

(علمی-ترویجی)

ارزیابی عملکرد یک موتور توربوجت با تحلیل انرژی اجزای آن

مرتضی بیاتی^{۱*}

۱- گروه هوافضا، دانشکده انرژی‌های تجدیدپذیر،
دانشگاه صنعتی ارومیه، ارومیه، ایران، کدپستی:
۴۱۹-۵۷۱۵۵

* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:

mbayati@uut.ac.ir

در این تحقیق عملکرد موتور توربوجت J85-GE21 با تحلیل انرژی اجزای تشکیل‌دهنده آن مورد ارزیابی قرار گرفته است. با استفاده از روابط تعادل انرژی، عملکرد موتور توربوجت و اجزای آن برای بارگذاری‌های توانی مختلف در دو ارتفاع سطح دریا و ۱۱,۰۰۰ متری و در چندین سرعت پروازی بررسی شده است. بالاترین بازده انرژی در سطح دریا مربوط به کمپرسور با ۹۶/۷۲٪ بوده و پس از آن نازل و توربین به ترتیب با ۹۳/۷۰٪ و ۹۲/۳۱٪ قرار دارند. با کاهش سرعت هوای ورودی به موتور در هر ارتفاعی، بازده تمامی اجزاء موتور و بازده کلی کاهش یافت. کمترین بازده انرژی در سطح دریا مربوط به پس‌سوز با ۵۴/۸۱٪ و پس از آن محفظه احتراق با ۸۰/۴۲٪ بود. افزایش ارتفاع باعث کاهش ۷۰٪ اتلاف انرژی موتور می‌شود. بازده کلی موتور با فرض ثابت بودن فشار هوا با افزایش درجه حرارت هوای ورودی به ازای هر یک درجه افزایش درجه حرارت، ۰/۴۵٪ کاهش می‌یابد.

واژه‌های کلیدی: تحلیل انرژی، موتور توربوجت، بازده انرژی، اتلاف انرژی، نرخ انرژی

Performance Evaluation of a Turbojet Engine by Exergy Analysis of its Components

In this research, the performance of the J85-GE21 turbojet engine by exergy analysis of engine components was evaluated. The performance of the engine and its components for different power loads, at S.L. and 11000 meters and several different speeds, was investigated by the equilibrium exergy and energy equations. The highest exergy efficiency at sea level was related to the compressor by 96.72%, and then the nozzle and turbine by 93.70% and 92.31%, respectively. By reducing the inlet air speed to the engine at any altitude, the efficiency of all engine components and overall efficiency decreased. The lowest exergy efficiency at sea level related to afterburner was 54.81%, and then the combustion chamber was 80.42%. Increasing the altitude reduces the exergy destruction of the engine by 70%. It was found that the overall efficiency of the turbojet engine was reduced by 0.45% due to increasing one air inlet engine temperature rise by assuming that the air pressure was constant.

Keywords: Exergy Analysis, Turbojet Engine, Exergy Efficiency, Exergy Losses, Exergy Rate

M. Bayati^{1*}

1- Group of Aerospace Engineering,
Department of Renewable Energies,
Urmia University of Technology,
Postal Code: 57155419, Urmia,
IRAN

* Assistant Professor (Corresponding
Author): Email:

mbayati@uut.ac.ir

(علمی-ترویجی)

مرئضی بیاتی

۱- مقدمه

کاربر یا اپراتور سیستم درباره سیستم بدهد که برای طراحی و عملکرد مقرون به صرفه سیستم مفید می‌باشند [۱۰]. بالی [۱۱] به تحقیق در مورد آگزرژی و اقتصاد آگزرژی موتور هواپیما به نام J69-T25A پرداخت. وی بازده آگزرژی موتور را ۳۴/۸٪ و هزینه آگزرژی و هزینه واحد آگزرژی گازهای خروجی موتور جت را ۶۱۸/۶ و ۷۰/۹۶ \$/GW بدست آورد. تورگات [۱۲] پارامترهای نرخ هزینه نیروی جلوبرندگی را برای موتور توربینی پره‌دار توسعه داد. نرخ هزینه نیروی جلوبرندگی در حدود ۱۳۸/۹ \$/hkN برای نیروی جلوبرندگی فن و ۳۰۴/۴ \$/hkN برای نیروی جلوبرندگی هسته موتور محاسبه شد. آیدین^۵ [۱۳] تحلیل‌های آگزرژی و اقتصاد آگزرژی موتور توربینی ملخ‌دار را ۳۹۶ \$/h و ۷۸/۵ \$/GW تعیین کرد.

تحلیل آگزرژی-زیست محیطی برای نظارت بر روی تأثیرات زیست محیطی هم توربین‌های گازی [۱۴] و هم توربین‌های هوایی [۱۵] انجام می‌شود. در تحلیل آگزرژی-زیست محیطی، ارزیابی سیکل عمر به صورت موثر و مناسبی با تحلیل آگزرژی ترکیب شده و اطلاعاتی درباره اثرات مرتبط با ناکارآمدی ترمودینامیک (افت آگزرژی) از یک سو و اثرات مرتبط با ساخت، عملکرد و نگهداری و انهدام اجزا از سوی دیگر تولید می‌نماید. التونتاس^۶ [۱۶] تحلیل آگزرژی-زیست محیطی موتور هواپیمای ملخ‌دار پیستونی خنک‌کاری شده با هوا و احتراق جرقه‌ای برای حالت‌های برخاست، سیر مستقیم و فرود، انجام دادند. علاوه بر این، بعضی از تحقیقات در مورد بهینه‌سازی ترمودینامیکی موتورهای تحلیل سیکل پرواز و تأثیر افت‌های انرژی بر روی طراحی موتورهای هواپیماها صورت گرفته است. بیجان و زمیس^۷ [۱۷] الزامات تحلیل آگزرژی و بهینه‌سازی ترمودینامیکی در توسعه هواپیماها را تعیین نمودند. بالی [۱۸] عملکرد یک موتور توربوپراپ را با تحلیل‌های آگزرژی و پایداری مورد بررسی قرار داد. در کار سه‌پرت^۸ [۱۹] عملکرد موتور جت فضایی بر حسب محرک‌های پایه ترمودینامیکی شرح داده شد.

قانون بقای انرژی، اطلاعاتی در مورد بازگشت‌ناپذیری ترمودینامیکی ارائه نمی‌دهد ولی آنالیز آگزرژی بیان می‌کند که انرژی همان‌طور که دارای کمیت می‌باشد، دارای کیفیت نیز بوده و فرایندها در جهت کاهش کیفیت انرژی صورت می‌پذیرند. تلاش‌ها برای اندازه‌گیری کیفیت یا پتانسیل کار انرژی منجر به تعریف مشخصه‌های آنتروپی و آگزرژی شده است [۲۰].

نوآوری‌ها در نیروی محرکه، عامل اصلی پیشرفت در حمل و نقل هوایی می‌باشد. پیشرفت‌های شگفت‌انگیز در بازده و کارایی نیروی محرکه، این امکان را فراهم می‌سازد تا هواپیماها در سرعت‌های بالاتر و در مسافت‌های طولانی‌تری با حمل محموله‌های بیشتری، حرکت کنند [۱]. در سال‌های ۱۹۸۹ تا ۲۰۰۹، ترافیک برنامه‌ریزی شده کلی که در واحد تن کیلومتر انجام گرفته بود، افزایش ۴/۴ درصدی در نرخ متوسط سالیانه را نشان می‌دهد. [۲]. انتظار می‌رود که مصرف انرژی در صنعت حمل و نقل هوایی و تولید آلاینده افزایش پیدا کرده و تا زمانیکه اقداماتی انجام نشود که نرخ تغییرات غالب در تکنولوژی و عملکردها را به صورت قابل توجهی تغییر دهد، تأثیر انتشار گازهای آلاینده صنعت حمل و نقل هوایی در کیفیت هوای محلی و آب و هوا، افزایش پیدا خواهد کرد [۳]. کاهش مصرف انرژی همراه با بهبود تأثیرات زیست محیطی از اهمیت زیادی برخوردار است [۴]. تأثیرات زیست محیطی گازهای آلاینده را می‌توان با افزایش بازده استفاده از سوخت، کاهش داد [۵]. تجزیه و تحلیل‌های ترمودینامیکی (انرژی و آگزرژی) برای ارزیابی و بررسی بازده و کارایی سیستم‌های گرمایی مورد استفاده قرار گرفته است. آگزرژی که با افت انرژی در حین پروسه، تولید آنتروپی و فرصت‌های از دست رفته برای انجام کار مرتبط است، می‌تواند به عنوان ابزاری برای تعیین موقعیت، نوع و اندازه حقیقی افت‌های انرژی و خرابی‌ها، مورد استفاده قرار گیرد [۶]. محققان تحقیقات بسیاری در زمینه کارایی‌های انرژی، آگزرژی، اقتصاد آگزرژی و اقتصاد زیست محیطی موتورهای هواپیمایی گزارش کرده‌اند. در مورد عملکرد موتور هواپیما تأثیر محیط و ارتفاع بر روی می‌توان به کار اتیل و روزین^۱ [۷] اشاره کرد که با تحلیل آگزرژی، کاهش بازده موتور توربوجت را با افزایش ارتفاع نشان داد. تورگات^۲ [۸] به تحلیل آگزرژی موتور توربوجن همراه با واحد افزاینده، در سطح دریا و ارتفاع ۱۱,۰۰۰ متری پرداخته و افت و بازده آگزرژی هر یک از اجزای موتور را تعیین کردند. توران^۳ [۹] تأثیر ارتفاع مرجع را بر بازده آگزرژی موتور توربینی پره‌دار با استفاده از روش آگزرژی ویژه مورد تحلیل قرار داد و نشان داد که افزایش در ارتفاع مرجع، کاهش بازده آگزرژی و افزایش بازده انرژی را به همراه دارد. اقتصاد آگزرژی شاخه‌ای از مهندسی می‌باشد که به صورت مناسبی در سطح اجزای سیستم، ارزیابی‌های ترمودینامیک را براساس تحلیل آگزرژی با اصول اقتصاد انجام می‌دهد تا اطلاعاتی را برای

4. Balli

5. Aydin

6. Altuntas

7. Bejan and Siems

8. Sohret

1. Etele and Rosen

2. Turgut

3. Turan

در روابط (۹-۱۲)، ترم‌های $c_{P,a}, \dot{m}_a, P, R_a, \dot{W}_{AC}, \eta_{AC}$ و μ_a به ترتیب بازده ایزنتروپیک کمپرسور، نرخ کار کمپرسور، ثابت جهانی گاز هوا، فشار، جریان جرم هوا، ظرفیت گرمای ویژه و نسبت گرمای ویژه هوا هستند. زیرنویس AC به کمپرسور و زیرنویس a به هوا اشاره دارد.

• محفظه احتراق^۲

$$\dot{m}_m c_{P,a,in} T_{in} + \eta_{CC} \dot{m}_f .LHV = \dot{m}_g c_{P,g} T_{out} \quad (7)$$

$$\dot{m}_m + \dot{m}_f = \dot{m}_g \quad (8)$$

در روابط (۷) تا (۸) ترم‌های $LHV, \dot{m}_g, \dot{m}_f, C_{P,g}$ و η_{CC} به ترتیب مقادیر گرمای کم سوخت، جریان جرمی گاز احتراق، جریان جرمی سوخت، ظرفیت گرمایی ویژه گاز احتراق و بازده انرژی احتراق هستند [۱۰]. زیرنویس g به گاز داغ، زیرنویس f به سوخت و زیرنویس CC به محفظه احتراق اشاره دارد.

• توربین گاز^۳

$$T_{out} = T_{in} \left\{ 1 - \eta_{GT} \left[1 - \left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{1-\mu_g}{\mu_g}} \right] \right\} \quad (9)$$

$$\dot{m}_m = \dot{m}_{out} = \dot{m}_g \quad (10)$$

$$\dot{W}_{GT} = \dot{m}_g (c_{P,g,in} T_{in} - c_{P,g,out} T_{out}) \quad (11)$$

$$\mu_g = \frac{1}{1 - (R_g / c_{P,g})} \quad (12)$$

در روابط (۹) تا (۱۲) ترم‌های $R_g, \dot{W}_{GT}, \eta_{GT}, \mu_g$ به ترتیب نسبت گرمای ویژه گاز احتراق، بازده ایزنتروپیک توربین، نرخ کار توربین و ثابت جهانی گاز احتراق هستند. زیرنویس GT به توربین اشاره دارد.

• نازل^۴

دما در خروجی نازل طبق رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود [۷] که در آن T_{in} دمای ورودی و T_{out} دمای خروجی نازل بر حسب درجه کلون و c سرعت صوت در خروجی نازل بر حسب متر بر ثانیه است. فشار خروجی نازل فشار محیط می‌باشد.

$$T_{out} = T_{in} - c^2 / (2c_p) \quad (13)$$

در این پژوهش در ابتدا روابط تعادل انرژی و انرژی برای موتور توربوجت J85-GE-21 و اجزای آن استخراج شده و سپس عملکرد این سیستم و اجزای آن در بارگذاری‌های توانی مختلف که در شرایط پروازی متفاوت روبرو خواهد شد، با استفاده از پارامترهای انرژی و انرژی ارزیابی شده است. با این روش، بررسی سریع و مطمئن از موتور و اجزای سازنده آن در هر شرایط پروازی جدید فراهم خواهد شد. همچنین، سهم اجزای موتور در افزایش و یا کاهش راندمان و عملکرد موتور در شرایط پروازی جدید مشخص به‌دست خواهد آمد.

۲- تحلیل انرژی

هر موازنه انرژی برای هر حجم کنترلی در حالت پایا به صورت رابطه (۱) نوشته می‌شود.

$$\dot{Q} - \dot{W} + \sum_{in} \dot{E}_{in} - \sum_{out} \dot{E}_{out} = 0, \quad (1)$$

که در آن، \dot{Q} و \dot{W} نرخ‌های خالص انتقال انرژی توسط گرما و کار می‌باشند و نشان‌دهنده نرخ انرژی ورودی و خروجی جریان است [۲۱]. معادلات موازنه انرژی و جرم برای اجزای اساسی موتور توربوجت J85-GE-21 نشان داده شده شکل ۱ اعمال شدند. اجزای موتور شامل دیفیوزر ورودی هوا، کمپرسور، توربین، محفظه احتراق، پس‌سوز و نازل خروجی می‌باشد که ترتیب آنها در شکل ۱ نشان داده شده است. هر یک از اجزای موتور به صورت حجم کنترلی و پایا در نظر گرفته شده است. مقادیر آنتالپی، نرخ انرژی گرمایی، نرخ کار در جریان ورودی و خروجی هر جزء با معادلات حاکم محاسبه شد. معادلات حاکم برای کمپرسور، محفظه احتراق، توربین گاز و دیگر اجزا به صورت معادلات زیر داده شده‌اند [۲۲-۲۳].

• کمپرسور هوا

$$T_{out} = T_{in} \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{AC}} \left[\left(\frac{P_{out}}{P_{in}} \right)^{\frac{\mu_a-1}{\mu_a}} - 1 \right] \right\} \quad (2)$$

$$\dot{m}_m = \dot{m}_{out} = \dot{m}_a \quad (3)$$

$$\dot{W}_{AC} = \dot{m}_a (c_{P,a,out} T_{out} - c_{P,a,in} T_{in}) \quad (4)$$

$$\mu_a = \frac{1}{1 - (R_a / c_{P,a})} \quad (5)$$

$$C_{P,a}(T) = 1.04841 - \left(\frac{3.83719T}{10^4} \right) + \left(\frac{9.45378T^2}{10^7} \right) - \left(\frac{5.49031T^3}{10^{10}} \right) + \left(\frac{7.92981T^4}{10^{14}} \right) \quad (6)$$

1. Air Compressor (AC)

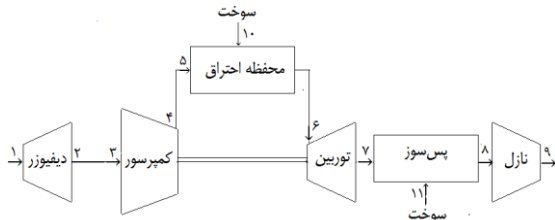
2. Combustion Chamber (CC)
3. Gas Turbine (GT)
4. Exhaust Diffuser (ED)

(علمی-ترویجی)
مرتضی بیاتی

• نازل

$$\psi_{ED} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} \quad (21)$$

که در آن، ψ و $\dot{E}x_{kn}$ بیانگر بازدهٔ انرژی و نرخ انرژی جنبشی گاز خروجی است.



شکل (۱): دیاگرام نمایش موتور توربوجت.

۴- موازنهٔ احتراق و ظرفیت گرمایی ویژه انتشار آلاینده‌ها

در معادلهٔ موازنهٔ احتراق و ظرفیت گرمایی ویژه انتشار آلاینده‌ها با توجه به مشخص بودن دمای ورودی و خروجی هر جزء، مقدار نسبت هوا به سوخت و ترکیبات در خروجی اتاق احتراق مجهول است. با تقسیم کردن معادلهٔ احتراق به دبی سوخت می‌توان مقدار نسبت مولی سوخت به هوا را به عنوان مجهول در نظر گرفت. معادلهٔ احتراق به صورت رابطه (۲۲) نوشته می‌شود.

$$Q_{cv} - W_{cv} + n_f \bar{h}_f + n_{air} \bar{h}_{air} - n_{Pr} \bar{h}_{Pr} = 0 \quad (22)$$

$$\rightarrow Q_{cv} = n_{Pr} \bar{h}_{Pr} - (n_f \bar{h}_f + n_{air} \bar{h}_{air})$$

مشاهده می‌شود که درصد ترکیبات خروجی تنها به نسبت مولی سوخت به هوا (λ) و درصد ترکیبات ورودی وابسته است. در نتیجه در معادلهٔ قانون اول ترمودینامیک در محفظهٔ احتراق فقط λ مجهول خواهد بود. با قرار دادن معادلهٔ احتراق در یک طرف می‌توان مقادیر آن را به سادگی محاسبه نمود. پس از محاسبهٔ λ طبق رابطه (۲۳)، مقادیر درصد ترکیبات قابل محاسبه خواهند بود.

$$\lambda = \frac{0.7653(\bar{h}_{N_2,air} - \bar{h}_{N_2,Pr})}{q_{loss} - \bar{h}_f + \bar{h}_{CO_2,Pr} + 2\bar{h}_{H_2O,Pr} - 2\bar{h}_{O_2,Pr}} + \frac{0.2035(\bar{h}_{O_2,air} - \bar{h}_{O_2,Pr})}{q_{loss} - \bar{h}_f + \bar{h}_{CO_2,Pr} + 2\bar{h}_{H_2O,Pr} - 2\bar{h}_{O_2,Pr}} + \frac{0.0303(\bar{h}_{H_2O,air} - \bar{h}_{H_2O,Pr})}{q_{loss} - \bar{h}_f + \bar{h}_{CO_2,Pr} + 2\bar{h}_{H_2O,Pr} - 2\bar{h}_{O_2,Pr}} + \frac{0.000345(\bar{h}_{CO_2,air} - \bar{h}_{CO_2,Pr})}{q_{loss} - \bar{h}_f + \bar{h}_{CO_2,Pr} + 2\bar{h}_{H_2O,Pr} - 2\bar{h}_{O_2,Pr}} \quad (23)$$

۳- تحلیل انرژی

موازنهٔ انرژی برای یک حجم کنترلی در حالت پایا به صورت زیر نوشته می‌شود:

$$\sum (1 - \frac{T_o}{T_k}) \dot{Q}_k - \dot{W} + \sum \dot{E}x_{in} - \sum \dot{E}x_{out} - \dot{E}x_D = 0, \quad (14)$$

که در آن، \dot{Q}_k نرخ انتقال گرما از مرزها در دمای T_k ، \dot{W} نرخ کار، $\dot{E}x_D$ نرخ انرژی جنبشی جریان ورودی و خروجی و $\dot{E}x_D$ نرخ تخریب انرژی می‌باشد. در غیاب اثرات نیروهای هسته‌ای، مغناطیسی، الکتریکی و تنش‌های سطحی در سیستم‌های گرمایی، انرژی جنبشی کلی برای جریان از طریق سیستم از رابطه (۱۵) تعیین می‌شود.

$$\dot{E}x = \dot{m}(\epsilon_{kn} + \epsilon_{pt} + \epsilon_{ph} + \epsilon_{ch}), \quad (15)$$

که در آن، $\epsilon_{kn}, \epsilon_{pt}, \epsilon_{ph}, \epsilon_{ch}$ به ترتیب انرژی جنبشی ویژه، انرژی پتانسیل ویژه، انرژی فیزیکی ویژه و انرژی شیمیایی ویژه می‌باشند. در این پژوهش، از تغییرات در انرژی پتانسیل صرف نظر شده و انرژی جنبشی فقط در نازل لحاظ شده است. با توجه به تعریف گاز ایده‌ال، انرژی فیزیکی ویژه برای هوا و گازهای احتراق با ظرفیت گرمایی ویژه ثابت به صورت رابطه (۱۶) نوشته می‌شود [۲۱].

$$\epsilon_{ph} = c_{p(0)} [T - T_0 - T_0 \ln(\frac{T}{T_0})] + RT_0 \ln(\frac{P}{P_0}) \quad (16)$$

انرژی شیمیایی ویژه سوخت مایع ($C_x H_y O_z S_r$) در واحد جرم از رابطه (۱۷) تعیین می‌شود.

$$\frac{\epsilon_{ch,f}}{LHV} = \gamma_f \cong 1.0401 + 0.01728 \frac{y}{x} + 0.0432 \frac{z}{x} + 0.2196 \frac{\sigma}{x} (1 - 2.0628 \frac{y}{x}), \quad (17)$$

که در آن، γ_f نشان دهندهٔ تابع درجهٔ انرژی سوخت می‌باشد که برای نوع نفت سفید (JP-4) برابر با ۱/۰۶۷۸۹ است. انرژی جنبشی هم از رابطه $\dot{m}V^2/2$ حساب شده است. معادلهٔ بازدهٔ انرژی اجزای اساسی موتور توربوجت مد نظر به صورت روابط زیر تعریف می‌شوند.

• کمپرسور هوا

$$\psi_{AC} = \frac{\dot{E}x_{out} - \dot{E}x_{in}}{\dot{W}_{AC}} \quad (18)$$

• محفظهٔ احتراق

$$\psi_{CC} = \frac{\dot{E}x_{out}}{\dot{E}x_{in}} = \frac{\dot{E}x_{out,g}}{\dot{m}_f \cdot \epsilon_{ch} + \dot{E}x_{in,a}} \quad (19)$$

• توربین گاز

$$\psi_{GT} = \frac{\dot{W}_{GT}}{\dot{E}x_{in} - \dot{E}x_{out}} \quad (20)$$

همچنین، در محفظه احتراق به مقدار ۵٪ فشار ورودی، افت فشار در نظر گرفته می‌شود. با توجه به مشخص بودن میزان λ مقدار دبی سوخت با توجه به دبی هوا از رابطه (۲۴) تعیین می‌شود [۱۰].

$$\lambda = \frac{\dot{n}_f}{\dot{n}_{air}}, \quad 1 + \lambda = \frac{\dot{n}_{PT}}{\dot{n}_{air}} \quad (24)$$

در این کار، فرضیاتی که در نظر گرفته شده‌اند که عبارتند از:

- ۱- موتور J85-GE-21 در حالت پایا و جریان پایا عمل می‌کند،
- ۲- اصول ترکیب گاز ایده‌ال برای گازهای هوا و احتراق اعمال شده‌اند،
- ۳- واکنش احتراق یک واکنش کامل می‌باشد،
- ۴- سوخت تزریقی به محفظه احتراق سوخت جت JP-4 می‌باشد،
- ۵- ارزش حرارتی پایین سوخت به مقدار ۴۲,۸۰۰ kJ/kg در نظر گرفته شده است،
- ۶- کمپرسور و محفظه احتراق، آدیباتیک در نظر گرفته شده‌اند،
- ۷- تغییرات انرژی پتانسیل و انرژی پتانسیل در موتور J85-GE-21 قابل صرف نظر کردن هستند،
- ۸- دما و فشار محیط به ترتیب ۲۹۸/۱۵ K و ۱۰۰/۰۱ kPa است و
- ۹- هوا متشکل از ۷۷/۴۸٪ نیتروژن، ۲۰/۵۹٪ اکسیژن، ۰/۰۳٪ دی اکسید کربن و ۱/۹٪ بخار آب می‌باشد و دیگر ذرات ناچیز در نظر گرفته شده‌اند.

۵- اعتبارسنجی کد

جهت اعتبارسنجی کد تهیه شده، سیکلی مشابه مرجع [۲۴] با شرایط کاری آن پیاده سازی شد و نتایج جدول ۱ بدست آمد. همان‌طور که از نتایج جدول ۱ مشخص است، بین فشار، دما و نرخ انرژی اجزای مدل شده با داده‌های مرجع، اختلاف دماها زیر ۱۰ درجه کلوین، اختلاف فشارها زیر ۵ کیلوپاسکال و درصد اختلاف نرخ‌های انرژی زیر ۵ درصد است.

۶- نتایج و بحث

در این تحقیق آنالیز انرژی اجزای انجام گرفته بر روی موتور توربوجت J85-GE-21 برای دو ارتفاع انتخابی سطح دریا و ارتفاع ۱۱,۰۰۰ متری در عدد ماخ های ۰/۱، ۰/۲، ۰/۳ و ۰/۶

انجام شده است. همچنین تأثیر درجه حرارت هوای ورودی بر بازده کلی موتور مورد ارزیابی قرار گرفته است. جدول ۲ اطلاعات مربوط به دما، فشار، نرخ جریان جرمی، انرژی فیزیکی، شیمیایی و جنبشی به همراه نرخ انرژی مجموع برای قسمت‌های مختلف موتور در سطح دریا و عدد ماخ ۰/۶ نشان می‌دهد. با استفاده از مقادیر جدول ۲، بازده انرژی، اتلاف انرژی و نرخ انرژی تولیدی قسمت‌های مختلف موتور محاسبه شده که در جدول ۳ آورده شده است. همچنین، مقادیر انرژی تولیدی و بازده انرژی با داده‌های مرجع [۲۵] مقایسه شده است.

بازده انرژی نسبت انرژی خروجی جزء به انرژی ورودی به آن جزء است. همچنین، نرخ اتلاف انرژی اختلاف بین انرژی ورودی و انرژی خروجی می‌باشد. نرخ انرژی تولیدی هم نسبت تخریب انرژی در دمای ۲۹۸/۱۵ کلوین می‌باشد. بازده آیزوتروپیک ۹۰٪ برای کمپرسور و ۸۵٪ برای توربین در نظر گرفته شده است. طبق محاسبات انجام شده اتلاف ناشی از لحاظ کردن راندمان آیزوتروپیک برای کمپرسور در سطح دریا مقدار ۹۵/۷۶۷kW و برای توربین در همین شرایط ۳۸/۲۷۶۱ kW خواهد بود. جهت مقایسه بهتر مقادیر جدول ۳، این مقادیر توسط گراف‌هایی در شکل‌های ۲-۴ ارائه شده‌اند. بالاترین بازده انرژی مربوط به کمپرسور می‌باشد. پس از آن نازل و توربین و در آخر پس‌سوز است. علت پایین بودن بازده پس‌سوز در مقایسه با محفظه احتراق را می‌توان اینگونه توجیه کرد که در پس‌سوز تقریباً سه برابر محفظه احتراق سوخت مصرف شده ولی در حدود یک سوم نیروی پیشرانندگی افزایش می‌یابد. بالاترین اتلاف انرژی مربوط به پس‌سوز و پس از آن محفظه احتراق و نازل است.

با توجه به نرخ انرژی تولیدی از شکل ۴، از نظر بازگشت‌ناپذیری فرآیندها، پس‌سوز در رتبه اول و محفظه احتراق در رتبه دوم بازگشت‌ناپذیری قرار دارد. بنابراین، فرآیند احتراق در موتور به شدت بازگشت‌ناپذیر است. نازل خروج به جهت تغییر سریع در سطح مقطع در رتبه سوم قرار دارد. جدول ۴ مقادیر بازده و اتلاف انرژی و همچنین نرخ انرژی تولیدی را در عدد ماخ ۰/۳ در سطح دریا نشان داده و با داده‌های مرجع [۲۵] مقایسه می‌کند. با کاهش سرعت هوای ورودی و در نتیجه کاهش جریان جرمی هوا، بازده تمامی قسمت‌های موتور به همراه بازده کلی موتور کاهش می‌یابد.

1. Lower Heating Value (LHV)

(علمی-ترویجی)
مرتضی بیاتی

جدول (۱): مقایسه داده‌های مدل با داده‌های مرجع [۲۴].

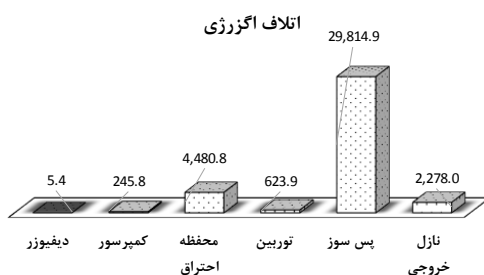
جزء موتور	فشار (kPa)		دما (K)		نرخ آگزری (kW)	
	مدل	مرجع [۲۴]	مدل	مرجع [۲۴]	مدل	مرجع [۲۴]
ورودی کمپرسور	۱۰۱/۳۲۵	۱۰۱/۳۲۵	۲۸۸/۱۵	۲۸۸/۱۵	۰	۰
خروجی کمپرسور	۴۱۹/۲۳	۴۱۵/۴۳۳	۴۷۰/۵	۴۷۸/۲	۱۴۳۶/۵۳	۱۳۸۲/۶۳
محفظه احتراق	۱۰۱/۳۲۵	۱۰۱/۳۲۵	۲۹۸/۱۵	۲۹۸/۱۵	۷۳۲۴/۸۷	۷۵۹۹/۲۵
ورودی توربین	۳۹۷/۶۴	۳۹۴/۶۶۱	۱۰۲۸/۱۵	۱۰۳۳/۵۵	۵۱۶۴/۵۵	۵۲۸۷/۴
ورودی نازل	۱۳۶/۲۱۴	۱۳۳/۷۸۳	۸۸۹/۹	۸۹۱/۳	۳۱۸۶/۷۶	۳۲۴۸/۳
خروجی نازل	۱۳۲/۸۲	۱۳۱/۱۰۸	۸۸۵/۴۵	۸۸۹/۰۶	۳۱۳۶/۳۶	۳۱۱۲/۱۵

جدول (۲): مشخصات ترمودینامیکی اجزای موتور توربوجت در سطح دریا و ماخ ۰/۶.

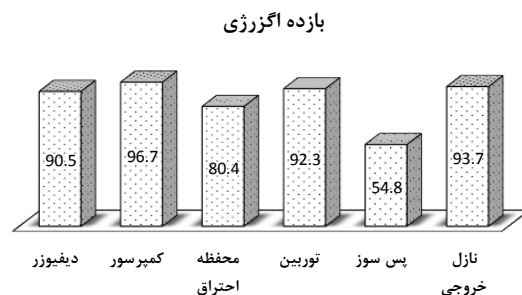
اجزای موتور توربوجت J85GE-21	دما (K)	فشار (kPa)	دبی جرمی (kg/s)	نرخ آگزری فیزیکی (kW)	نرخ آگزری شیمیایی (kW)	نرخ آگزری جنبشی (kW)	نرخ آگزری کل (kW)
ورودی دیفیوزر	۲۹۸/۱۵	۱۰۱/۳۰۰	۲۸/۴۱۲	۰/۰۰	۰/۰۰	۵۶۸/۲۴۳	۵۶۸/۲۴۳
خروجی دیفیوزر	۳۱۸/۰۵	۱۲۴/۲۴۶	۲۸/۴۱۲	۵۱۴/۵۶۳	۰/۰۰	۰/۰۰	۵۱۴/۵۶۳
ورودی کمپرسور	۳۱۸/۰۵	۱۲۴/۲۴۶	۲۴/۱۵۰	۴۳۷/۳۷۸	۰/۰۰	۰/۰۰	۴۳۷/۳۷۸
خروجی کمپرسور	۶۲۵/۶۸	۱۱۱۸/۲۱۶	۲۴/۱۵۰	۷۶۷۹/۵۲۶	۰/۰۰	۰/۰۰	۷۶۷۹/۵۲۶
ورودی محفظه احتراق	۶۲۵/۶۸	۱۱۱۸/۲۱۶	۱۴/۴۹۰	۴۶۰۷/۷۱۶	۰/۰۰	۰/۰۰	۴۶۰۷/۷۱۶
ورودی توربین	۱۷۰۹/۶	۲۱۳۸/۷۸۶	۱۴/۸۹۰	۱۸۴۰۹/۲۲۰	۰/۰۰	۰/۰۰	۱۸۴۰۹/۲۲۰
ورودی پس سوز	۱۱۸۴/۰۲	۵۳۴/۶۹۶	۱۴/۸۹۰	۱۰۲۹۷/۳۶۰	۰/۰۰	۰/۰۰	۱۰۲۹۷/۳۶۰
خروجی پس سوز	۲۹۳۳/۵۴	۱۲۶۳/۸۲۵	۱۸/۹۵۰	۳۶۱۷۰/۴۰۰	۰/۰۰	۰/۰۰	۳۶۱۷۰/۴۰۰
خروجی نازل	۲۸۶۶/۰۵	۱۰۱/۳۰۰	۱۸/۹۵۰	۳۲۷۸۱/۳۲۰	۰/۰۰	۱۱۱۱/۱۰۳	۳۳۸۹۲/۴۳
سوخت محفظه احتراق	۳۵۳/۰۰	۲۷۵۷/۰۰	۰/۴۰۰	۰/۰۰	۱۸۲۸۲/۳۳	۰/۰۰	۱۸۲۸۲/۳۳
سوخت پس سوز	۳۵۳/۰۰	۱۱۰۳/۱۵۲	۱/۲۱۸	۰/۰۰	۵۵۶۸۷/۹۷	۰/۰۰	۵۵۶۸۷/۹۷

جدول (۳): بازده و اتلاف آگزری و نرخ آنتروپی تولیدی اجزای موتور در سطح دریا و ماخ ۰/۶.

اجزاء موتور	آنتروپی تولیدی (kW/K)		اتلاف آگزری (kW)		درصد بازده آگزری
	مدل	مرجع [۲۵]	مدل	مرجع [۲۵]	
دیفیوزر	۰/۱۸۰	۰/۱	۵/۳۶۸	-	۹۰
کمپرسور	۰/۲۲۴۳	۰/۱۵	۲۴۵/۷۷۸	-	۹۷
محفظه احتراق	۱۵/۰۲۹	۱۴/۵	۴۴۸۰/۸۲۴	-	۸۲
توربین	۲/۰۹۳	۲/۱	۶۲۳/۹۳۷	-	۹۱
پس سوز	۵۹/۹	۵۴/۸	۲۹۸۱۴/۹۳۰	-	۵۸
نازل خروجی	۷/۶۴۰	۷/۶۴	۲۲۷۷/۹۷۳	-	۹۶
موتور توربوجت	۱۳۶/۳۲۷	۱۳۲/۵	۴۰۶۴۶/۱۲۳	-	۵۰



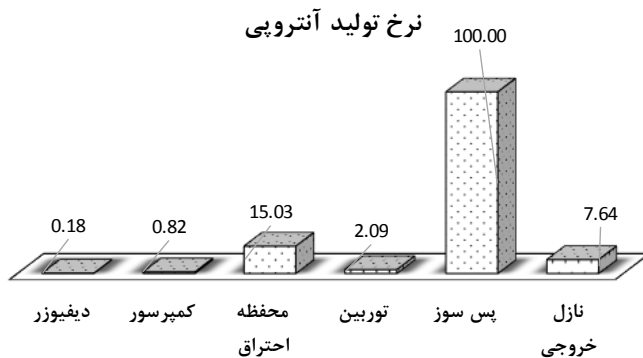
شکل (۳): مقایسه نرخ اتلاف آگزری اجزای موتور در سطح دریا در ماخ ۰/۶.



شکل (۲): بازده آگزری اجزای موتور در سطح دریا در ماخ ۰/۶.

(علمی-ترویجی)

ارزیابی عملکرد یک موتور توربوجت با تحلیل انرژی اجزای آن

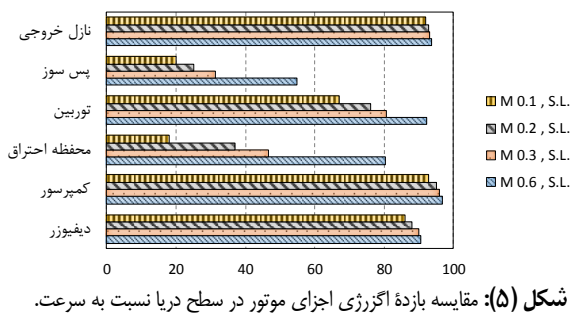


شکل (۴): انرژی تولیدی اجزا در سطح دریا و ماخ ۰/۶.

جدول (۴): بازده و اتلاف انرژی و نرخ انرژی تولیدی اجزای موتور در سطح دریا و ماخ ۰/۳.

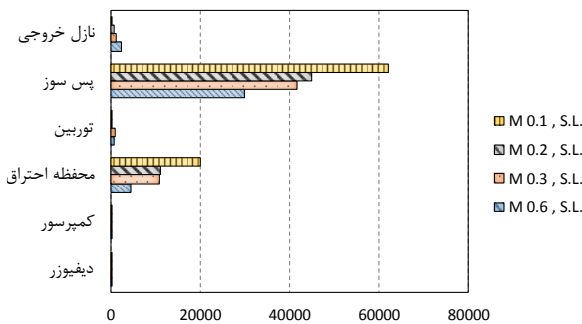
اجزاء موتور	انرژی تولیدی (kW/K)		اتلاف انرژی (kW)		درصد بازده انرژی	
	مدل	مرجع [۲۵]	مدل	مرجع [۲۵]	مدل	مرجع [۲۵]
دیفیوزر	۲/۳۵۶	۲/۳۵۸	۷/۰۲۴	-	۹۰/۱	۹۰/۱۱
کمپرسور	۴/۶۶۵	۳/۹۸	۱۳۹/۰۸۲	-	۹۷/۵	۹۶/۱۰
محفظة احتراق	۳۶/۶۴۶	۳۲	۱۰۸۷۱/۶۸۰	-	۴۸	۴۶/۶۳
توربین	۲/۸۴۹	۲/۸۵	۸۴۹/۶۴۴	-	۸۰/۸	۸۰/۷۷
پس سوز	۱۳۹/۷۶۹	۱۳۵/۸	۴۱۶۷۲/۲۳۰	-	۳۳/۱	۳۱/۴۳
نازل خروجی	۳/۶۸۲	۳/۶۸	۱۰۹۷/۹۶۵	-	۹۳/۳	۹۳/۲۵
موتور	۱۸۷/۹۶۱	۱۸۵/۴۸	۵۶۰۴۰/۶۰۰	-	۲۵/۶	۲۴/۳۱

بازده انرژی



شکل (۵): مقایسه بازده انرژی اجزای موتور در سطح دریا نسبت به سرعت.

اتلاف انرژی



شکل (۶): مقایسه اتلاف انرژی اجزای موتور در سطح دریا نسبت به سرعت.

در شکل های ۵ و ۶ جهت بررسی عملکرد قسمت های مختلف موتور نسبت به سرعت بازده انرژی و اتلاف آن در ارتفاع سطح دریا در عدد ماخ های ۰/۱، ۰/۲، ۰/۳ و ۰/۶ آورده شده است. کمپرسور بالاترین بازده انرژی ۹۶٪/۷ در عدد ماخ ۰/۶ را دارا می باشد و با کاهش سرعت بازده انرژی آن به حدود ۹۳٪ در عدد ماخ ۰/۱ می رسد. غیر از نازل خروجی که کاهش سرعت، تأثیر زیادی بر بازده انرژی آن ندارد، در بقیه اجزا کاهش بازده انرژی با کاهش سرعت محسوس است. بیشترین اتلاف انرژی مربوط به پس سوز با ۲۶،۳۷۳/۵۳۴ kW در عدد ماخ ۰/۱ که با افزایش عدد ماخ به ۰/۶، مقدار اتلاف انرژی کم شده و به ۲۹،۸۱۴/۹ kW می رسد. پس از آن محفظه احتراق با ۴،۴۸۰/۸ kW در مکان بعدی قرار دارد. همان طور که مشاهده می شود بازده انرژی با افزایش سرعت برای تمامی اجزا افزایش یافته است و محفظه احتراق نسبت به بقیه اجزا بیشتر تحت تأثیر افزایش سرعت است.

(علمی-ترویجی) مرتضی بیاتی

شکل‌های ۷ و ۸ به ترتیب تغییرات بازده و اتلاف اگزرژی را در دو ماخ ۰/۳ و ۰/۶ در ارتفاع ۱۱,۰۰۰ متری متری نشان می‌دهد و شکل ۹ بازده کلی موتور را در ارتفاع‌های مختلف در ماخ ۰/۳ نشان می‌دهد. مقایسه شکل‌های ۷ و ۸ با شکل‌های ۵ و ۶ نشان می‌دهد که با افزایش ارتفاع، بازده اگزرژی کمپرسور کمتر از ۱٪ کاهش، محفظه احتراق کمتر از ۱۶٪ افزایش، توربین حدود ۴۰٪ کاهش و پس‌سوز کمتر از ۱۰٪ افزایش خواهد داشت. اتلاف اگزرژی کلیه اجزای موتور به غیر از توربین که روند افزایشی داشته است، در بقیه اجزا و در کل موتور حدود ۷۰٪ کاهش اتلاف اگزرژی مشاهده می‌شود.

با افزایش ارتفاع فشار محیط کاهش می‌یابد. در نتیجه، تغییرات ارتفاع و فشار محیط با در نظر گرفتن ثابت بودن سایر شرایط تأثیر چندانی در راندمان اگزرژی ندارد. این بدان معناست که فقط به دلیل کاهش چگالی هوا با افزایش ارتفاع و در نتیجه کاهش کار انجام شده توسط کمپرسور، بازده اگزرژی کل موتور اندکی افزایش می‌یابد.

۷- نتیجه گیری

تحلیل اگزرژی اجزای موتورهای هوایی، می‌تواند به عنوان یک روش مفید و سریع برای ارزیابی موتور در شرایط مختلف پروازی بکار گرفته شود. در این پژوهش با تحلیل اگزرژی از موتور توربوجت J85-GE-21 با پس‌سوز و با سوخت مایع نفت سفید در شرایط پروازی مختلف نتایج عمده بدست آمده عبارتند از:

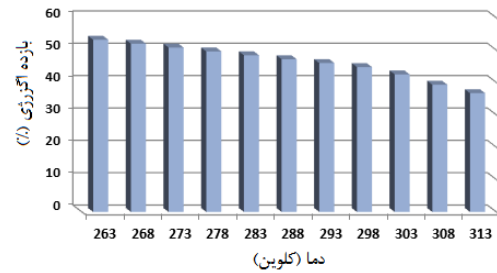
- ۱- بالاترین بازده اگزرژی در سطح دریا مربوط به کمپرسور با ۹۶٪/۷۲ و کمترین بازده اگزرژی مربوط به پس‌سوز با ۵۴٪/۸۱ است.
- ۲- با توجه به نرخ آنتروپی تولیدی قسمت‌های مختلف موتور در سطح دریا از نظر بازگشت‌ناپذیری فرایندها پس‌سوز در رتبه اول قرار دارد. محفظه احتراق و نازل خروجی نیز در مکان‌های دوم و سوم قرار دارند.
- ۳- بازده اگزرژی کمپرسور و توربین با افزایش ارتفاع کاهش یافته ولی بازده کلی موتور افزایشی بوده هرچند مقدار افزایش آن کمتر از ۱٪ است.

۴- اتلاف اگزرژی در تمام اجزای موتور به غیر از توربین با افزایش ارتفاع از سطح زمین تا ارتفاع طراحی موتور کاهش ۷۰٪ دارد.

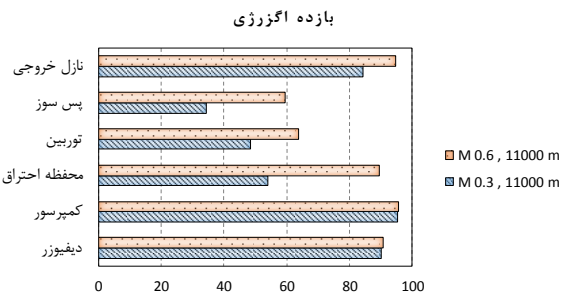
۵- بازده کلی موتور و همچنین بازده تمامی قسمت‌های آن در هر ارتفاعی با کاهش سرعت هوای ورودی به موتور از سرعت طراحی آن کاهش پیدا می‌کند. علت آن کاهش دبی جریان جرمی با کاهش سرعت است.

۶- بازده کلی موتور توربوجت با فرض ثابت بودن فشار هوا با افزایش درجه حرارت هوای ورودی به موتور به ازای هر یک درجه حرارت افزایش، ۰/۴۵٪ کاهش می‌یابد.

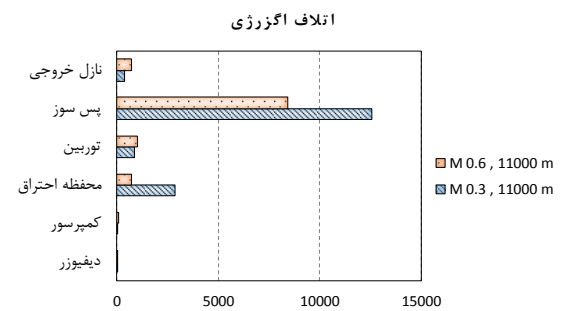
تأثیر دمای هوای ورودی به موتور بر بازده کلی موتور در شکل ۷ نشان داده شده است. بازده کلی موتور توربوجت با افزایش درجه حرارت هوای ورودی به موتور به ازای افزایش هر یک درجه حرارت، ۰/۴۵ درصد کاهش می‌یابد. با توجه به ثابت بودن فشار، علت این امر پایین آمدن چگالی هوای ورودی به موتور می‌باشد. بنابراین، برنامه‌ریزی برای پرواز در ساعات اولیه روز یا در شب که درجه حرارت هوا کمتر است، اقتصادی‌تر می‌باشد.



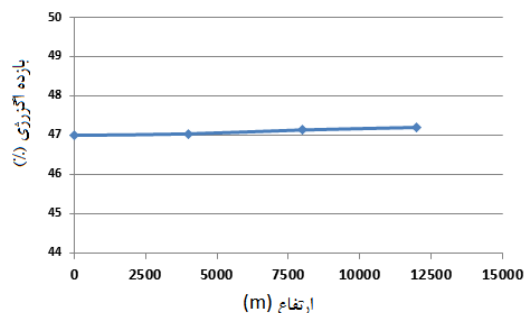
شکل (۷): تأثیر دمای هوای ورودی بر بازده موتور.



شکل (۸): مقایسه بازده اگزرژی اجزای موتور در ارتفاع ۱۱,۰۰۰ متری نسبت به سرعت.



شکل (۹): مقایسه اتلاف اگزرژی اجزای موتور در ارتفاع ۱۱,۰۰۰ متری نسبت به سرعت.



شکل (۱۰): تأثیر افزایش ارتفاع (کاهش فشار) بر بازده اگزرژی موتور.

۸- مراجع

- [1] Sehra, A.K. and Whitlow, J.W., "Propulsion and Power for 21st Century Aviation", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 40, pp. 199–235, 2004.
- [2] Yilmaz, I., M. Ilbas, Tastan, M., and Tarhan, C., "Investigation of Hydrogen Usage in Aviation Industry", *Energy Convers Manage*, Vol. 63, pp. 63–69, 2012.
- [3] Lee, J., "Can We Accelerate the Improvement of Energy Efficiency in Aircraft Systems?", *Energy Conversion and Management*, Vol. 51, No. 1, pp. 189–196, 2010.
- [4] Ozturk, M., Ozek, N., and Yuksel, Y.E., "Gasification of Various Types of Tertiary Coals: A Sustainability Approach", *Energy Conversion and Management*, Vol. 56, pp. 157–165, 2012.
- [5] Rosen, M.A., "Assessing Energy Technologies and Environmental Impacts with the Principles of Thermodynamics", *Applied Energy*, Vol. 72, No. 1, pp. 427–441, 2002.
- [6] Rosen, M.A. and Dincer, I., "Exergoeconomic Analysis of Power Plants Operating on Various Fuels", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 23, pp. 643–658, 2003.
- [7] Etele, J. and Rosen, M.A., "Sensitivity of Exergy Efficiencies of Aerospace Engines to Reference Environment Selection", *Exergy, An International Journal*, Vol. 1, No. 2, pp. 91–99, 2001.
- [8] Turgut, E.T., Karakoc, T.H. and Hepbasli, A., "Exergetic Analysis of an Aircraft Turbofan Engine", *International Journal of Energy Research*, Vol. 31, No. 14, pp. 1383–1397, 2007.
- [9] Turan, O., "Effect of Reference Altitudes for a Turbofan Engine with the Aid of Specific-Exergy Based Method", *International Journal of Exergy*, Vol. 11, No. 2, pp. 252–270, 2012.
- [10] Ahmadi, P. and Dincer, I., "Thermodynamic Analysis and Thermo-economic Optimization of a Dual Pressure Combined Cycle Power Plant with a Supplementary Firing Unit", *Energy Conversion and Management*, Vol. 52, pp. 2296–2308, 2011.
- [11] Balli, O., Aras, H., Aras, N., and Hepbasli, A., "Exergetic and Exergoeconomic Analysis of an Aircraft Jet Engine (AJE)", *International Journal of Exergy*, Vol. 5, No. 5/6, pp. 567–81, 2008.
- [12] Turgut, E.T., Karakoc, T.H., and Hepbasli, A., "Exergoeconomic Analysis of an Aircraft Turbofan Engine", *International Journal of Exergy*, Vol. 6, No. 3, pp. 277–94, 2009.
- [13] Aydin, H., Turan, O., Midilli, A., and Karakoc, T. H., "Exergetic and Exergo-Economic Analysis of a Turboprop Engine: A Case Study for CT7-9C", *International Journal of Exergy*, Vol. 11, No. 1, pp. 69–82, 2012.
- [14] Mobini, K., Mehrpanahi, K., and Hosseinalipour, S.M., "Thermo-economic Analysis of the Existing Options for Feed Water Heating Repowering, Using a Stepwise Method", *Aerospace Mechanics Journal*, Vol. 8, No. 2, 2012.
- [15] Meyer, L., Tsatsaronis, G., Buchgeister, J., and Schebek, L., "Exergoenvironmental Analysis for Evaluation of the Environmental Impact of Energy Conversion Systems", *Energy*, Vol. 34, No. 1, pp. 75–89, 2009.
- [16] Altuntas, O., Karakoc, T.H., and Hepbasli, A., "Exergoenvironmental Analysis of Pistonprop Aircrafts", *International Journal of Exergy*, Vol. 10, No. 3, pp. 290–298, 2012.
- [17] Bejan, A. and Siems, D., "The Need for Exergy Analysis and Thermodynamic Optimization in Aircraft Development", *Exergy, An International Journal*, Vol. 1, No. 1, pp. 14–24, 2001.
- [18] Balli, O., "Performance Assessment of a Medium-Scale Turboprop Engine Designed for Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Based on Exergetic and Sustainability Metrics", *Journal of Thermal Science and Engineering*, Vol. 6, No. 5, pp. 697–711, 2019.
- [19] Sohret, Y., "A Comprehensive Approach to Understanding Irreversibility in a Turbojet", *Journal of Propulsion and Power Research*, Vol. 7, No. 2, pp. 129–137, 2018.
- [20] Dincer, I. and Cengel, Y.A., "Energy, Entropy and Exergy Concepts and Their Roles in Thermal Engineering, Entropy", Vol. 3, 2001, pp. 116–149.
- [21] Balli, O., Aras, H., and Hepbasli, A., "Thermodynamic and Thermo-economic Analyses of a Trigeration (TRIGEN) System with a Gas-Diesel Engine: Part I-Metdodology", *Energy Conversion and Management*, Vol. 51, pp. 2252–2259, 2010.
- [22] 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 Conversion and Management*, Vol. 58, pp. 47–58, 2012.
- [23] Silveira, J. L., Beyene, A., Leal, E. M., Santana, J.A., and Okada, D., "Thermo-economic Analysis of a Cogeneration System of a University Campus", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 22, pp. 1471–1483, 2002.
- [24] Balli, O., Sohret, Y., and Karakoc, H.T., "The Effects of Hydrogen Fuel Usage on the Exergetic Performance of a Turbojet Engine", *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 43, No. 23, pp. 10848–10858, 2018.
- [25] Aliehyaei, M., Anjiridezfuli, A., Rosen, M. A., "Exergetic Analysis of an Aircraft Turbojet Engine with an Afterburner", *Thermal Science*, Vol. 17, No. 4, pp. 1181–1194, 2013.