

علمی- پژوهشی

مدل سازی یک موتور توربوپراپ نمونه در حالت طرح و خارج طرح جهت بررسی اثر عیوب محفظه احتراق بر روی عملکرد آن

محمد ابراهیم کهد نارویی^۲گروه مهندسی مکانیک
دانشگاه آزاد اسلامی واحد ورامین پیشواعلی سراج^۲دانشکده مهندسی مکانیک
دانشگاه تهرانمحمد مزیدی شرف آبادی^۱پژوهشکده توسعه و بهینه سازی فناوری های انرژی
پژوهشگاه صنعت نفت

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۳/۳۰؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۷/۱۴)

چکیده

در این مقاله مدل سازی و تحلیل ترمودینامیکی اجزای مختلف یک موتور توربوپراپ و نحوه ارتباط آن ها در حالت طرح و خارج طرح در شرایط پایا بررسی می شود. برای تحلیل سیکل در حالت طرح و خارج طرح، الگوریتمی ارائه و یک کد کامپیوتری توسعه داده شده است. سپس نمودارهای عملکردی در شرایط خارج طرح به ازای دماهای ورودی متفاوت توربین، ارتفاعها و مآخهای پروازی مختلف ترسیم و نتایج آن ها تفسیر شده اند. نتایج به دست آمده با نتایج حاصل از نرم افزار گسترده مقایسه و صحت گذاری شده اند. همچنین عیوب محفظه احتراق و تأثیر آن ها بر روی عملکرد موتور بررسی شده است. از نتایج این مقاله می توان به عنوان اولین قدم برای مطالعه عملکرد و ارتقای این نوع موتورها استفاده کرد. نتایج این پژوهش نشان می دهد که به ازای ۱۰ درصد افزایش افت فشار محفظه احتراق، مصرف سوخت ویژه ۱۴ درصد افزایش خواهد یافت. همچنین ۱۰ درصد کاهش بازده احتراق، باعث افزایش ۱۳ درصدی مصرف سوخت ویژه و کاهش ۱۷/۵ درصدی توان موتور خواهد شد.

واژه های کلیدی: مدل سازی، عملکرد توربین گاز، موتور توربوپراپ، عیوب محفظه احتراق

A Turboprop Engine Modeling in the Design and Off-Design Conditions to Investigate the Effect of Combustion Chamber Defects on its Performance

Mazidi Sharfabadi, M.

Development and Optimization of
Energy Technologies Division
Research Institute of Petroleum
Industry

Seraj, A.

Faculty of Mechanical Engineering
University of Tehran

Kahd Narouei, M. E.

Mechanical Engineering
Department
Islamic Azad University
Varamin Pishva Branch

(Received: 19/June/2020 ; Accepted:06/October/2021)

ABSTRACT

In this paper, the thermodynamic modeling and analysis of various components of a turboprop engine and their relation in the steady-state design and off-design performances are addressed. An algorithm is presented and a computer code is developed for the analysis of the cycle in design and off-design conditions. Then off-design performance curves are plotted for different turbine inlet temperatures, flight elevations and Mach numbers and their results are interpreted. The results are compared and validated with the results of GasTurb software. In addition, the effects of the combustion chamber defects on the performance of the engine are investigated. The results of this paper can be used as the first step in the study of the performance and upgrading of these engines. The results of this study show that the specific fuel consumption will rise by 14% for a 10% increase in the combustion chamber pressure drop. Furthermore, the specific fuel consumption increases by 13% and the engine power reduces by 17.5% for a 10% reduction in the combustion efficiency.

Keywords: Modeling, Gas Turbine Performance, Turboprop Engine, Combustion Chamber Defects

۱- استادیار (نویسنده پاسخگو): mazidim@ripi.ir

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد: aliseraj2012@ut.ac.ir

۳- کارشناس ارشد: ebrahimnaroie57@gmail.com

۱- مقدمه

در سال ۱۹۷۰ میلادی توسط ساراواناموتو^۱ و فاوک^۲ ارائه شد [۱]. در سال ۱۹۷۲ میلادی یکی از مدل‌های دقیق ترمودینامیکی توسط ناسا^۳ ارائه گردید که جزئیات فنی بیشتری داشت [۲]. والش^۴ و فلچر^۵ در سال ۲۰۰۴ میلادی انواع موتورهای توربین‌گاز (اعم از صنعتی و هوایی) را با در نظر گرفتن تغییر خواص ترمودینامیکی گاز، خنک‌کاری، شیر آنتی‌سرج^۶ از کمپرسور مدل‌سازی و برای تحلیل گذرا نیز روش‌هایی ارائه کردند [۳]. متینگلی^۷ مدل ریاضی موتورهای توربوجت و توربوفن مخلوط شونده^۸ را با متغیر در نظر گرفتن خواص ترمودینامیکی در سال ۲۰۰۵ میلادی استخراج کرد [۴]. اوتس^۹ در سال ۱۹۹۷ میلادی به تحلیل عملکرد موتور توربوفن پرداخت و بهینه‌سازی نیروی جلوبرندگی^{۱۰} نسبت به برخی از پارامترهای مؤثر طراحی، مانند نسبت فشار کمپرسور و فن را انجام داد [۵]. کورزکه^{۱۱} و همکاران نرم‌افزار گسترده^{۱۲} را به‌عنوان ابزاری برای تخمین و بهبود منحنی عملکردی اجزای دوار برای موتور توربین‌گاز استفاده کردند [۶]. حناچی در سال ۲۰۱۵ میلادی به تخمین و پیش‌بینی عملکرد موتور توربین‌گاز با تمرکز بر سیستم کنترلی پرداخت [۷]. آپاه^{۱۳} و آلاوا^{۱۴} در سال ۲۰۱۵ میلادی یک توربین‌گاز در شرایط محیطی حاره‌ای را تحلیل ترمودینامیکی کردند [۸]. گودوی^{۱۵} و همکاران در سال ۲۰۱۱ میلادی با استفاده از روابط ترمودینامیکی، بهینه‌سازی اقتصادی توربین‌گاز و سیکل ترکیبی را انجام دادند [۹]. پورفاطمی و احمدی در سال ۱۳۹۶ یک سیستم ترکیبی توربین‌گاز را تحلیل

موتورهای توربین‌گاز نقش مهمی در توسعه قابلیت‌های پروازی هواپیماهای مدرن ایفا می‌کنند. طراحی موتور یکی از پیچیده‌ترین و پرهزینه‌ترین مراحل طراحی هواپیما بوده و نیازمند آزمایش‌های بسیاری است. انجام آزمایش‌های عملی بر روی موتورهای توربین‌گاز و بررسی رفتار آن‌ها از طریق آزمایش می‌تواند دشوار و پرهزینه باشد. بنابراین مدل‌سازی کامپیوتری که بتواند تخمینی را از عملکرد توربین‌گاز در شرایط مختلف ارائه دهد، ضروری است. این مدل‌های کامپیوتری برای تحلیل عملکرد موتور به‌خصوص در نقاط خارج طرح و تحقیق و توسعه و بهینه‌سازی ابزار قدرتمندی به شمار می‌آیند.

پیش‌بینی رفتار ترمودینامیکی یک موتور اهمیت ویژه‌ای برای طراحی اجزای موتور دارد. طراحی اجزای یک موتور توربین‌گاز نیازمند درک عمیقی از عملکرد موتور است. با توجه به پیچیدگی رفتار و عملکرد موتور در شرایط مختلف، یک طراح باید درک روشنی از پاسخ سیستم به متغیرهای ترمودینامیکی در اختیار داشته باشد تا در شرایطی که هواپیما، در ارتفاع‌ها و به‌تبع آن در دماهای مختلف پرواز می‌کند بتواند پیش‌بینی مناسبی از عملکرد اجزای مختلف موتور در اختیار داشته باشد. این پیش‌بینی برای طراحی کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، نازل و دیگر اجزای موتور ضروری است. در واقع تحلیل ترمودینامیکی این سیستم اولین گام در مطالعه عملکرد و ارتقای این موتورها به حساب می‌آید.

به‌طور کلی دو رویکرد تابع تبدیل و مدل‌های ترمودینامیکی در پیشینه پژوهش‌ها وجود دارد. مدل‌های تابع تبدیل معمولاً برای تنظیم پارامترهای کنترلی استفاده می‌شوند. اساس مدل‌های ترمودینامیکی اعمال قوانین بقای جرم و انرژی میان اجزای مختلف موتور و تعیین پارامترهای عملکردی آن می‌باشد. مدل‌های ترمودینامیکی قابلیت انعطاف بالاتری را دارند. اولین مدل ترمودینامیکی غیرخطی

¹ Saravanamuttoo

² Fawke

³ NASA

⁴ Walsh

⁵ Fletcher

⁶ Anti-surge valve

⁷ Mattingly

⁸ Mixed flow turbofan

⁹ Oates

¹⁰ Thrust

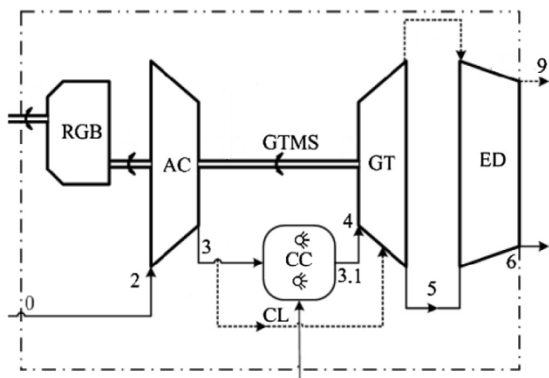
¹¹ Kurzke

¹² GasTurb

¹³ Appah

¹⁴ Alawa

¹⁵ Godoy



شکل (۱): طرح‌واره‌ای از موتور توربوپراپ مورد مطالعه [۱۶].

۲-۱- مجرای ورودی^۲

مجرای ورودی اولین قسمتی است که هوای محیط وارد آن می‌شود. در این قسمت به دلیل تشکیل لایه مرزی، افت فشار رخ می‌دهد که منجر به کاهش بازده کلی موتور می‌شود. از طرفی سرعت هوای ورودی به موتور تأثیر زیادی بر عملکرد آن خواهد داشت چرا که دما و فشار ورودی به موتور با تغییر عدد ماخ پروازی دچار تغییر می‌شود و بنابراین تأثیر عدد ماخ ورودی باید لحاظ گردد. همچنین افت فشار مجرای درونی معمولاً به صورت ضریبی از فشار کل ورودی مدل می‌شود. به این ترتیب با مشخص بودن دما و فشار محیط، دما و فشار در ورودی کمپرسور از روابط (۱) به دست می‌آید [۱]:

$$\frac{T_{t_2}}{T_{amb}} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right] \quad (۱-الف)$$

$$\frac{P_{t_2}}{P_{amb}} = \left[1 + \eta_d \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right] \quad (۱-ب)$$

$$M = \frac{C}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (۱-ج)$$

که در آن $T_{amb}(K)$ و $P_{amb}(kPa)$ به ترتیب فشار و دمای محیط، γ نسبت ظرفیت‌های گرمایی ویژه، $R(J/mol \cdot K)$ ثابت عمومی گازها، M عدد ماخ، $C(m/s)$ سرعت صوت، η_d بازده آدیاباتیک مجرای ورودی و $P_{t_2}(kPa)$ و $T_{t_2}(K)$ به ترتیب فشار و دمای کل ورودی به کمپرسور هستند.

از آنجاییکه در این مقاله یک موتور توربوپراپ مطالعه می‌شود که در محدوده مادون صوت کار می‌کند به همین روابط ساده برای مدل‌سازی مجرای ورودی هوا اکتفا شده است.

ترمواقتصادی و قابلیت اطمینان گرداند [۱۰]. غفاری و همکاران رفتار دینامیکی توربین گاز بالا در هنگام راه‌اندازی را شبیه‌سازی کردند [۱۱]. منتظری و صفراآبادی فراهانی نیز تحلیل یک موتور توربین گاز را با تمرکز بر سیستم کنترل سوخت انجام دادند [۱۲]. همچنین بسیاری از رساله‌های دکتری و پایان‌نامه‌های کارشناسی ارشد به توسعه نرم‌افزار توربو‌مچ^۱ به منظور مدل‌سازی توربین گاز پرداخته‌اند [۱۳، ۱۴ و ۱۵].

در این مقاله یک کد کامپیوتری به کمک نرم‌افزار متلب^۲

برای تحلیل موتور توربین گاز هوایی در حالت عملکردی طرح و خارج طرح در شرایط پایا، توسعه داده می‌شود. پس از انجام محاسبات مربوط به حالت طرح، با استفاده از منحنی‌های مشخصه اجزای مختلف موتور، خطوط کارکردی در شرایط خارج طرح، به ازای ارتفاع‌ها و ماخ‌های پروازی متفاوت استخراج می‌گردد. همچنین بعد از حصول اطمینان از صحت مدل ارائه‌شده از طریق مقایسه نتایج آن با نتایج حاصل از نرم‌افزار گسترده اثر عیوب مختلف محفظه احتراق در عملکرد موتور توربین گاز بررسی می‌شود.

۲- مدل‌سازی ریاضی موتور

هر موتور توربین گاز از سه جز اصلی کمپرسور (یا فن)، محفظه احتراق و توربین تشکیل شده است. هوا به وسیله کمپرسور به درون موتور مکیده و متراکم می‌شود. سپس در محفظه احتراق با سوخت ترکیب شده و می‌سوزد. در موتورهای توربو‌فن و توربو‌جت، سیال پس از ورود به توربین(ها) منبسط شده و کار مورد نیاز کمپرسور(ها) را تأمین و در نهایت پس از گذر از نازل تولید نیروی جلوبرندگی می‌کند. در این قسمت با استفاده از معادلات ترمودینامیکی حاکم بر اجزای سیستم و با در نظر گرفتن ارتباط این اجزا در حالت پایا، مدل ریاضی سیستم استخراج می‌شود. در شکل ۱ طرح‌واره‌ای از توربین گاز مورد مطالعه مشاهده می‌شود.

^۱ Turbomatch

^۲ MATLAB

^۳ Inlet

۲-۲- کمپرسور

کریبروک^۱ رابطه‌ای برای تخمین π_b با عدد ماخ گاز در محفظه احتراق M_b ارائه کرده است [۱۹]:

$$\pi_b \approx 1 - \varepsilon \frac{\gamma}{2} M_b^2 \quad 1 < \varepsilon < 2 \quad (۵)$$

که در آن ε ضریب تناسب رابطه است. در بدبینانه‌ترین حالت ε مقداری برابر ۲ دارد که با فرض γ برابر ۱/۳۳، مقدار π_b را برابر ۰/۹۵ به دست می‌دهد. بنابراین بیشترین میزان افت فشار در محفظه احتراق ۵ درصد فشار ورودی است.

همچنین برای محاسبه دما و دبی جرمی خروجی، با استفاده از قوانین بقای جرم و بقای انرژی خواهیم داشت [۱۸]:

$$m_3 + m_f = m_{31} \quad (۶ - الف)$$

$$\eta_b f \cdot LHV = (1 + f)h_{t31} - h_{t3} \quad (۶ - ب)$$

$$\eta_b = \frac{Q_{act}}{LHV} \quad (۶ - ج)$$

در روابط بالا m_f (kg/s) دبی جرمی سوخت، f نسبت جرمی سوخت به هوا در شرایط عملیاتی، LHV (kJ/kg) ارزش حرارتی سوخت، η_b بازده محفظه احتراق، h_{t31} (kJ/kg) و h_{t3} (kJ/kg) به ترتیب آنتالپی ویژه در ورودی و خروجی محفظه احتراق و Q_{act} (kJ/kg) حرارت ویژه مصرف شده در حالت واقعی است. لازم به ذکر است که در شرایط ایده‌آل تمام انرژی حاصل از احتراق سوخت به هوا داده می‌شود ولی در عمل به خاطر محدودیت‌های حجمی، مقداری برابر با Q_{act} توسط گازهای خروجی دریافت می‌گردد. از روابط (۶) برای محاسبه آنتالپی جریان خروجی از محفظه احتراق می‌توان بهره برد و سپس با مراجعه به جداول یا نمودارهای آنتالپی-دما، دمای گاز خروجی از محفظه احتراق مشخص خواهد شد.

۲-۴- توربین

توان توربین نیز با توجه به قانون بقای انرژی به دست می‌آید [۲۰]:

$$P_t = \eta_t m_4 C_{pt} \Delta T_{45} \quad (۷)$$

توان آیزنتروپیک کمپرسور با استفاده از قانون بقای انرژی از رابطه (۲) محاسبه می‌شود [۳ و ۱۷]:

$$P_c = m_3 C_{pc} \Delta T_{23} \quad (۲)$$

که در آن، m_3 (kg/s) دبی جرمی کمپرسور در حالت پایا، C_p (kJ/kg·K) ظرفیت گرمایی ویژه سیال کمپرسور و ΔT_{23} (K) افزایش دمای کمپرسور است. در کمپرسورها نسبت فشار مورد نیاز و سرعت دورانی کمپرسور به عنوان ورودی و متغیرهای معلوم در نظر گرفته می‌شوند. آنچه که ارتباط میان نسبت فشار، سرعت دورانی، دبی جرمی و راندمان آیزنتروپیک را برقرار می‌سازد منحنی‌های مشخصه عملکردی کمپرسور است. بنابراین هرچه از منحنی مشخصه دقیق‌تری استفاده شود محاسبه عملکرد موتور با دقت بیشتری صورت خواهد گرفت. با در اختیار داشتن دو کمیت از میان متغیرهای نسبت فشار، سرعت دورانی، دبی جرمی و یا راندمان، بقیه پارامترها از منحنی مشخصه قابل دستیابی هستند.

با محاسبه راندمان آیزنتروپیک از طریق منحنی مشخصه عملکردی مورد نظر، افزایش دمای کمپرسور از رابطه (۳) به دست می‌آید [۲]:

$$\Delta T_{23} = \frac{T_2}{\eta_c} \left((\pi_c)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (۳)$$

که در آن، π_c نسبت فشار کمپرسور و η_c راندمان آیزنتروپیک آن است.

۲-۳- محفظه احتراق

سیال پس از عبور از کمپرسور وارد محفظه احتراق شده و با سوخت ترکیب می‌شود و احتراق صورت می‌گیرد. مشابه بخش‌های قبل در این قسمت نیز هدف از مدل‌سازی محفظه احتراق به دست آوردن دما و فشار خروجی از محفظه احتراق است. در حالت ایده‌آل عمل احتراق در فشار ثابت صورت می‌گیرد، اما در حالت واقعی به علت اصطکاک دیواره‌ها و توربولانس، افت فشاری وجود دارد که به صورت ضریبی از فشار ورودی مدل می‌شود. به طوری که [۱۸]:

$$P_{t31} = \pi_b P_{t3} \quad (۴)$$

که P_{t31} (kPa) فشار کل خروجی از محفظه احتراق و π_b نسبت فشار محفظه احتراق است.

$$\Delta T_{45} = \eta_t T_5 \left((\pi_t)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (9)$$

۲-۵- نازل خروجی

در نازل خروجی، سرعت گازهای خروجی از توربین افزایش می‌یابد و تراست^۱ خالص موتور که حاصل از خروج گازها می‌باشد حاصل می‌گردد. بنابراین نیروی پیشران موتور که بسته به شرایط خروجی توربین می‌باشد به شکل زیر محاسبه می‌گردد [۴]:

$$Thrust = (m_3 + m_f) \cdot V_n - M m_2 \sqrt{\gamma R T_{amb}} \quad (10-الف)$$

$$V_n = \sqrt{2g_c(h_{tn} - h_t)} \quad (10-ب)$$

که در آن $V_n (m/s)$ سرعت گازهای خروجی از نازل و $h_{tn} (kJ/kg)$ و $h_t (kJ/kg)$ به ترتیب انتالپی و انتالپی سکون گازهای خروجی از نازل است.

۲-۶- داکت

داکت‌ها، مجراهای آدیاباتیکی می‌باشند که جریان سیال را هدایت می‌کنند. به دلیل تشکیل لایه مرزی بر روی دیواره‌ها فشار سکون سیال کمی کاهش می‌یابد که معمولاً به صورت کسری از فشار سکون ورودی بیان می‌شود. در حالت خارج طرح افت فشار از رابطه (۱۱) محاسبه می‌شود [۴]:

$$\frac{\Delta P_t / P_{t,in}}{\left(\frac{m \sqrt{T_t}}{P_t} \right)_R} = \frac{(\Delta P_t / P_{t,in})_D}{\left(\left(\frac{m \sqrt{T_t}}{P_t} \right) \right)_{RD}} \quad (11)$$

زیر نویس D بیانگر مقادیر پارامترها در نقطه طراحی می‌باشد. برای تعیین افت فشار محفظه احتراق در حالت خارج طرح نیز از رابطه بالا استفاده می‌شود. $\Delta P_t (kPa)$ افت فشار داکت و $P_{t,in} (kPa)$ فشار ورودی کل داکت می‌باشد.

۲-۷- مدل‌سازی گاز

برای مدل‌سازی موتور، هوا و محصولات احتراق، به صورت گاز کامل در نظر گرفته می‌شوند. خواص این دو در طول موتور دستخوش تغییراتی می‌شوند که در شبیه‌سازی عملکرد موتور تأثیر زیادی دارند. گرماهای ویژه و نسبت آن‌ها تابعی از دمای استاتیک می‌باشند. در مراحل مقدماتی طراحی که هندسه موتور در دسترس نیست می‌توان از

که در آن η_t راندمان توربین و $m_4 (kg/s)$ دبی ورودی به توربین است و بقیه پارامترها نظیر پارامترهای کمپرسور هستند.

در اینجا لازم به ذکر است که شرایط ورودی به توربین همان شرایط خروجی محفظه احتراق نمی‌باشد. از آنجا که پره‌های ردیف اول توربین گرمای زیادی را تحمل می‌کنند نیاز به خنک‌کاری دارند. این خنک‌کاری به وسیله بخشی از هوای خروجی کمپرسور صورت می‌گیرد؛ یعنی درصد کوچکی از هوای خروجی از کمپرسور وارد محفظه احتراق نمی‌شود و مستقیماً برای خنک‌کاری توربین استفاده می‌گردد. این هوا پس از خنک‌کاری، به همراه هوای خروجی از محفظه احتراق وارد توربین می‌گردد. البته فرض می‌شود که در حین خنک‌کاری دمای آن تغییر زیادی نمی‌کند و همان دمای خروجی از کمپرسور را دارد. فشار ورودی به توربین نیز برابر فشار خروجی از محفظه احتراق در نظر گرفته می‌شود. چنانچه در بخش مربوط به نتایج مشاهده خواهد شد این فرضیات موجب ایجاد خطای چشم‌گیری در نتایج تحلیل نخواهند شد. بخش دیگری از هوای خروجی کمپرسور نیز برای خنک‌کاری بقیه توربین استفاده می‌شود که کوچک‌تر از هوای لازم برای خنک‌کاری پره‌های ردیف اول است. بنابراین با استفاده از قوانین بقای جرم و انرژی برای ورودی توربین داریم [۲۱]:

$$m_{tu} = \sigma_{tu} m_3 \quad (8-الف)$$

$$m_{ngv} = \sigma_{ngv} m_3 \quad (8-ب)$$

$$m_4 = m_3 + m_{ngv} \quad (8-ج)$$

$$m_{ngv} T_3 + m_{31} T_{31} = m_4 T_4 \quad (8-د)$$

که در آن $m_{tu} (kg/s)$ دبی جرمی هوای خنک‌کاری توربین، σ_{tu} درصد هوای خنک‌کاری توربین، $m_{ngv} (kg/s)$ دبی جرمی هوای خنک‌کاری پره‌های ردیف اول توربین و σ_{ngv} درصد هوای خنک‌کاری پره‌های ردیف اول توربین می‌باشد.

ΔT_{45} و π_T از طریق منحنی‌های مشخصه عملکردی توربین و همانند کمپرسور محاسبه می‌شوند با این تفاوت که برای توربین دبی جرمی و سرعت دورانی معلوم هستند و راندمان و نسبت فشار با مراجعه به منحنی‌های مشخصه عملکردی توربین به دست می‌آیند. در نهایت با استفاده از رابطه (۹)، کاهش دمای توربین محاسبه می‌گردد [۲]:

۲-۹- ضرایب مقیاس^۱

برای تحلیل حالت خارج طرح، به منحنی‌های عملکردی اجزای مختلف موتور نیاز است. معمولاً اطلاعات مربوط به عملکرد موتور از طرف سازندگان منتشر نمی‌شود، بنابراین عملکرد اجزای موتور باید با استفاده از منحنی‌های موجود تعیین گردند. در میان اجزای موتور، اجزای توربو ماشینی به‌ویژه کمپرسور از اهمیت خاصی برخوردار است.

با در اختیار داشتن یک منحنی عملکردی مشابه به نمونه مورد مطالعه (که بهتر است نقطه طراحی آن نزدیک به نقطه طراحی ماژول مورد نظر باشد)، می‌توان با استفاده از روابط (۱۴) ضرایب مقیاس را تعیین کرد [۲۱]:

$$SF_{\pi} = \frac{\pi_D - 1}{\pi_{D.map} - 1} \quad (۱۴-الف)$$

$$SF_{mass} = \frac{(m_{corr})_D}{(m_{corr})_{D.map}} \quad (۱۴-ب)$$

$$SF_{\eta} = \frac{\eta_D}{\eta_{D.map}} \quad (۱۴-ج)$$

که در آن SF_{π} ، SF_{mass} ، SF_{η} به ترتیب ضرایب مقیاس برای نسبت فشار، دبی جرمی اصلاح شده و بازده می‌باشند. همچنین زیرنویس‌های D و map به ترتیب مقادیر پارامترها را در نقطه طراحی و مقادیر مربوط به منحنی عملکردی مشابه را نشان می‌دهند.

۳- الگوریتم تحلیل عملکرد موتور

در این بخش الگوریتم مدل‌سازی موتور در دو حالت طرح و خارج طرح برای شرایط پایا شرح داده می‌شود. همان‌گونه که پیشتر آورده شد، در این مقاله یک موتور هوایی توربوپراپ تک‌محوره تحلیل می‌شود. در این موتور سرعت دورانی در محدوده عملکردی آن همواره ثابت است. همچنین موتورهای توربین گاز در عمل دارای سامانه‌های پیچیده خنک‌کاری، مکش هوا^۲ و سامانه‌های جلوگیری از ناپایداری (مانند پره‌های راهنمای ورودی متغیر^۳) هستند اما از آنجایی که هدف در این پژوهش تحلیل مفهومی یک موتور توربوپراپ تک‌محوره است، بنابراین با دقت قابل قبولی

دمای سکون استفاده کرد. بدیهی است که با افزایش عدد ماخ از دقت آن کاسته می‌شود. رابطه (۱۲) برای محاسبه ظرفیت گرمایی ویژه استفاده شده است [۴]:

$$C_p = a_0 + a_1\theta + a_2\theta^2 + a_3\theta^3 + a_4\theta^4 + a_5\theta^5 + a_6\theta^6 + a_7\theta^7 + a_8\theta^8 + \frac{f}{1+f}(b_0 + b_1\theta + b_2\theta^2 + b_3\theta^3 + b_4\theta^4 + b_5\theta^5 + b_6\theta^6 + b_7\theta^7) \quad (۱۲)$$

که در آن $\theta(K) = \frac{T}{1000}$ دمای استاتیک است. ضرایب رابطه (۱۲) در جدول ۱ آمده است:

جدول (۱): ضرایب مربوط به محاسبه ظرفیت گرمایی ویژه [۴].

مقادیر	ثوابت	مقادیر	ثوابت
-۰/۷۱۸۸۷۴	b_0	۰/۹۹۲۳۱۳	a_0
۸/۷۴۷۴۸۱	b_1	۰/۲۳۶۶۸۸	a_1
-۱۵/۸۶۳۱۵۷	b_2	-۱/۸۵۲۱۴۸	a_2
۱۷/۲۵۴۰۹۶	b_3	۶/۰۸۳۱۵۲	a_3
-۱۰/۲۳۳۸	b_4	-۸/۸۹۳۹۳۳	a_4
۳/۰۸۱۷۷۸	b_5	۷/۰۹۷۱۱۲	a_5
-۰/۳۶۱۱۱۲	b_6	-۳/۲۳۴۷۲۵	a_6
-۰/۰۰۳۹۱۹	b_7	۰/۷۹۴۵۷۱	a_7
		-۰/۰۸۱۸۷۳	a_8

۲-۸- مدل‌سازی اتمسفر

همان‌طور که در بخش‌های قبل مشاهده شد دما و فشار محیط تأثیر مهمی در عملکرد دارد. تغییرات دما و فشار ورودی به موتور تابع ارتفاع است. این روابط به‌صورت زیر ارائه گردیده است [۴]:

$$T_{amb} = 288.15 - 0.0065h \quad h < 11km \quad (۱۳-الف)$$

$$T_{amb} = 216.65 \quad h > 11km \quad (۱۳-ب)$$

$$P_{amb} = 101.325 \left(\frac{288.15}{T_{amb}} \right)^{-5.2559} \quad h < 11km \quad (۱۳-ج)$$

$$P_{amb} = 22.632 / \exp(0.000158h - 10998.1) \quad h > 11km \quad (۱۳-د)$$

که در آن $h(m)$ ارتفاع پرواز می‌باشد.

^۱ Scaling factors

^۲ Bleed

^۳ Variable inlet guide vane

خنک‌کاری نیز مطابق آن‌چه در بخش ۲-۴ توضیح داده شد، محاسبه می‌گردد.

۴- پس از انجام محاسبات محفظه احتراق، محاسبات مربوط به جریان ورودی به توربین صورت می‌گیرد که در بخش ۴-۲ شرح داده شد.

۵- گاز با دما و فشار بالا وارد توربین می‌شود و تا حدود فشار محیط منبسط می‌گردد. معمولاً فشار خروجی از توربین حدود ۱/۱ برابر فشار محیط است [۳]. روند محاسبات مربوط به توربین نیز در بخش ۴-۲ آمده است.

۶- سپس محاسبات نازل و نیروی تراست خروجی صورت می‌پذیرد و مراحل تحلیل پایان می‌یابد.

۲-۲- مدل‌سازی شرایط خارج طرح

اگر هر یک از پارامترهای تعیین‌شده در حالت طرح تغییر یابد، موتور حالت خارج طرح را تجربه خواهد کرد که در این حالت هم موتور باید عملکرد قابل اطمینانی داشته باشد. با نوشتن معادلات عملکردی حاکم بر موتور و ضمن در نظر گرفتن قیود، دستگاه معادلاتی تشکیل خواهد شد که با نوشتن یک کد کامپیوتری جواب دستگاه یافت می‌شود.

روند تحلیل حالت خارج طرح موتور در فلوچارت شکل ۲ آمده است. ورودی‌های حالت خارج طرح شامل ارتفاع، سرعت پروازی و دمای ورودی توربین^۱ است. با در اختیار داشتن ارتفاع و سرعت پروازی، دما و فشار محیطی بر اساس روابط ارائه‌شده در بخش ۲ تعیین می‌شود. خروجی تحلیل خارج طرح نیز توان خروجی، دبی هوای ورودی، دبی سوخت، مصرف سوخت ویژه و نسبت فشار کمپرسور به ازای تغییر پارامترهای ورودی است.

۴- نتایج

در این مطالعه یک کد کامپیوتری با استفاده از روابط و الگوریتمی که در بخش‌های (۲) و (۳) ارائه شد، در نرم‌افزار متلب توسعه داده شده است. نتایج حاصل از کد با نتایج به‌دست‌آمده از نرم‌افزار گسترش مقایسه و صحت‌گذاری می‌شود.

می‌توان فرض کرد که به‌دلیل صفر بعدی بودن تحلیل مکش هوا و برداشت هوا برای خنک‌کاری، از ابتدا یا انتهای یک ماژول صورت می‌گیرد. به‌علاوه در تحلیل حالت خارج طرح درصد برداشت هوا جهت خنک‌کاری ثابت فرض شده است. همچنین هوا و گازهای احتراق، گاز کامل فرض شده‌اند. با در نظر گرفتن این فرضیات، در ابتدا روند مدل‌سازی در نقطه طرح و سپس در نقاط خارج طرح شرح داده خواهد شد.

۳-۱- تعریف نقطه طرح و الگوریتم تحلیل آن

با توجه به اطلاعات شرکت سازنده موتور و دیگر منابع، مقادیر ارائه‌شده در جدول ۲ به‌عنوان نقطه طرح در نظر گرفته شده است.

جدول (۲): پارامترهای مربوط به نقطه طرح [۱۶ و ۲۲].

پارامترهای اصلی	
۱۳۵۰	حداکثر دمای سیکل (K)
۱۴/۵	دبی جرمی موتور (kg/s)
۹/۵	نسبت فشار کمپرسور
پارامترهای فرعی	
۱/۱	نسبت فشار مجرای ورودی و داکت
۰/۸۳	بازده کمپرسور
۰/۹۹	بازده محفظه احتراق
۰/۸۸	بازده توربین
۰/۹۵	نسبت فشار محفظه احتراق
۰/۹۹	بازده مکانیکی شفت‌ها
۰/۳۰	درصد هوای خنک‌کاری ردیف اول توربین
۰/۲۰	درصد هوای خنک‌کاری توربین

با توجه به مباحث بیان شده، تحلیل حالت طرح به‌صورتی که در ادامه توضیح داده خواهد شد، صورت می‌پذیرد:

۱- شرایط محیطی برای نقطه طرح، شرایط استاندارد محیطی، $T = 288.15 (K) \& P = 101.325 (kPa)$ ، در نظر گرفته شده است.

۲- محاسبات کمپرسور بر اساس رویه بیان‌شده در بخش ۲-۲ و جدول ۲ انجام می‌شود.

۳- پس از انجام محاسبات کمپرسور، جریان‌های هوای

^۱ Turbine inlet temperature

نظر در این نرم‌افزار از ماژول توربوشفت توربوپراپ تک‌محوره^۱ استفاده شده است که با موتور مورد مطالعه تطابق دارد. همچنین برای مدل‌سازی مپ کمپرسور و توربین از مپ استاندارد نرم‌افزار گسترده استفاده شده است و به کمک ضرایب مقیاس، با موتور مورد مطالعه مطابقت داده شده است.

نسخه تجاری موتور مورد مطالعه در این مقاله 501-D ساخت شرکت آلیسون^۲ است. این موتور یک موتور دور ثابت است یعنی در شرایط مختلف پروازی، سرعت دورانی آن ۱۳۸۲۰ دور بر دقیقه باقی می‌ماند. برای این موتور بر اساس دمای ورودی توربین، چهار رژیم عملکردی برخاست^۳، نظامی، ۱۰۰٪ نرمال و ۷۵٪ نرمال تعریف می‌شود. دمای ورودی توربین برای حالت برخاست ۱۳۵۰/۱۵، نظامی ۱۳۲۰ و ۱۰۰٪ نرمال ۱۲۸۳/۱۵ کلون است [۲۳ و ۱۶]. این موتور علاوه بر کاربردهای هوایی، مصارف زمینی نیز دارد و شرایط برخاست به‌عنوان شرایط طرح برای آن در نظر گرفته می‌شود. بنابراین یکی از مهم‌ترین عوامل در تحلیل عملکرد این موتور، دمای ورودی توربین است. همچنین الگوریتم محاسبات شرایط خارج طرح بر پایه تعیین خطا در تخمین دمای ورودی توربین و اصلاح آن است و فرآیند تکرار نیز بر این اساس انجام می‌شود.

۲-۴- نتایج حالت طرح

شرایطی که موتور بر اساس آن طراحی شده است، در واقع شرایط برخاست است. در فاز برخاست بیشترین توان از موتور طلب می‌شود. بنابراین موتور باید بر اساس توان مورد نیاز در این رژیم پروازی طراحی گردد. پس از برخاست و اوج‌گیری موتور در یک شرایط ثابت (فاز سیر^۴) کار می‌کند. مدت زمان کارکرد موتور در این حالت بسیار بیشتر از حالت برخاست است. نتایج به‌دست‌آمده برای موتور توربوپراپ نمونه در حالت طرح در جدول ۳ ارائه و با نتایج نرم‌افزار گسترده و نتایج تجربی ارائه در مرجع [۲۳] اعتبارسنجی شده است.



شکل (۲): روند تحلیل خارج طرح.

۴-۱- معرفی نرم‌افزار گسترده و موتور مورد مطالعه

نرم‌افزار تحلیل سیکلی گسترده، نرم‌افزار شبیه‌سازی انواع موتورهای توربین‌گاز صنعتی و هوایی به‌صورت صفر بعدی در حالت طرح و خارج از طرح می‌باشد. گسترده بر اساس پیکربندی‌های معینی از انواع موتورها که از پیش تعریف شده می‌باشند، عمل می‌کند. از ویژگی‌های این نرم‌افزار می‌توان به دقت و محیط گرافیکی مناسب آن اشاره کرد. گسترده توسط کورزکه و گروه کاری وی در سال ۲۰۰۱ میلادی توسعه داده شده است. برای مدل‌سازی موتور مورد

¹ One spool turboshaft turboprop

² Allison

³ Take off

⁴ Cruise

همان‌طور که نتایج جدول ۴ نشان می‌دهند دماهای حاصل از کد و مدل‌سازی همپوشانی مناسبی با نتایج ارائه‌شده در مرجع [۱۶] دارند. اختلاف بین دماهای حاصل از کد و نرم‌افزار با نتایج بالی و هیباشلی به دلیل آن است که فشار هوای محیط در مدل‌سازی آن‌ها حدود ۱/۰۸ برابر کمتر از فشار هوای استاندارد می‌باشد.

۴-۳- نتایج حالت خارج طرح

در ادامه نتایج تحلیل خارج طرح برای شرایط مختلف محیطی، دماهای ورودی توربین و ماخ‌های پروازی متفاوت ارائه می‌شود. نتایج کد جهت اعتبارسنجی با نتایج نرم‌افزار گستر ب مقایسه شده‌اند.

۴-۳-۱- تحلیل در دماهای ورودی توربین مختلف

در این بخش عملکرد موتور در دماهای ورودی توربین مختلف (۱۳۵۰، ۱۳۲۰، ۱۳۰۰ و ۱۲۸۰ کلوین) ارزیابی می‌شود. همان‌طور که در شکل ۳ مشاهده می‌شود افزایش دمای ورودی توربین باعث افزایش مصرف سوخت می‌شود و این نتیجه دقیقاً مطابق انتظار است چرا که برای افزایش دمای گاز ورودی به توربین، باید سوخت بیشتری در محفظه احتراق سوزانده شود. همچنین با ثابت ماندن فشار خروجی توربین، که حدود ۱۰ درصد بالاتر از فشار محیط است، با بالا رفتن دمای ورودی توربین در اثر افزایش انرژی کل گاز ورودی توان بیشتری مطابق شکل ۴ حاصل می‌گردد. این افزایش به قدری است که در مجموع مطابق شکل ۵ باعث کاهش مصرف سوخت ویژه می‌شود. از طرفی با افزایش دمای ورودی توربین، کمپرسور باید فشار بالاتری نیز ایجاد کند که به همین علت نسبت فشار کمپرسور مطابق شکل ۶ افزایش می‌یابد. با توجه به منحنی‌های عملکردی کمپرسور و با ثابت در نظر گرفتن سرعت دورانی در محدوده عملکردی، در اثر افزایش نسبت فشار، دبی جرمی هوای موتور مطابق شکل ۷ کاهش می‌یابد. این تفاسیر نشان می‌دهند که نتایج حاصل از مدل‌سازی با فیزیک حاکم بر موتور همخوانی کاملی دارد. همچنین دقت مدل‌سازی با کاهش دما کاهش می‌یابد که دلیل این موضوع را می‌توان در تفاوت روش تولید منحنی عملکردی اجزا دانست. چنانچه پیشتر گفته شد، در این مقاله برای مدل‌سازی گاز از ضرایب

جدول (۳): اعتبارسنجی حالت طرح موتور نمونه.

پارامتر	کد	نرم‌افزار گستر ب	نتایج تجربی [۲۳]
توان (kW)	۳۴۰.۵	۳۳۷۸/۹	۳۶۷۳/۳
مصرف سوخت ویژه ($kg/kW.h$)	۰/۳۱۳	۰/۳۲۳	۰/۳۱۶
دبی سوخت (kg/s)	۰/۲۹۶	۰/۳۰۳	۰/۳۲۲

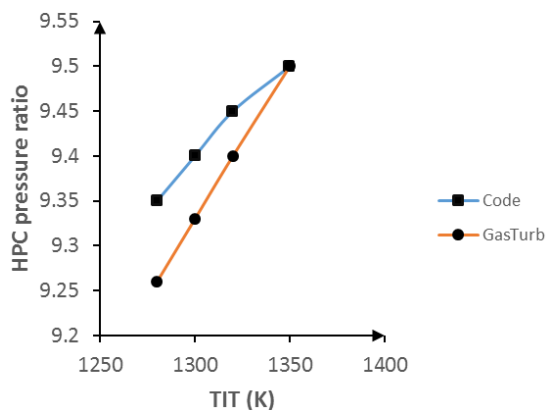
در جدول ۴ تغییرات دما و فشار سیال در طول موتور که با استفاده از کد و نرم‌افزار به دست آمده‌اند، آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده از کد و نرم‌افزار همپوشانی خوبی دارند که نشان از صحت مدل‌سازی انجام شده دارد. در این جدول نتایج بالی^۱ و هیباشلی^۲ [۱۶] برای فشار محیط ۹۳/۶ کیلو پاسکال نیز آورده شده است که می‌تواند برای اعتبارسنجی نتایج کد و نرم‌افزار استفاده شود.

جدول (۴): مقادیر دما و فشار در طول موتور نمونه.

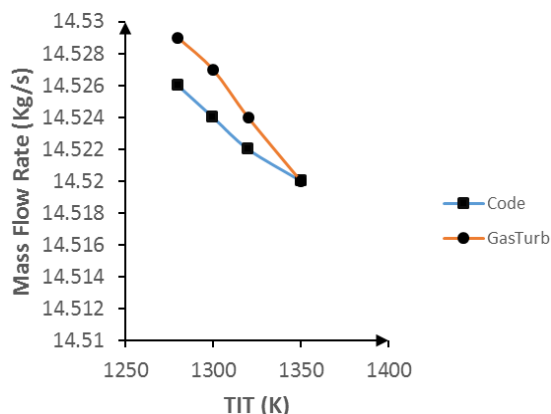
مقطع موتور	دما (K)		فشار (kPa)	
	کد	مرجع [۱۶]	نرم‌افزار گستر ب	کد
۰ محیط	۲۹۸/۱۵	۲۹۸/۱۵	۲۹۸/۱۵	۱۰۱/۳۲
۲ ورودی کمپرسور	۲۹۸/۱۵	۲۹۸/۱۵	۲۹۸/۱۵	۱۰۰/۳۱
۳ خروجی کمپرسور	۵۹۵/۷۴	۵۹۵/۵۴	۶۰۲/۲۵	۹۵۲/۹۶
۳۱ خروجی محفظه	۱۳۵۰/۱	۱۳۵۰/۱	۱۳۳۰/۲۲	۹۰۵/۳۱
۴ ورودی توربین	۱۳۲۸/۸	۱۳۲۹/۵	-	۱۱۲/۵۸
۵ خروجی توربین	۸۶۸/۵۳	۸۶۸/۴۲	۸۴۷/۰۰	۱۱۲/۵۸
۶ خروجی داکت	۸۶۳/۱۸	۸۶۳/۳۶	۸۴۲/۷۷	۱۱۲/۵۸
۹ خروجی موتور	۸۶۳/۱۸	۸۶۳/۳۶	-	۱۱۱/۴۵

¹ Balli

² Hepbasli



شکل (۶): تغییرات نسبت فشار کمپرسور با دمای ورودی توربین.



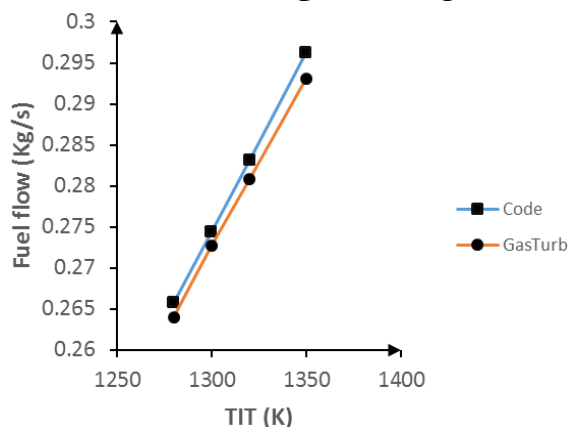
شکل (۷): تغییرات دبی جرمی هوا با دمای ورودی توربین.

در جدول ۵ نتایج حالت خارج طرح حاصل از کد توسعه داده شده، به کمک نرم‌افزار گستر و همچنین با استفاده از نتایج تجربی ارائه شده در مرجع [۲۳] اعتبارسنجی شده است. در این جدول نتایج کد و نرم‌افزار برای مصرف سوخت ویژه در دماهای ۱۳۵۰، ۱۳۲۰ و ۱۲۸۰ کلوین ارائه شده است که همخوانی مناسبی با نتایج تجربی دارند.

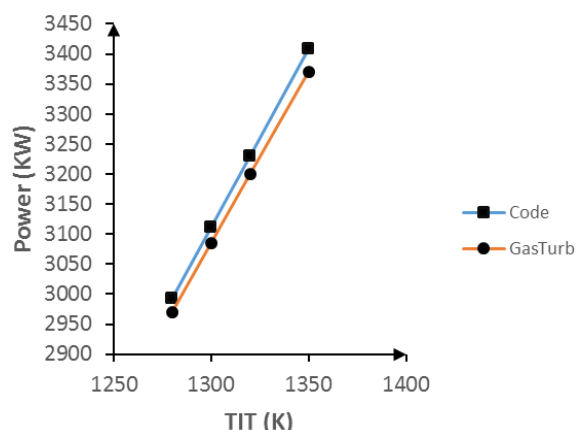
جدول (۵): اعتبارسنجی حالت خارج از طرح موتور نمونه.

خطای نسبی (%)		مصرف سوخت ویژه (kg/kW.h)			دمای ورودی توربین (K)
نرم‌افزار گستر	کد	تجربی [۲۳]	نرم‌افزار گستر	کد	
۰/۹۵	۰/۹۵	۰/۳۱۶	۰/۳۱۳	۰/۳۱۳	۱۳۵۰
۱/۶۱	۱/۲۹	۰/۳۱۱	۰/۳۱۶	۰/۳۱۵	۱۳۲۰
۱/۵۹	۱/۲۷	۰/۳۱۵	۰/۳۲۰	۰/۳۱۹	۱۲۸۰

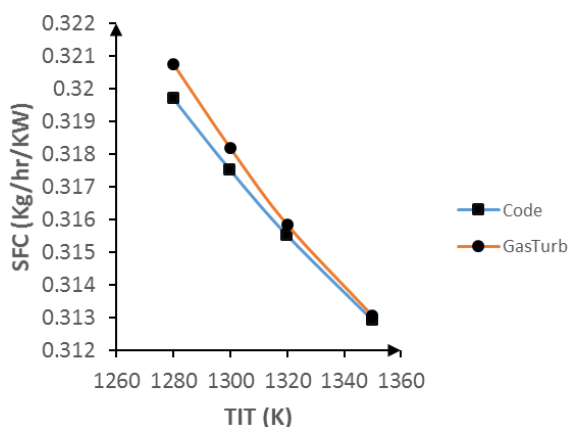
ثابت استفاده شده است که باعث بروز خطایی در حدود ۵ درصد در نتایج مدل‌سازی می‌گردد.



شکل (۳): تغییرات دبی جرمی سوخت با دمای ورودی توربین.



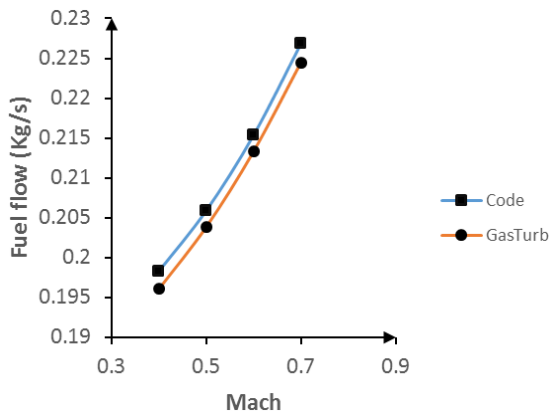
شکل (۴): تغییرات توان با دمای ورودی توربین.



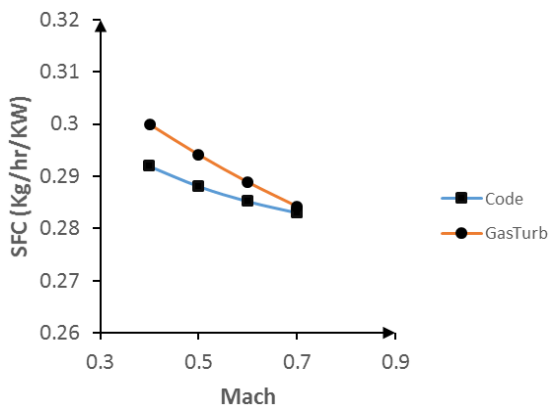
شکل (۵): تغییرات مصرف سوخت ویژه با دمای ورودی توربین.

۴-۳-۲- تحلیل در ماخ‌های پروازی متفاوت

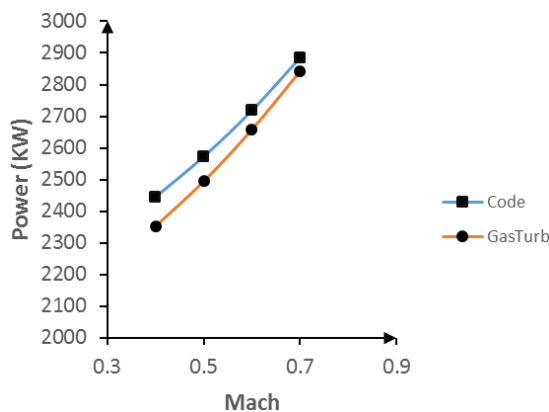
در این بخش نحوه تغییرات پارامترهای عملکردی موتور در ماخ‌های پروازی متفاوت در ارتفاع ثابت ۵۰۰۰ متر و دمای ورودی توربین برابر با ۱۳۵۰/۱۵ کلوین بررسی می‌شود. با افزایش سرعت پروازی، بدیهی است که دبی هوای ورودی به کمپرسور مطابق شکل ۸ افزایش می‌یابد. با توجه به منحنی مشخصه کمپرسور، این افزایش دبی در سرعت دورانی ثابت، مطابق شکل ۹ باعث کاهش نسبت فشار کمپرسور می‌گردد. همچنین با ثابت ماندن دمای خروجی محفظه احتراق و افزایش دبی هوا باید سوخت بیشتری مصرف گردد که این موضوع باعث افزایش دبی سوخت و کاهش مصرف سوخت ویژه می‌شود که در شکل‌های ۱۰ و ۱۱ قابل مشاهده است. توان موتور نیز در اثر ثابت ماندن شرایط ورودی و خروجی توربین، به علت افزایش دبی، مطابق شکل ۱۲ افزایش می‌یابد.



شکل (۱۰): تغییرات دبی جرمی سوخت با ماخ پروازی.



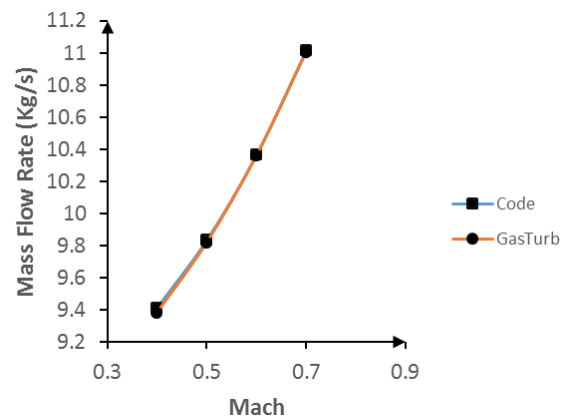
شکل (۱۱): تغییرات مصرف سوخت ویژه با ماخ پروازی.



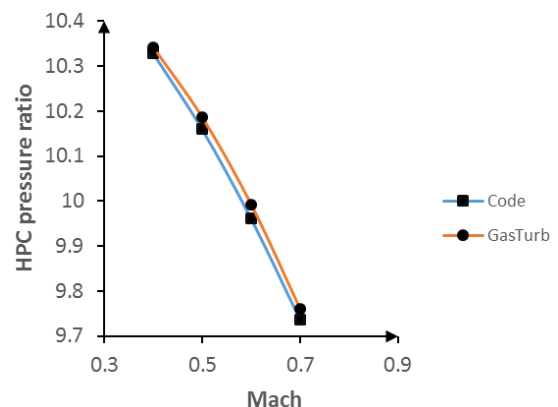
شکل (۱۲): تغییرات توان با ماخ پروازی.

۴-۳-۳- تحلیل در ارتفاع‌های پروازی مختلف

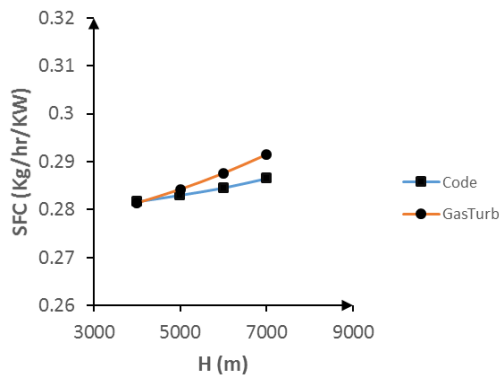
در این بخش عملکرد موتور در ارتفاع‌های مختلف به ازای ماخ ۰/۷ و دمای ورودی توربین برابر ۱۳۵۰/۱۵ کلوین بررسی می‌گردد. بر خلاف حالت قبل با افزایش ارتفاع و رقیق شدن هوا بدیهی است که دبی جرمی کاهش می‌یابد. این موضوع در شکل ۱۳ قابل مشاهده است. کاهش دبی جرمی در سرعت دورانی ثابت، مطابق شکل ۱۴ باعث



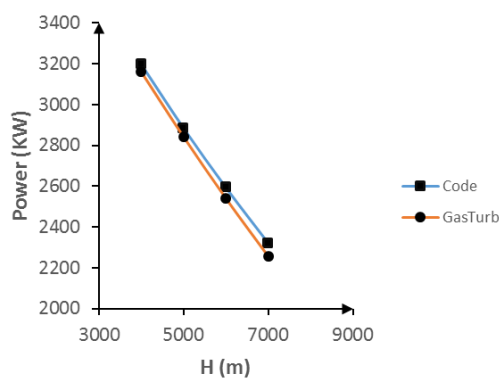
شکل (۸): تغییرات دبی جرمی هوا با ماخ پروازی.



شکل (۹): تغییرات نسبت فشار کمپرسور با ماخ پروازی.

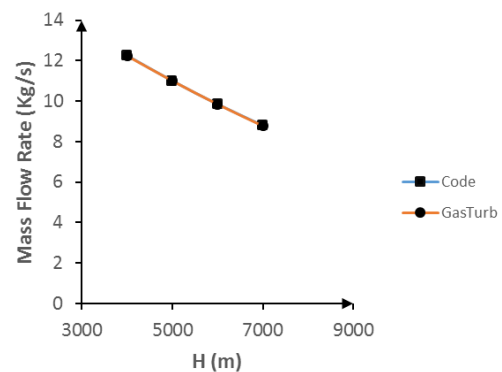


شکل (۱۶): تغییرات مصرف سوخت ویژه با ارتفاع.



شکل (۱۷): تغییرات توان با ارتفاع.

افزایش نسبت فشار کمپرسور می‌شود. اما به علت کاهش فشار هوای ورودی، شرایط هوای خروجی از کمپرسور تقریباً ثابت می‌ماند. بنابراین شرایط ورودی و خروجی محفظه احتراق تغییر چندانی نمی‌کند. این موضوع در کنار کاهش دبی جرمی باعث کاهش مصرف سوخت و افزایش مصرف سوخت ویژه می‌شود که در شکل ۱۵ و ۱۶ قابل مشاهده است. همچنین با ثابت ماندن شرایط ورودی و خروجی توربین، توان تولیدی آن، در اثر کاهش دبی کاهش می‌یابد که شکل ۱۷ نشانگر همین موضوع است.



شکل (۱۸): تغییرات دبی جرمی هوا با ارتفاع.

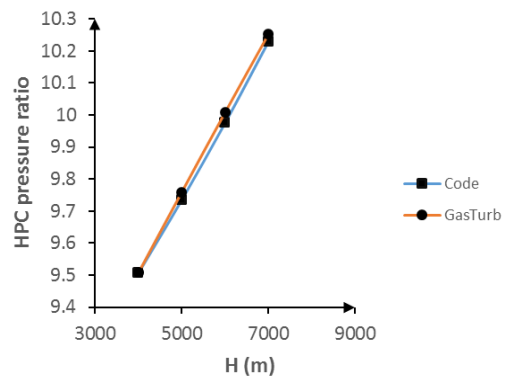
۴-۴- بررسی اثر عیوب محفظه احتراق بر عملکرد موتور

یکی از مزایای کد تولید شده، توانایی بررسی مواردی است که مطالعه آن‌ها به وسیله نرم‌افزارهای تجاری، پیچیده یا غیرممکن است. گاهی عیوبی در موتور ایجاد می‌شود که تأثیر پیش‌بینی نشده‌ای بر عملکرد موتور وارد می‌کنند. در این میان محفظه احتراق یکی از تجهیزاتی است که امکان بروز عیب در آن وجود دارد. در این بخش اثر این عیوب بر عملکرد موتور بررسی می‌گردد.

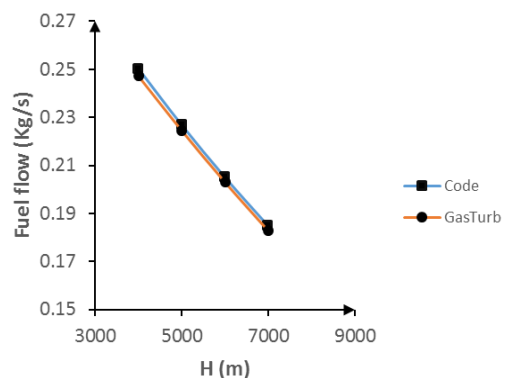
۴-۴-۱- بررسی اثر افت فشار محفظه احتراق

در این بخش تأثیر افت فشار محفظه احتراق در دمای ورودی ثابت توربین ۱۳۵۰ کلوین و شرایط محیطی استاندارد آورده شده است.

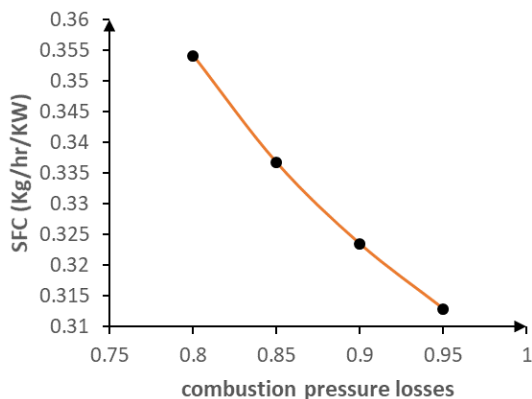
با توجه به شکل‌های ۱۸ تا ۲۲، در اثر افزایش افت فشار محفظه احتراق در حالی که شرایط سیال ورودی به توربین ثابت بماند، کمپرسور مطابق با شکل ۱۸ مجبور به ایجاد نسبت فشار بیشتری می‌شود تا افت فشار محفظه احتراق جبران گردد. از طرف دیگر به دلیل افزایش نسبت فشار



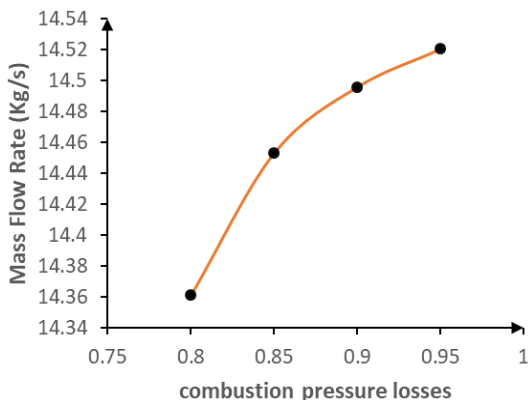
شکل (۱۹): تغییرات نسبت فشار کمپرسور با ارتفاع.



شکل (۲۰): تغییرات دبی جرمی سوخت با ارتفاع.



شکل (۲۱): تغییرات مصرف ویژه سوخت با افت فشار محفظه.



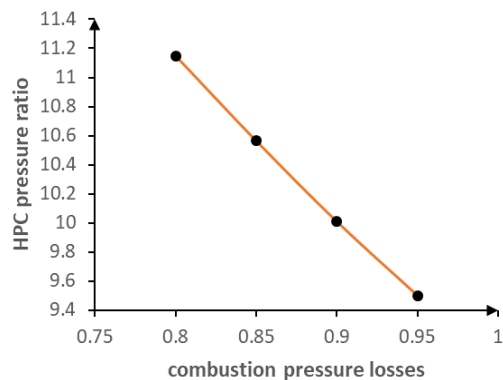
شکل (۲۲): تغییرات دبی جرمی هوا با افت فشار محفظه.

۴-۴-۲- بررسی اثر کاهش بازده احتراق

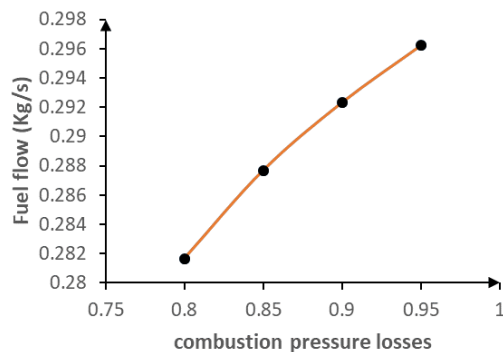
عوامل متعددی باعث کاهش بازده احتراق می‌شوند که در ادامه تأثیر این موضوع بر عملکرد موتور بررسی می‌شود.

با کاهش بازده احتراق، برای ثابت ماندن دمای ورودی توربین، بدیهی است که دبی جرمی سوخت مطابق شکل ۲۳ افزایش پیدا می‌کند. مطابق شکل ۲۴ توان خروجی نیز اندکی افزایش می‌یابد که به دلیل افزایش دبی سوخت است. این ثابت ماندن تقریبی توان در حالی که مصرف سوخت افزایش یافته است، موجب افزایش مصرف سوخت ویژه مطابق شکل ۲۵ می‌گردد. با توجه به ثابت ماندن تقریبی تمام فاکتورهای مرتبط به کمپرسور، انتظار می‌رود که نسبت فشار و دبی جرمی آن نیز تقریباً ثابت بمانند که نتایج به دست آمده در شکل‌های ۲۶ و ۲۷ نیز موید همین موضوع می‌باشند.

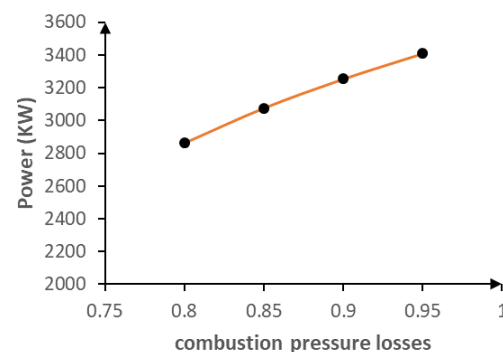
کمپرسور، توان مصرفی آن افزایش یافته و توان خالص خروجی مطابق شکل ۲۰ کاهش می‌یابد. بالا رفتن توان مصرفی کمپرسور هم‌زمان با بالا رفتن نسبت فشار آن به نحوی است که باعث می‌شود تغییرات زیادی در دبی هوای ورودی به موتور حاصل نگردد. این موضوع نیز در شکل ۲۲ قابل مشاهده است. در نهایت با توجه به کاهش شدید توان خروجی، مصرف سوخت ویژه مطابق شکل ۲۱ افزایش می‌یابد.



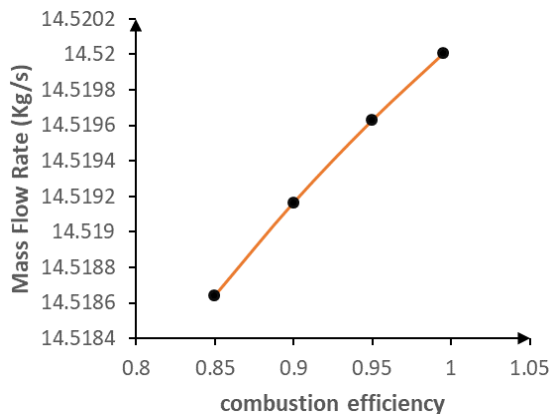
شکل (۱۸): تغییرات نسبت فشار کمپرسور با افت فشار محفظه.



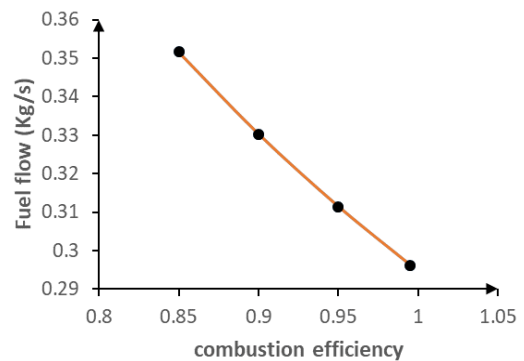
شکل (۱۹): تغییرات دبی جرمی سوخت با افت فشار محفظه.



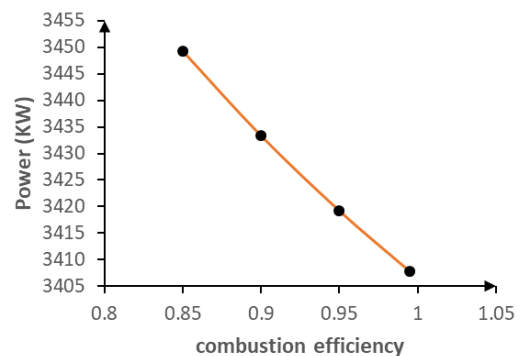
شکل (۲۰): تغییرات توان با افت فشار محفظه.



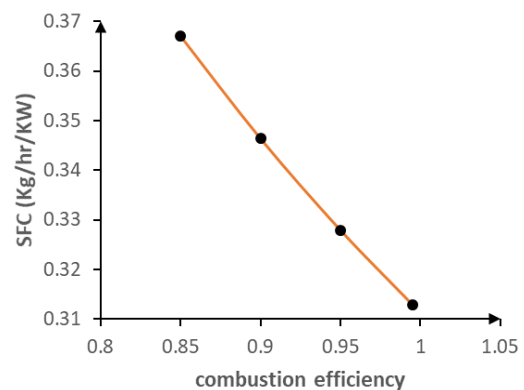
شکل (۲۷): تغییرات دبی جرمی هوا با بازده احتراق.



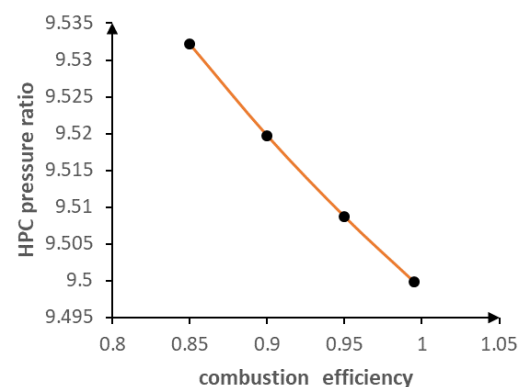
شکل (۲۳): تغییرات دبی جرمی سوخت با بازده احتراق.



شکل (۲۴): تغییرات توان با بازده احتراق.



شکل (۲۵): تغییرات مصرف سوخت ویژه با بازده احتراق.



شکل (۲۶): تغییرات نسبت فشار کمپرسور با بازده احتراق.

۵- نتیجه گیری

در این پژوهش روند تحلیل عملکرد یک موتور توربوپراپ نمونه بررسی شد. پس از ارائه روابط حاکم بر موتور توربین گاز و تحلیل حالت طرح، عملکرد موتور مدنظر در حالت خارج طرح بررسی و الگوریتم تحلیل آن بر اساس قوانین فیزیکی حاکم بر عملکرد موتورها استخراج شد. نتایج به دست آمده جهت صحت گذاری با نرم افزار تجاری مدل سازی توربین گاز مقایسه گردید که صحت مدل سازی به وسیله آن تأیید شد. نتایج به دست آمده و بررسی آن ها با نرم افزار، تصدیق کننده روش و الگوریتم ارائه شده است.

آن چه در این پژوهش حاصل شد نشان می دهد که حدود ۵ درصد کاهش در دمای ورودی توربین نسبت به حالت طرح، منجر به افزایش حدود ۲/۵ درصدی مصرف سوخت ویژه، کاهش ۱۰ درصدی مصرف سوخت و کاهش ۱۲ درصدی توان خروجی نسبت به حالت طرح می شود. همچنین افزایش ۷۵ درصدی عدد ماخ پروازی منجر به کاهش ۵ درصدی مصرف سوخت ویژه، افزایش ۱۵ درصدی مصرف سوخت و افزایش ۲۱ درصدی توان خروجی می گردد که بیانگر حساسیت پایین متغیرهای عملکردی نسبت به این فاکتور است. همچنین ۷۵ درصد افزایش ارتفاع، منجر به ۲۸ درصد کاهش مصرف سوخت، ۳۱ درصد کاهش توان و ۳/۵ درصد افزایش مصرف سوخت ویژه می شود.

یکی از نوآوری های این مقاله، بررسی اثر عیوب محفظه احتراق بر شاخص های عملکردی موتور است. این عیوب می توانند تأثیر مهمی در افت عملکرد موتور داشته باشند. در

9. Godoy, E., Benz, S.J., and Scenna, N.J. "A Strategy for the Economic Optimization of Combined Cycle Gas Turbine Power Plants by Taking Advantage of Useful Thermodynamic Relationships", *Appl. Therm. Eng.*, Vol. 31, No. 5, pp.852-871, 2011.
10. Pourfatemi, S.M. and Ahmadi, R. "Thermo-Economic Analysis with Reliability Consideration of a Hybrid System of Gas Turbine, SOFC and Multiple Effect Desalination", *Modares Mech. Eng.*, Vol. 17, No. 10, pp. 321-332, 2017. (In Persian)
11. Ghaffari, A., Akhgari, R., and Abbasi, E., "Modeling and Simulation of MGT70 Gas Turbine Start-up Procedure", *Amirkabir J. Mech. Eng.*, Vol. 49, No. 2, pp.129-132, 2017. (In Persian)
12. Montazeri, M., and Safaraabadi-f, M. "Modeling and Simulation of Gas Turbine Aero-Engine Performance for Fuel Control System Design", *Int. J. Ind. Eng. Prod. Mange.*, Vol. 19, No. 10-2, pp.99-107, 2009. (In Persian)
13. Soon L.A., "Two-Combustor Engine for Military Applications", PhD Dissertation, Cranfield University, 2009.
14. Van Den Hout F., "Gas Turbine Performance Simulation Improvements to the TURBOMATCH Scheme", M.Sc. Thesis, Cranfield university, 1991.
15. Sirinoglou, A.A. "Implementation of Variable Geometry for Gas Turbine Performance Simulation TURBOMATCH Improvement", M.Sc. Thesis, Cranfield university, 1992.
16. Balli, O. and Hepbasli, A. "Energetic and Exergetic Analyses of T56 Turboprop Engine", *Energy Convers. Manage.*, Vol. 73, pp. 106-120, 2013.
17. Crosa, G., Pittaluga, F., Trucco, A. Beltrami, F., Torelli, A., and Traverso, F., "Heavy-duty Gas Turbine Plant Aerothermodynamics Simulation Using Simulink", *J. Eng. Gas Turbines Power*, Vol. 120, No. 3, pp. 550-556, 1998.
18. Farokhi, S. "Aircraft Propulsion", John Wiley & Sons, New Delhi, India, 2014.
19. Kerrebrock, J.L. "Aircraft Engines and Gas Turbines", MIT Press, Cambridge, UK, 1992.
20. Sonntag, R.E., Borgnakke, C., and Van Wylen, G.J. "Fundamentals of Thermodynamics", John Wiley & Sons, USA, 2003.

این مقاله دو عیب اساسی و شایع در محفظه‌های احتراق شامل افت فشار محفظه احتراق و کاهش بازده احتراق بررسی شد. این معایب در اثر عواملی چون آشفته‌گی جریان، اصطکاک دیواره‌ها، اتلافات حرارتی، ناخالصی‌ها، رسوب‌های جداره‌های محفظه احتراق و ... رخ می‌دهند و اثراتی بسیار منفی بر عملکرد موتور بر جا می‌گذارند به طوری که نتایج این مقاله نشان می‌دهد که به ازای ۱۰ درصد افزایش افت فشار محفظه احتراق، مصرف سوخت و توان خروجی به ترتیب ۵/۵ و ۱۷/۵ درصد کاهش و مصرف سوخت ویژه ۱۴ درصد افزایش خواهد یافت. همچنین به ازای ۱۰ درصد کاهش بازده احتراق، مصرف سوخت ۱۳ درصد افزایش و توان موتور ۱۷/۵ درصد کاهش می‌یابد. روش‌های مختلفی برای برطرف کردن این عیوب اساسی می‌توان به کار گرفت که می‌تواند موضوعی برای پژوهش‌های آتی بر روی این موتور و موتورهایی از همین خانواده باشد.

۶- مراجع

1. Saravanamuttoo, H.I. and Fawke, A.J. "Simulation of Gas Turbine Dynamic Performance", American Society of Mechanical Engineers, New York, USA, 1970.
2. Seldner, K., Mihalow, J.R., and Blaha, R.J. "Generalized Simulation Technique for Turbojet Engine System Analysis", National Aeronautics and Space Administration, Washington, USA, 1972.
3. Walsh, P.P. and Fletcher, P. "Gas Turbine Performance", John Wiley & Sons, India, 2004.
4. Mattingly, J.D. "Elements of Gas Turbine Propulsion", McGraw-Hill, India, 2005.
5. Oates, G.C. "Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion". American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, USA, 1997.
6. <http://gasturb.de/>
7. Hanachi, H. "Gas Turbine Engine Performance Estimation and Prediction", PhD Dissertation, Carleton University, 2016.
8. Lebele-Alawa, B.T. and Jo-Appah, V. "Thermodynamic Performance Analysis of a Gas Turbine in an Equatorial Rain Forest Environment", *J. Power Energy Eng.*, Vol. 3, No. 1, pp.11-23, 2015.

23. Mazidi Sharafabadi, M., Vaezi, S.M., and Norouzi, E. "Performance and Emission Analysis of Combustion Chamber of a Turboprop Engine at Different Operation Regimes" Sci. J. Fluid Mech. Aerodyn. Vol. 4, No. 1, pp.65-75, 2015. (In Persian)
21. Zhu, P. and Saravanamutto, H.I. "Simulation of an Advanced Twin-spool Industrial Gas Turbine", J. Eng. Gas Turbines Power, Vol. 114, No. 2, pp.180-185, 1992.
22. McIntire, W.L. "A New Generation T56 Turboprop Engine", Proc. Int. Gas Turbine Conf. Exhibit., Amsterdam, Netherlands, 1984.