].

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

با توجه به تعریف بازده آیزنتروپیکی توربین، می توان 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 می باشد[۱۲]. بازده آگزری توربین و نرخ آگزری تخریب شده در آن طبق روابط (۲۱) و (۲۲) حاصل می شود[۲ و ۱].

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

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

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

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

#### ۴-۵- نازل

در صورت عدم وجود پس سوز و با فرض هم آنتروپی بودن جریان در نازل، فشار سکون و دمای سکون در طول آن ثابت می باشد[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 فرایند هم آنتروپی، 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 هم آنتروپی به دست آمده در رابطه بازده آیزنتروپیک نازل، دمای واقعی خروجی از آن محاسبه می شود[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 می باشد[۱۲].

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

بازده آگزری و نرخ آگزری تخریب شده در نازل طبق روابط (۲۸) و (۲۹) حاصل می گردد [۲ و ۱].

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

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

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

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

#### ۴-۶- کل موتور

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

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

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

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

#### ۵- روش حل

برای مدل سازی و تحلیل موتور توربوجت معرفی شده، یک برنامه کامپیوتری در نرم افزار متلب نوشته شده است. الگوریتم حل مسئله شامل ورودی ها، خروجی ها و فرایند محاسبات در شکل ۲ نمایش داده

شده است.

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

## ۷- تحلیل نتایج

در این قسمت نتایج حاصل از تحلیل اگزوزی یک موتور توربوجت 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.

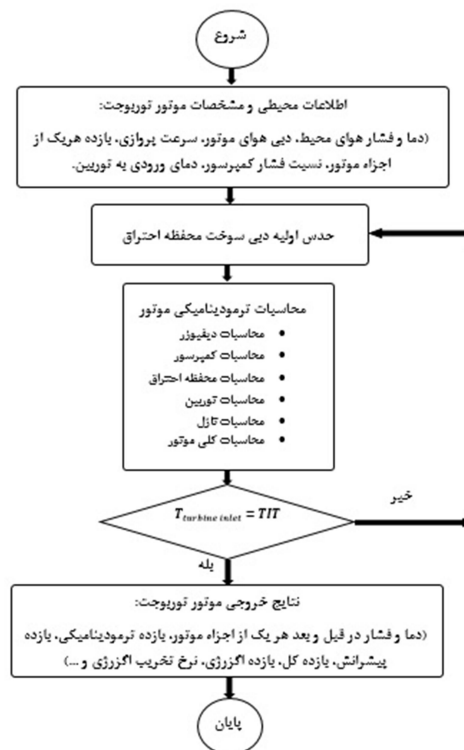
پارامترهای ثابت استفاده شده در این تحقیق (برای موتور توربوچت تحلیل شده) در جدول ۲ ارائه شده است. همچنین سرعت پروازی موتور در همه تحلیل‌ها به جز مواردی که سرعت پروازی متغیر است، ۱۰۰ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است [۱۲].

جدول ۲- پارامترهای ثابت موتور توربو جت [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  | -    |
|      |              | دمای احتراق        | ۱۴۰۰  | K    |
| ۴    | توربین       | بازدهی             | ۰/۹   | -    |
|      |              | بازدهی مکانیکی شفت | ۰/۹۸  | -    |
| ۵    | نازل         | بازدهی             | ۰/۹۸  | -    |

#### ۷-۱- تغییرات ارتفاع یرواز و نسبت فشار کمپر سور

در شکل ۳ نمودار تغییرات بازده انرژی موثر نسبت به تغییر



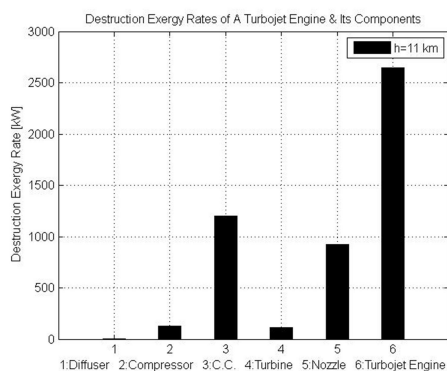
شكل ٢- الغور يتم حل مسئله

## ۶۔ اعتبارسنجی

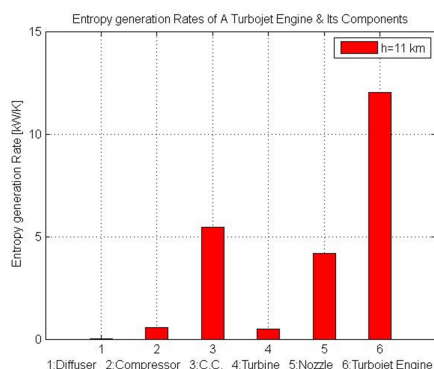
جهت اعتبارسنجی داده‌های دریافتی از کد نوشته شده در برنامه MATLAB، از نرم‌افزار GSP استفاده شده است. نرم‌افزار GSP، برنامه‌ای مبتنی بر مولفه‌های موتور بوده و برای تجزیه و تحلیل عملکرد موتورهای توربینی استفاده می‌شود. محیط انعطاف‌پذیر و قابل درک برنامه این امکان را ایجاد می‌کند تا با چپ‌چینش دلخواه اجزاء 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 ۹٪ می‌باشد.

جدول ۱- جدول اعتبارسنجی نتایج کد کامپیوتری با حل نرم افزار  
GSP

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



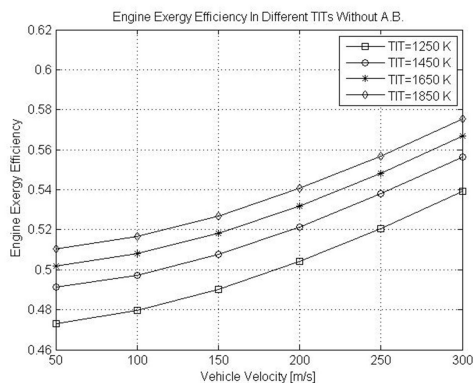
شکل ۵- تغییرات نرخ تخریب آگزژی موتور و اجزاء آن در ارتفاع ۱۱ کیلومتری سطح دریا و نسبت فشار کمپرسور ۴۰



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

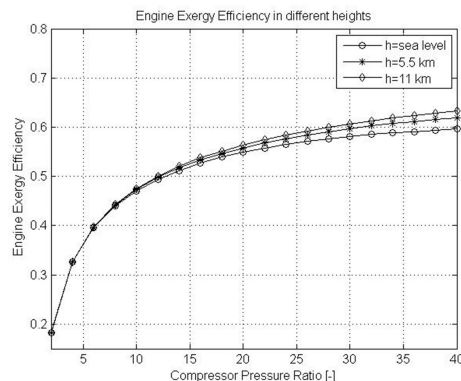
## ۲-۷- تغییرات دمای ورودی به توربین (TIT) و سرعت پروازی

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 کلوین و سرعت پروازی ۳۰۰ متر بر ثانیه می‌باشد.



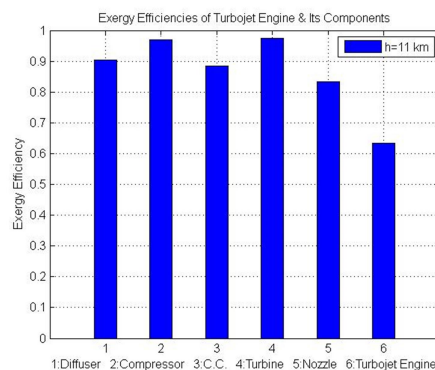
شکل ۷- تغییرات بازده آگزژی موتور نسبت به تغییر دمای گازهای ورودی به توربین و سرعت پروازی

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

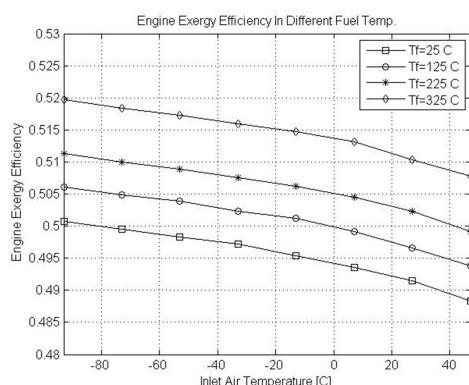
در شکل‌های ۴ تا ۶ به ترتیب نمودار تغییرات بازده آگزژی، نرخ تخریب آگزژی و نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در ارتفاع ۱۱ کیلومتری سطح دریا و نسبت فشار کمپرسور ۴۰ نشان داده شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که بالاترین راندمان آگزژی در کمپرسور و توربین موتور بوده و نازل دارای کمترین راندمان می‌باشد. از 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

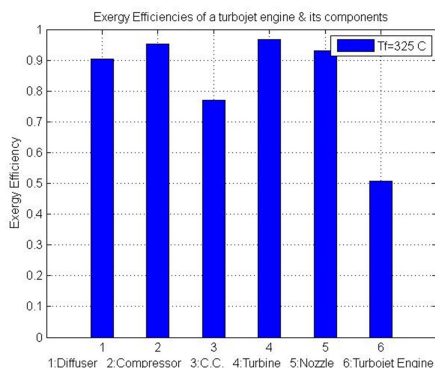
### ۳-۷- تغییرات دمای هوای ورودی به موتور و دمای اولیه سوخت

در شکل ۱۱ نمودار تغییرات بازده اگزرجی 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 اگزرجی موتور افزایش پیدا می‌کند. از سوی دیگر افزایش دمای هوای ورودی به موتور نیز سبب کاهش بازده اگزرجی موتور خواهد شد. بهترین حالت در این نمودار پرواز در دمای هوای ۹۳- درجه سلسیوس و دمای اولیه سوخت ۳۲۵ درجه سلسیوس می‌باشد.



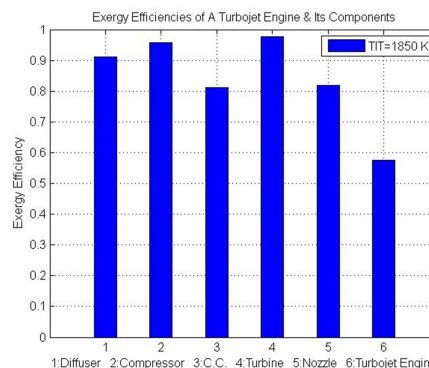
شکل ۱۱- تغییرات بازده اگزرجی موتور نسبت به تغییر دمای هوا و سوخت ورودی به موتور

در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ به ترتیب نمودار تغییرات بازده اگزرجی، نرخ تخریب اگزرجی 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 اگزرجی در کمپرسور و توربین بالا می‌باشد. از سوی دیگر بررسی‌ها نشان می‌دهد که در این بخش بیشترین نرخ تخریب اگزرجی و نرخ تولید آنتروپی در محفظه احتراق رخ می‌دهد.

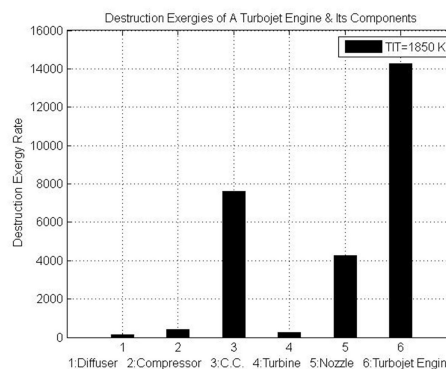


شکل ۱۲- تغییرات بازده اگزرجی موتور و اجزاء آن به ترتیب در دمای محیط و دمای اولیه سوخت ۹۳- و ۳۲۵ درجه سلسیوس

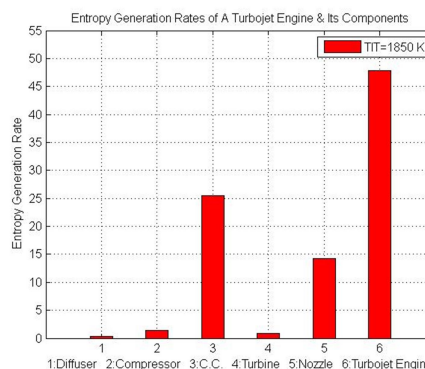
در شکل‌های ۸ تا ۱۰ به ترتیب نمودار تغییرات بازده اگزرجی، نرخ تخریب اگزرجی و نرخ تولید آنتروپی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت پروازی ۳۰۰ متر بر ثانیه ارائه شده است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که مشابه بخش قبل بیشترین تحقیقات در زمینه بهینه‌سازی باید در بخش‌های محفظه احتراق و نازل موتور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



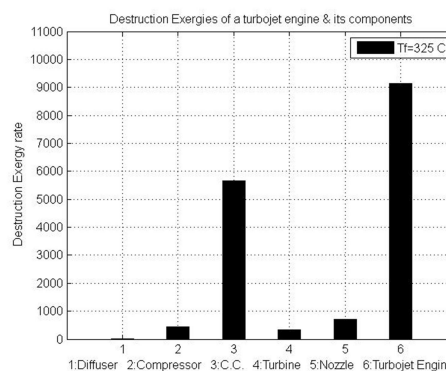
شکل ۸- تغییرات بازده اگزرجی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت ۳۰۰ متر بر ثانیه



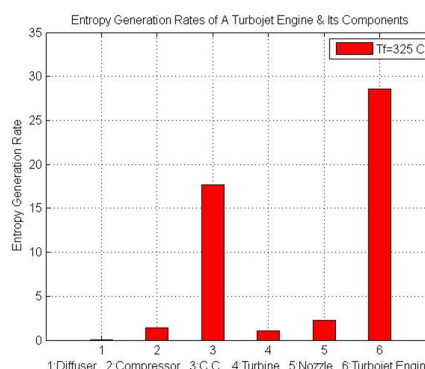
شکل ۹- تغییرات نرخ تخریب اگزرجی موتور و اجزاء آن در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین و سرعت ۳۰۰ متر بر ثانیه



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



شکل ۱۳- تغییرات نرخ تخریب آگزژی 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 پس سوز از دیدگاه ترمودینامیکی و آگزژی مورد تحلیل و بررسی قرار گرفت. نتایج بدست آمده از این تحقیق نشان می دهد که با افزایش ارتفاع پروازی موتور توربوجت، بازده آگزژی آن نیز افزایش پیدا می کند. این افزایش به نحوی است که قادر خواهد بود بازده آگزژی 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 می دهد که بیشترین بازده آگزژی در اجزاء موتور بدون پس سوز در ارتفاع ۱۱ کیلومتری و به ترتیب در توربین با ۹۷.۴۴٪، کمپرسور با ۹۶.۹۶٪ و دیفیوزر با ۹۰.۳۸٪ رخ می دهد. همچنین بیشترین نرخ تخریب آگزژی نیز به ترتیب در محفظه احتراق با ۱.۲۰۴ و نازل با ۰.۹۲۰ مگاوات رخ می دهد. نتایج نشان می دهد که با توجه به تغییرات بازده آگزژی موتور در نسبت فشارهای مختلف کمپرسور و همچنین ارتفاعات پروازی متفاوت، می توان 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 می باشد.

نتایج بدست آمده گویای این است که در سطح دریا هرچه هوای ورودی به موتور خنک تر باشد، بازده آگزژی آن بیشتر می شود و در محدوده دمایی ۹۳- تا ۴۷ درجه سانتی گراد بازده آگزژی یک

توربوجت با دمای اولیه سوخت ۳۲۵ درجه سانتی گراد و دیگر پارامترهای مفروض می تواند از ۵۱.۹۷٪ تا ۵۰.۷۸٪ تغییر کند. این بدان معنی است که اگر پرواز هواپیما در ساعتی از شبانه روز که هوا خنک تر است انجام شود، می توان بدون اعمال هیچ گونه عمل بهینه سازی ترمودینامیکی در ساختار موتور، تا حدودی بازده آگزژی را ارتقا داد. همچنین پیش گرم کردن سوخت قبل از ورود به محفظه احتراق نیز منجر به افزایش بازده آگزژی موتور خواهد شد. بیشترین بازده آگزژی در اجزاء موتور در دمای ورودی ۹۳- درجه سانتی گراد و دمای اولیه سوخت ۳۲۵ درجه سانتی گراد به ترتیب در توربین با ۹۸.۳۱٪، کمپرسور با ۹۵.۴۴٪ و دیفیوزر با ۹۰.۲۶٪ رخ می دهد. همچنین بیشترین تخریب آگزژی در نازل با ۸.۷۱۰ و محفظه احتراق با ۵.۱۸۰ مگاوات اتفاق افتاده است. نتایج دیگر این تحقیق نشان می دهد که افزایش سرعت پرواز موتور توربوجت از ۵۰ تا ۳۰۰ متر بر ثانیه و در دمای احتراق ۱۸۵۰ کلوین، بازده آگزژی آن را از ۵۱.۰۵٪ به ۵۷.۵۳٪ افزایش می دهد. بیشترین بازده آگزژی 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 می دهد. همچنین بیشترین نرخ تخریب آگزژی 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 می تواند بازده آگزژی کل موتور را از ۵۳.۹۲٪ به ۵۷.۵۳٪ ارتقا دهد.

در پایان آنچه می توان به عنوان راه حل برای افزایش بازده آگزژی یک موتور توربوجت ارائه داد، به شرح زیر پیشنهاد می گردد:

- تا جایی که امکان دارد ارتفاع پروازی بیشتر شود.
- حتی الامکان در ساعتی از شبانه روز که دمای هوا خنک تر است، پرواز انجام گیرد.
- نسبت فشار بهینه کمپرسور در ارتفاعات پروازی مختلف، تغییر می کند. لذا برای تعیین نسبت فشار طراحی، باید دید بیشترین مداومت پروازی هواپیما در چه ارتفاعی انجام می شود 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 پیش گرم 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         | آگزژی بر واحد مخصوص              |
| kJ        | E         | آگزژی یا حداکثر قابلیت انجام کار |
| kW        | $\dot{E}$ | نرخ آگزژی                        |
| -         | f         | نسبت جرم سوخت به جرم هوا         |
| N         | F         | نیرو                             |
| $m/s^2$   | g         | شتاب ثقل                         |



|         |                    |
|---------|--------------------|
| a       | مشخصه هوای محیط    |
| a.b.    | پس‌سوز             |
| 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     | برگشت‌پذیر         |
| t       | توربین             |
| tot     | کلی                |

#### 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

|              |                                  |
|--------------|----------------------------------|
| h            | آنتالپی واحد جرم                 |
| $\bar{h}_f$  | آنتالپی تشکیل                    |
| HHV          | ارزش حرارتی بالای سوخت           |
| LHV          | ارزش حرارتی پایین سوخت           |
| k            | نسبت گرماهای ویژه                |
| m            | جرم                              |
| $\dot{m}$    | دبی جرمی                         |
| n            | تعداد مول                        |
| P            | فشار                             |
| Q            | گرما یا حرارت                    |
| $Q_R$        | ارزش حرارتی واحد جرم سوخت        |
| R            | ثابت عمومی گازها                 |
| S            | آنتروپی                          |
| $\dot{S}$    | نرخ تولید آنتروپی                |
| T            | دما                              |
| TSFC         | مصرف سوخت ویژه                   |
| u            | سرعت                             |
| v            | سرعت                             |
| W            | کار                              |
| $Y_D$        | نسبت تخریب اگزورژی               |
| $Y_L$        | نسبت اتلاف اگزورژی               |
| z            | ارتفاع                           |
| $\Delta G_0$ | تابع گیبس واکنش                  |
| $\nu$        | ضریب استوکیومتری در معادله واکنش |
| $\dot{I}$    | شدت برگشت‌ناپذیری                |
| $\lambda$    | نسبت فشار چرخه برایتون           |
| $\Psi$       | بازده اگزورژی                    |
| $\gamma$     | نسبت گرماهای ویژه                |
| $\eta$       | بازده یا راندمان                 |
| $\eta_c$     | بازده ترمودینامیکی               |
| $\eta_p$     | بازده پیشران                     |
| $\eta_{II}$  | بازده قانون دوم                  |
| $\eta_0$     | بازده کل                         |
| $\delta_i$   | ضریب نابرابری اگزورژی            |
| اندیس‌ها     |                                  |

- 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.