

تحلیل پارامتریک رفتار غیردائمی یک موتور توربوجت بر مبنای مدل‌سازی غیرخطی ائروترمودینامیکی

محمد فرجی^۱، مهدی جهرمی^۲، جاماسب پیرکندی^۳، مصطفی محمودی^۴

۱ کارشناس ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، faraji.1368@gmail.ir

۲، ۳، ۴ استادیار مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۱۲/۰۳

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۶/۲۷

چکیده

پژوهش حاضر به تحلیل پارامتریک رفتار گذرای یک موتور توربوجت بر مبنای مدل‌سازی غیردائمی و مبتنی بر معادلات ائروترمودینامیکی حاکم می‌پردازد. مدل دینامیکی مورد نظر در محیط سیمولینک^۱ نرم‌افزار متلب^۲ توسعه یافته است. از مجموع عوامل مؤثر بر عملکرد گذرا، سه عامل مهم شامل دینامیک شفت، دینامیک حجم و دینامیک انتقال حرارت در مدل مورد نظر گنجانده شده است. جهت اعتبارسنجی، نتایج مدل شامل تغییرات میزان دور موتور، نیروی پیشرانش و دمای گازهای خروجی از محفظه احتراق و توربین در یک عملیات شتاب معکوس (از ۱۰۰ تا ۷۰ درصد دور نقطه طراحی)، با نتایج حاصل از نرم‌افزار شبیه‌سازی توربین گاز یا اصطلاحاً جی.اس.پی.^۳ مقایسه شده است. نتایج حاکی از توانایی بالای مدل در شبیه‌سازی عملکرد گذرا می‌باشد، به نحوی که بیشینه درصد خطا کمتر از ۴ درصد در میزان نیروی جلوبرندگی می‌باشد. سپس در بررسی پاسخ گذرا، عملیات افزایش دور موتور با سه نرخ متفاوت افزایش میزان مصرف سوخت، مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که با افزایش نرخ مصرف سوخت، نگرانی‌های عملکردی مانند فرارفت^۴ دما جریان در ورود به توربین و نیز احتمال وقوع پدیده سرج در کمپرسور تشدید می‌شود. به گونه‌ای که در مدل حاضر شتاب‌دهی در مدت ۲/۵ ثانیه می‌تواند دمای ورود به توربین را تا حدود ۲۱ کلوین افزایش دهد.

واژگان کلیدی

مدل‌سازی، توربوجت، سیمولینک، دینامیک شفت، دینامیک حجم، دینامیک انتقال حرارت

۱. مقدمه

ساخت این تجهیزات، فعالیت‌های تحقیقاتی قابل توجهی خصوصاً در زمینه مدل‌سازی آنها انجام شده است. مدل‌سازی می‌تواند در

طی سالان اخیر، به دلیل استفاده روزافزون از توربین‌های گازی در صنایع هوایی، جهت حل مشکلات مهندسی در فرایند طراحی و

زمان طراحی و ساخت موتور به منظور بهینه‌سازی طراحی، شناسایی رفتار سیستم و بهبود سیستم کنترل استفاده شود و یا بعد از فرایند ساخت با هدف نظارت بر وضعیت، تشخیص نوع خرابی و مکان آن، اعتبارسنجی حسگرها و جز این‌ها مورد استفاده قرار گیرد. با وجود تمام پژوهش‌های قابل توجهی که طی چند دهه گذشته در این زمینه انجام شده است، به دلیل طبیعت غیرخطی و پیچیده دینامیک توربین گاز و نیاز به بررسی واکنش سیستم به اختلالات و نیز بهبود سیستم‌های کنترل موجود، نیاز به مدل‌های دینامیکی با درجه بالاتری از دقت و قابلیت اطمینان احساس می‌شود [۱].

ایوانز، رییس و هیل، در سال ۲۰۰۱ م، مدل خطی چندمتغیره از یک توربوفن دومحوره را با روش بازشناسی فرکانس - دامنه ارائه نمودند [۱]. در همان سال، سانگی با همکاری لکشمین یک مدل اثرات دینامیک موتور توربوفن جریان مخلوط را با قابلیت عملکرد بلادرنگ توسعه داد [۲]. این مدل بر پایه روش حجم بین اجزاء^۵ با رویکرد کاهش زمان محاسبات ایجاد شده است. در سال ۲۰۰۴ م، چانگداک و جونگها مدل دینامیکی یک موتور توربوپمپ سبک را در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب توسعه دادند [۳]. هدف به دست آوردن رژیم پروازی ایمنی بود که در آن عملکرد گذرا، دارای حاشیه سرج مطلوب بوده و میزان فرارفت دما ورود به توربین مناسب باشد. آنها از نرم‌افزار جی. اس. پی. جهت اعتبارسنجی استفاده نمودند. در سال ۲۰۰۸ م، رحمان و ویدبورن جهت بررسی عددی اثر استخراج هوا بر عملکرد موتور، یک موتور توربوپمپ تک‌محوره را با استفاده از روش حجم بین اجزاء در محیط سیمولینک / متلب مدلسازی کردند [۴]. در همان سال، منتظری و صفربادی فراهانی به مدلسازی و شبیه‌سازی عملکرد موتور توربوپمپ به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت پرداختند [۵]. مدل با قابلیت عملکرد پایا و گذرا در محیط شبیه‌سازی سیمولینک توسعه داده شد و اعتبارسنجی آن توسط داده‌های تجربی صورت گرفت. در سال ۲۰۱۰ م، منتظری، فاضلی و جعفری به مدلسازی عملکرد موتور توربوپمپ در فاز استارت پرداختند [۶]. آنها ابتدا معادلات ریاضی حاکم بر استارت پنوماتیکی شامل مخزن، شیر و مولد گشتاور را ارائه نمودند، سپس با ترکیب این معادلات با مدل مکانیکی اجزای موتور توربوپمپ، فرایند استارت موتور را مدلسازی کردند. در سال ۲۰۱۲ م، چیسای، مدیسی و بالبو به مدلسازی تحلیلی توربوپمپ و اعتبارسنجی آن

پرداختند [۷]. در سال ۲۰۱۳ م، یوجام، ایفیچو و آناکوڈ یک مدل شبیه‌سازی عملکرد دینامیکی موتور توربوپمپ را ارائه کردند [۸].

چون موتورهای توربوپمپ به‌عنوان یکی از پرکاربردترین مشتقات توربین گاز به‌شمار می‌روند و از طرفی نیاز به یک مدل دینامیکی معتبر با در نظر گرفتن جزئیات حاکم، برای پژوهش‌های دانشگاهی و صنعتی به‌شدت احساس می‌شود، تحقیق حاضر به ارائه یک مدل ریاضی معتبر در این حوزه پرداخته است. از جمله مهمترین مسائل در این حوزه توانایی مدل گذرا در پیش‌بینی فرارفت و فرورفت^۶ پارامترهای عملکردی در شرایط شتاب‌دهی سریع^۷ و یا کاستن سرعت سریع^۸ است. در تحقیقات صورت‌گرفته کمتر به این موضوع پرداخته شده است. در مدل حاضر تمرکز ویژه‌ای بر این موضوع صورت گرفته و کوشش شده است تا با تغییر نرخ تغییرات سوخت در مدل دینامیکی توسعه داده‌شده، به پیش‌بینی و تحلیل رفتار گذرای موتور تحت تأثیر این تغییرات و توانایی مدل در بررسی پارامتریک موتور پرداخته شود. این امر در طراحی سامانه کنترل موتور نقش کلیدی ایفا خواهد کرد. توانایی مدل دینامیکی توسعه داده‌شده در پیش‌بینی رفتار غیرخطی موتور از نقاط قوت آن خواهد بود.

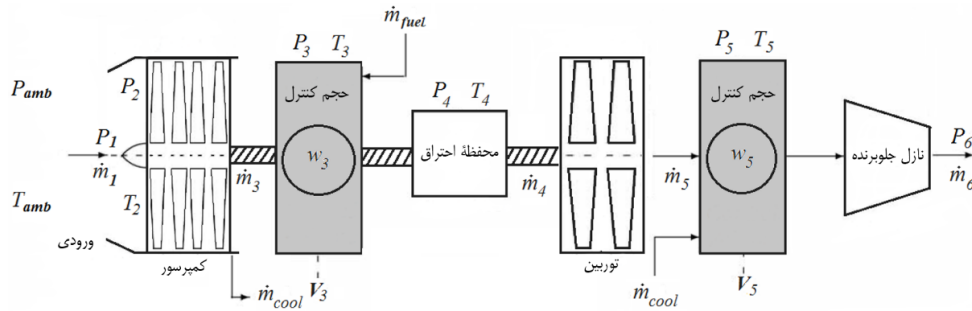
۲. موتور توربوپمپ

همان گونه که در شکل ۱ مشاهده می‌شود، موتور توربوپمپ از قسمت‌های اصلی شامل ورودی، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، محور یا شفت متصل‌کننده توربین و کمپرسور و نازل جلوبرنده تشکیل شده است. مدل توسعه‌یافته در محیط سیمولینک، شامل مراحل مدلسازی اجزای اصلی موتور و مدلسازی عوامل مؤثر بر عملکرد دینامیکی می‌باشد.

۳. مدلسازی اجزای موتور

۳-۱. شرایط هوا در ورودی موتور

مشخصات جریان هوای آزاد پیرامون هواپیما (موتور)، اعم از دما و فشار هوا تابع ارتفاع پرواز است. در بخش بعد، از دیفیوزر موتور تا ورودی کمپرسور، مشخصات هوا تابع عدد ماخ پرواز و بازده دیفیوزر است. مدل ورودی موتور شبیه‌ساز کل این فرایند می‌باشد، به‌گونه‌ای که مشخصات جریان هوای آزاد را براساس استاندارد آیسآ^۹ [۹] طبق روابط ۱ تا ۴ تعیین نموده و سپس دما و فشار هوا را تا ورودی کمپرسور محاسبه می‌کند [۱۰].



شکل ۱. نمای کلی از پیکربندی موتور توربوپروپت تک محوره

جهت کاهش میزان وابستگی دبی جریان و سرعت دورانی به مشخصات جریان، این پارامترها با استفاده از روابط ۸ و ۹ به صورت شبه بی بعد (اصلاح شده) مورد استفاده قرار می گیرند [۹]:

$$\dot{m}_{corr} = \frac{\dot{m} \times \sqrt{T/288.15}}{P/101325} \quad (۸)$$

$$N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{T/288.15}} \quad (۹)$$

به طوری که در روابط اخیر، \dot{m} نشان دهنده دبی جرمی جریان سیال (برحسب کیلوگرم بر ثانیه) و N سرعت دورانی (برحسب دور بر دقیقه) می باشد و اندیس $corr$ به معنای اصلاح شده است. همان گونه که در منحنی عملکردی کمپرسور، در شکل ۲، مشاهده می شود، چون در سرعت های بالا منحنی نسبت فشار برحسب دبی جرمی به صورت عمودی است و در سرعت های کم این خطوط به صورت افقی درمی آیند، مراجعه به صورت افقی و عمودی خطای زیادی را در روند محاسبات موتور وارد می کند. لذا صحت و نحوه بازخوانی منحنی های عملکردی در روند شبیه سازی از اهمیت بالایی برخوردار است. یکی از کارآمدترین روش ها برای حل این مشکل، تقسیم بندی منحنی های عملکردی براساس خطوط بتا (β) و قراردادن آنها به صورت جداول دو بعدی $\dot{m}_{corr} = f(\beta, N_{corr})$ و $\eta = g(\beta, N_{corr})$ می باشد [۱۱]. به واسطه داشتن بتا و سرعت اصلاح شده می توان دبی جرمی و بازده را از این جدول ها به دست آورد. مقدار بتا در تقاطعش با خط چوک^{۱۱} برابر با صفر بوده و در برخورد با خط سرچ^{۱۲} برابر یک می باشد [۹].

معادلات محاسبه دمای خروجی و کار کمپرسور عبارتند از

[۱۰]:

$$T_3 = T_2 \left(1 + \frac{1}{\eta_{comp}} \left[\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right) \quad (۱۰)$$

$$P_{w_{comp}} = \dot{m}_3 \times Cp \times (T_3 - T_2) \quad (۱۱)$$

محاسبه دما و فشار بر اساس استاندارد آیسا تا ارتفاع ۱۱۰۰۰ متری از سطح دریا عبارت است از:

$$T_{amb} = T_1 = 288.15 - (0.0065 \times h) \quad (۱)$$

$$P_{amb} = P_1 = 101325 \times \left[\left(\frac{T_{amb}}{288.15} \right)^{5.2561} \right] \quad (۲)$$

به طوری که در روابط ۱ و ۲، T دما (بر حسب کلونین)، P فشار (برحسب پاسکال) و h نشان دهنده ارتفاع از سطح دریا (برحسب متر) است. اندیس amb نیز به محیط اطراف اشاره دارد. در ارتفاع بالاتر از ۱۱۰۰۰ متر:

$$T_{amb} = T_1 = 216.69 \quad (۳)$$

$$P_{amb} = P_1 = 22632 e^{1.733 - (0.000157h)} \quad (۴)$$

دمای سکون هوا تا ورودی کمپرسور با رابطه ۵ تعریف می شود:

$$T_2 = T_{amb} \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right] \quad (۵)$$

فشار سکون در جریان فروصوت برابر است با:

$$P_2 = P_{amb} \left[1 + \eta_I \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (۶)$$

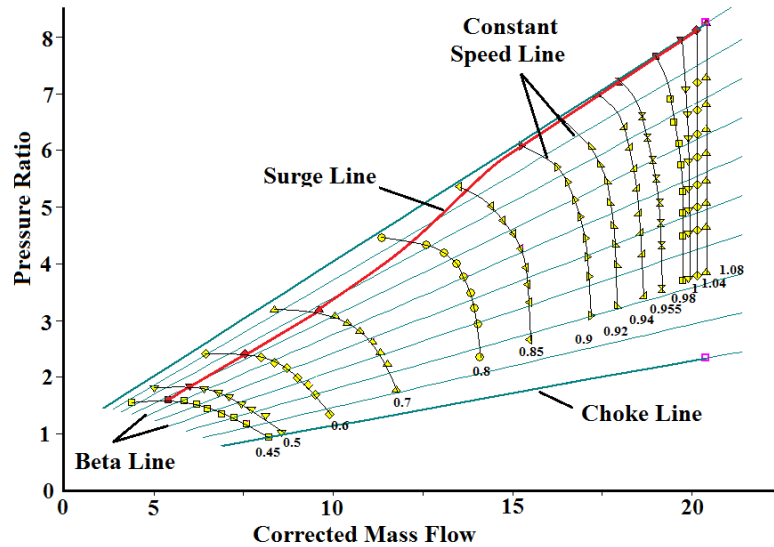
همچنین فشار سکون در جریان فراصوت برابر است با:

$$P_2 = P_{amb} \left[1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \times (1 - 0.075 \times (M-1)^{1.35}) \quad (۷)$$

در روابط فوق M ماخ پروازی، γ نسبت ظرفیت های گرمایی و η_I بازده دیفیوزر است.

۲-۳. کمپرسور

در مدل سازی، به طور معمول رابطه نسبت فشار، دبی جریان، سرعت دورانی و بازده مجموعه کمپرسور و توربین به شکل منحنی عملکردی در قالب جدول های دوبعدی^{۱۱} ظاهر می شوند. معمولاً



شکل ۲. منحنی عملکردی کمپرسور به همراه خطوط بتا

۳-۴. توربین

پیشتر بیان شد که در مدلسازی، رابطه پارامترهای عملکرد توربین (همانند کمپرسور) به شکل منحنی عملکردی (شکل ۵) و براساس خطوط بتا در قالب جدول‌های دویعدی بیان می‌شود. در منحنی عملکرد توربین خطوط بتا و خطوط نسبت فشار، موازی می‌باشند. به همین علت بتا از رابطه ۱۴ قابل محاسبه خواهد بود [۱۳]:

$$\beta = \frac{r - r_{\min}}{r_{\max} - r_{\min}} \quad (14)$$

در رابطه ۱۴، r معرف نسبت فشار است. می‌توان با استفاده از روابط ۱۵ و ۱۶، دمای گازهای خروجی و توان تولیدی توربین را محاسبه کرد [۱۰]:

$$T_5 = T_4 \left(1 + \eta_{Turb} \left[\left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}}} - 1 \right] \right) \quad (15)$$

$$P_{W_{turb}} = \dot{m}_5 \times C_{p_{gas}} \times (T_5 - T_4) \quad (16)$$

به طوری که در این رابطه η_{turb} بازده آیزنتروپیک توربین است. نحوه مدلسازی معادلات و منحنی عملکردی توربین و کمپرسور (شکل ۳) شباهت بسیار زیادی با هم دارند.

۳-۵. نازل جلوبرنده

مدل نازل قادر است به وسیله معادله ۱۷ حالات جریان فروسوت و خفگی را در گلوگاه نازل تشخیص داده و فراخور آن میزان تراست، دبی و سرعت جریان خروجی را محاسبه نماید [۱۰].

$$P_{cr} = \left[\frac{2}{\gamma_{gas} + 1} \right]^{\frac{\gamma_{gas}}{\gamma_{gas}-1}} \times P_{inlet} \quad (17)$$

در روابط فوق، P_w نشانگر توان (برحسب وات) بازده آیزنتروپیک کمپرسور و C_p ظرفیت گرمایی ویژه فشار ثابت (برحسب ژول بر کیلوگرم کلوین) می‌باشد. در شکل ۳ نمای از منحنی عملکردی کمپرسور به همراه روابط ۱۰ و ۱۱ مشاهده می‌شود. گفتنی است با وارد کردن مشخصات خط سرج، مدل پدیده سرج تشخیص داده شده و بلافاصله پس از وقوع آن، وقوع سرج را اعلام می‌کند.

۳-۳. محفظه احتراق

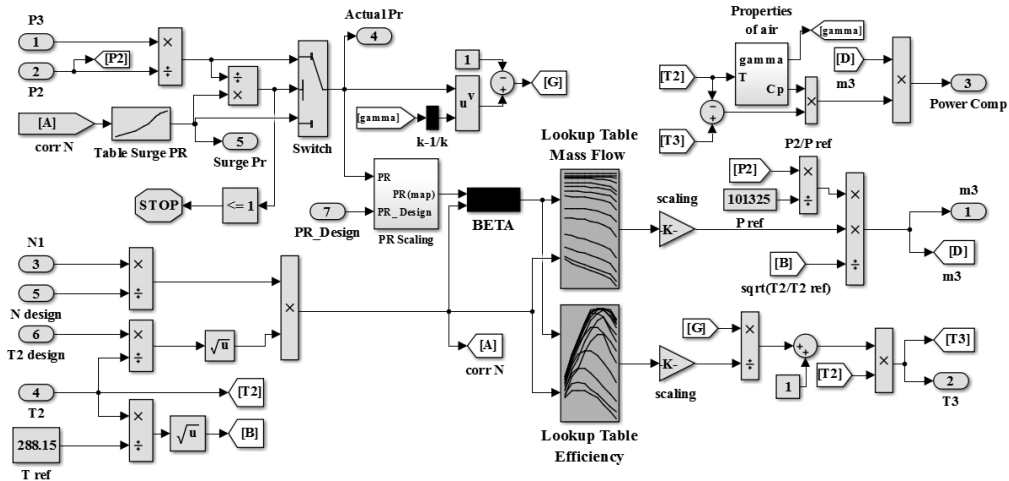
جهت مدلسازی فرایند احتراق سوخت در مدل حاضر، احتراق به صورت آنی، کامل و بلافاصله پس از تزریق سوخت فرض شده است [۱۲]. معادله تعیین دمای و فشار خروجی محفظه احتراق عبارت است از [۸]:

$$\frac{dT_4}{dt} = \frac{1}{C_{v_{4_{gas}}} \cdot W_4} \left[(LHV \cdot \eta_{burn} \cdot \dot{m}_{fuel}) \right. \quad (12)$$

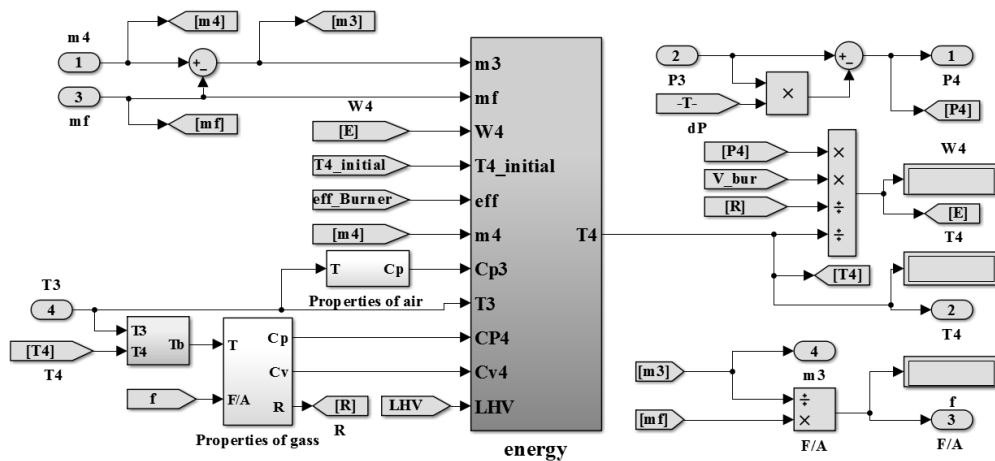
$$\left. + (\dot{m}_3 \cdot C_{p_{3_{air}}} \cdot T_3) - (\dot{m}_4 \cdot C_{p_{4_{gas}}} \cdot T_4) \right]$$

$$P_4 = P_3 \times (1 - \varepsilon) \quad (13)$$

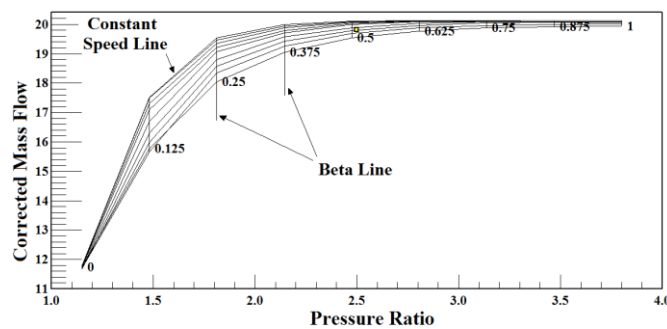
در رابطه اخیر، t زمان (برحسب ثانیه)، W جرم سیال (برحسب کیلوگرم)، C_v ظرفیت گرمایی ویژه در حجم ثابت (برحسب ژول بر کیلوگرم کلوین)، LHV ارزش حرارتی سوخت (برحسب ژول بر کیلوگرم)، η_{burn} بازده محفظه احتراق، \dot{m}_{fuel} دبی جرمی سوخت (برحسب کیلوگرم بر ثانیه) و ε درصد افت فشار محفظه احتراق را نشان می‌دهد. اندیس‌های air و gas به ترتیب به خواص جریان هوا و گاز (محصولات احتراق) اشاره دارد. شکل ۴، تصویر معادلات محفظه احتراق را در محیط سیمولینک نشان می‌دهد.



شکل ۳. نمایی از مدل بلوک عملکرد کمپرسور



شکل ۴. نمایی از مدل بلوک محفظه احتراق در محیط سیمولینک



شکل ۵. منحنی عملکردی توربین به همراه خطوط بتا [۱۳]

$$V_e = \sqrt{2Cp_{gas} \cdot \eta_n \cdot T_5 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}}} \right]} \quad (19)$$

$$Fn = \dot{m}_6 \cdot V_e - \dot{m}_1 \cdot V_a \quad (20)$$

چنانچه فشار محیط کمتر از فشار بحرانی باشد، جریان در گلوگاه نازل در حالت خفگی بوده و معادلات آن عبارت است از:

در رابطه ۱۷، فشار بحرانی در خروج از گلوگاه نازل است. در صورتی که فشار محیط بزرگتر از فشار بحرانی باشد، جریان در خروجی نازل فروصوت بوده و معادلات آن عبارت است از:

$$\dot{m}_6 = \frac{A \cdot P_5}{\sqrt{R_{gas} \cdot T_5}} \left[\frac{P_e}{P_5} \right]^{\frac{1}{\gamma_{gas}}} \times \sqrt{\frac{2\gamma_{gas}}{\gamma_{gas}-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}}} \right]} \quad (18)$$

جدول ۱. ضرایب رابطه محاسبه خواص هوا و محصولات احتراق [۱۲]

اندیس	A Dry Air	B Jet-A	C Jet-A
۰	۰/۹۹۲۳۱۳	-۰/۷۱۸۸۷۴	۱
۱	۰/۲۳۶۶۸۸	۸/۷۴۷۴۸۱	-۰/۰۰۹۹
۲	-۱/۸۵۲۱۴۸	-۱۵/۸۶۳۱۵	۱e(-۰۷)
۳	۶/۰۸۳۱۵۲	۱۷/۲۵۴۰۹۶	xxx
۴	-۸/۸۹۳۹۳۳	-۱۰/۲۳۳۷۹	xxx
۵	۷/۰۹۷۱۱۱۲	۳/۰۸۱۷۷۸	xxx
۶	-۳/۲۳۴۷۲۵	۳/۰۸۱۷۷۸	xxx
۷	۰/۷۹۴۵۷۱	-۰/۰۰۳۹۱۹	xxx
۸	-۰/۰۸۱۸۷۳	xxx	xxx

$$\dot{m}_6 = \frac{P_5 \cdot A}{\sqrt{R_{gas} \cdot T_5}} \sqrt{\gamma_{gas} \left[\frac{2}{\gamma_{gas} + 1} \right]^{\frac{\gamma_{gas} + 1}{\gamma_{gas} - 1}}} \quad (21)$$

$$V_e = \sqrt{2Cp_{gas} \cdot \eta_n \cdot T_5 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_{gas} - 1}{\gamma_{gas}}} \right]} \quad (22)$$

$$Fn = \dot{m}_6 \cdot V_e - \dot{m}_1 \cdot V_a + A(P_{Cr} - P_e) \quad (23)$$

در روابط فوق، A مساحت گلوگاه نازل (برحسب متر مربع)، P_e فشار فضای خارجی نازل (برحسب پاسکال)، R ثابت عمومی گازها، V_e سرعت گازهای خروجی از موتور، V_a سرعت هوای ورودی سرعت هوای وارد شده به موتور (برحسب متر بر ثانیه)، F_n نیروی جلوبردگی یا تراست (برحسب نیوتن) و η_n بازده نازل می‌باشد.

۳-۶. خواص جریان

خواص جریان هوا و محصولات احتراق مانند ظرفیت‌های گرمایی و ثابت گازها از روابط ۲۴ تا ۲۷ قابل محاسبه است [۹].

$$C_{P_{air}} = A_0 + A_1 \cdot T_z + A_2 \cdot T_z^2 + A_3 \cdot T_z^3 + A_4 \cdot T_z^4 + A_5 \cdot T_z^5 + A_6 \cdot T_z^6 + A_7 \cdot T_z^7 + A_8 \cdot T_z^8 \quad (24)$$

$$C_{P_{gas}} = C_{P_{air}} + \frac{f}{(f+1)} \cdot (B_0 + B_1 \cdot T_z + B_2 \cdot T_z^2 + B_3 \cdot T_z^3 + B_4 \cdot T_z^4 + B_5 \cdot T_z^5 + B_6 \cdot T_z^6 + B_7 \cdot T_z^7) \quad (25)$$

$$R_{gas} = C_0 \cdot 287.05 + C_1 \cdot f + C_2 \cdot f^2 \quad (26)$$

$$\gamma = Cp / (Cp - R) \quad (27)$$

در روابط فوق $T_z = T / 1000$ است و f نسبت میزان سوخت به هواست. ضرایب A ، B و C در جدول ۱ معرفی شده‌اند. ضرایب B و C به نوع سوخت وابسته بوده و مقادیر نشان داده شده در جدول، مربوط به سوخت نمونه با نام تجاری $JET-A$ است.

۴. مدلسازی دینامیکی

عملکرد گذرا به وسیله رژیم کاری، که در آن پارامترهای عملکردی موتور با گذشت زمان در حال تغییرند، معنا می‌شود و به وسیله ترکیب عوامل مختلف از جمله دینامیک شفت، دینامیک حجم سیال و دینامیک انتقال حرارت حاصل می‌گردد [۹]. در پژوهش صورت گرفته، مدلسازی به روش حجم بین اجزاء این امکان را ایجاد کرده است تا عوامل مؤثر بر عملکرد گذرا در داخل بلوک دیاگرام هر کدام از اجزای مدل، در قسمتی جداگانه مربوط به عملکرد گذرا گنجانده شود.

۴-۱. دینامیک شفت

فرض می‌شود در یک توربوجت تک‌محوره، که در حالت پایدار کار می‌کند، سیستم کنترل به‌طور ناگهانی جریان سوخت را کاهش داده و به علت کاهش دمای محصولات احتراق، قدرت خروجی توربین کاهش یابد. این قدرت کمتر از توان مورد نیاز کمپرسور، تجهیزات کمکی و جزاینها می‌باشد. از اینرو برای حالت گذرا مطابق معادله ۲۸ یک قدرت نامتوازن در محور ایجاد خواهد شد [۹]. شماره‌گذاری‌ها براساس شکل ۱ می‌باشد.

$$\frac{dPw}{dt} = W_4 \cdot C_{P_{gas}} \cdot (T_4 - T_5) - W_2 \cdot C_{P_{air}} \cdot (T_3 - T_2) / \eta_m \quad (28)$$

به طوری که در رابطه η_m نشان‌دهنده بازده مکانیکی است. این قدرت نامتوازن باعث شتاب معکوس در محور می‌شود، که روند تغییرات آن در رابطه ۲۹ آمده است [۹].

$$\frac{dN}{dt} = \left(\frac{60}{2\pi} \right)^2 \frac{1}{I \times N} \times \frac{dPw}{dt} \quad (29)$$

به طوری که N و I به ترتیب نشانگر سرعت دورانی (برحسب دور بر دقیقه) و ممان اینرسی قطبی (برحسب کیلوگرم بر متر مربع) محور می‌باشد. به کمک روابط ۲۸ و ۲۹ می‌توان سرعت دورانی محور را در هر لحظه به دست آورد.

۴-۲. دینامیک حجم

در طول عملکرد حالت پایدار، دبی سیال وارد شده به یک مؤلفه موتور برابر همان مقداری است که از آن خارج می‌شود. این امر

و تجهیزات موتور می‌گردد که به نفوذ حرارت موسوم است و اثر قابل توجهی بر عملکرد موتور دارد. به کمک روابط ۳۴ و ۳۵ می‌توان اثر دینامیک انتقال حرارت را مدل‌سازی نمود [۹].

$$QU = h \times A \times (T_{\text{gas}} - T_{\text{metal}}) \quad (34)$$

به طوری که در آن h ضریب انتقال حرارت و A مساحت سطح مشترک بین بدنه موتور و سیال مجاور است؛ همچنین اندیس metal به بدنه موتور اشاره می‌کند.

$$\frac{dT_{\text{metal}}}{dt} = \frac{Q}{\text{mass}_{\text{metal}} \times CP_{\text{metal}}} \quad (35)$$

اثر این انتقال حرارت (Q) بر دمای جریان سیال را می‌توان به کمک معادله ۳۳ مدل‌سازی کرد. همان‌گونه که در شکل ۶ مشاهده می‌شود، از به هم پیوستن مدل تک‌تک مؤلفه‌های موتور به واسطه روابط دینامیکی، مدل موتور توربوجت ایجاد می‌گردد.

۵. اعتبارسنجی

به واسطه استفاده مجزا از مشخصات نقطه طراحی در روند مدل‌سازی این امکان ایجاد شده است تا با تغییر منحنی‌های عملکردی توربین و کمپرسور و به‌روزرسانی مشخصات نقطه طراحی متناسب با موتور توربوجت دلخواه، عملکرد گذرای موتور مورد نظر را شبیه‌سازی نمود. جدول ۲ نشان‌دهنده مشخصات نقطه طراحی موتور توربوجت نمونه‌ای است که جهت اعتبارسنجی نتایج مدل توسعه‌یافته انتخاب شده است. جهت اعتبارسنجی مدل توسعه‌یافته، یکی از نرم‌افزارهای مطرح در حوزه مدل‌سازی توربین‌های گازی، با نام نرم‌افزار جی. اس. پی، مورد استفاده قرار گرفته است. این نرم‌افزار قادر است عملکرد حالت گذرا و پایدار اکثر پیکربندی‌های مختلف توربین گاز را شبیه‌سازی کند [۱۴]. در این قسمت سعی شده است تا در یک عملیات شتاب معکوس متناظر با کاهش دور موتور از ۱۰۰ تا ۷۰ درصد دور نقطه طراحی تنها در مدت زمان یک ثانیه، نتایج عملکرد دینامیکی حاصل از مدل توسعه یافته و نیز مدل متناظر در نرم‌افزار جی. اس. پی. با یکدیگر مقایسه شود. برای حل معادلات از حل‌کننده ODE45 (Dormand-Prince) استفاده شده است و مقدار $1e-7$ به‌عنوان تلورانس پاسخ محاسبات معین شده، همچنین گام‌های زمانی حل به‌صورت خودکار توسط نرم‌افزار متلب تعیین می‌گردد. دمای خروجی از محفظه احتراق، دمای خروجی توربین، سرعت دورانی محور و میزان نیروی پیشران حاصل از هر دو مدل و خطای نتایج مدل توسعه‌یافته نسبت به مدل جی. اس. پی. در شکل‌های ۷ تا

تحت عملکرد گذرا دیگر صادق نبوده و فشار، درجه حرارت و نهایتاً چگالی سیال با زمان تغییر می‌کند. این پدیده به دینامیک حجم موسوم است و می‌تواند بر عملکرد گذرای موتور، به‌ویژه برای ظرفیت‌های بزرگ مانند، محفظه احتراق موثر باشد. شکل ۱ حجم کنترل‌های موتور توربوجت تک‌محوره را نشان می‌دهد. حجم کنترل اول، کمپرسور را به محفظه احتراق و حجم کنترل دوم توربین را به نازل جلورونده مرتبط می‌سازد. علت نامگذاری روش حجم بین اجزاء در این نوع مدل‌سازی، وجود همین حجم کنترل‌های فرضی است. با معادله ۳۰، نرخ جرم انباشته‌شده در این دو حجم کنترل، به‌ترتیب جهت محاسبه نرخ تغییرات فشار خروجی (معادله ۳۱) از کمپرسور و توربین استفاده می‌گردد [۱۲].

$$\frac{dW}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (30)$$

با استفاده از معادله گاز کامل، معادله ۲۶ برابر می‌شود با:

$$\frac{dP}{dt} = \frac{(\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out})RT}{Vol} + \frac{P}{T} \frac{dT}{dt} \quad (31)$$

در رابطه ۳۱، Vol اندازه حجم کنترل (برحسب متر مکعب) می‌باشد. با انتگرال‌گیری از معادله ۳۱ بر روی حجم کنترل‌های مذکور می‌توان به‌ترتیب فشار P_3 و P_5 را محاسبه کرد. همچنین با بررسی بقای انرژی (معادله ۳۲)، در هر کدام از این حجم کنترل‌ها می‌توان نرخ تغییرات دما را محاسبه نمود [۱۲].

$$\frac{dU}{dt} = (\dot{m}.C_p.T)_{in} - (\dot{m}.C_p.T)_{out} + Q_{out} \quad (32)$$

در رابطه فوق $U = W.u$ و $u = C_v.T$ است. با ساده‌سازی می‌توان نوشت [۱۱]:

$$\frac{dT}{dt} = \frac{(\dot{m}.C_p.T)_{in} - (\dot{m}.C_p.T)_{out} + Q_{out}}{W.C_p} + \frac{T}{W} \Delta \dot{m} \quad (33)$$

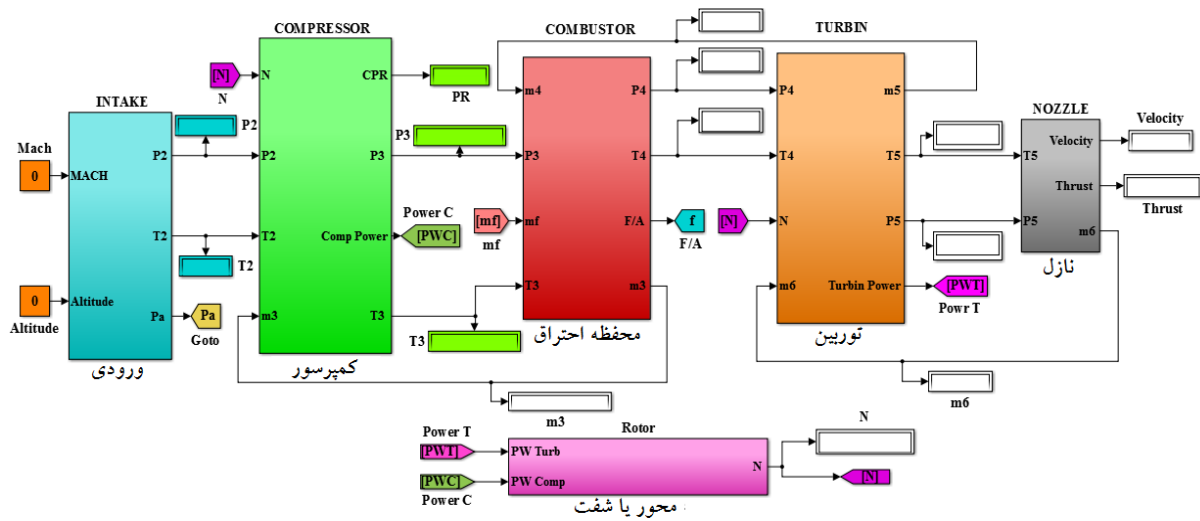
در روابط ۳۲ و ۳۳، Q به انتقال حرارت بین مؤلفه‌های موتور و سیال مجاور اشاره می‌کند.

۴-۳. دینامیک انتقال حرارت

در عملیات گذرا برخلاف عملکرد حالت پایدار، از انتقال حرارت بین مؤلفه‌های موتور و سیال عامل در مجاورت یکدیگر نمی‌توان صرف‌نظر نمود، زیرا شار حرارتی قابل توجهی در این بین در حال تبادل است. در یک عملیات کاهش سرعت به‌واسطه کاهش میزان سوخت مصرفی، باید بدنه و مؤلفه‌های موتور از بالاترین درجه حرارت به دمای جدید تغییر حالت داده و بار دیگر موتور به حالت پایدار درآید. این اختلاف دما سبب انتقال حرارت بین سیال

جلوبندگی، ۱/۱۹ درصد در میزان سرعت دورانی محور، ۰/۴۷ درصد در میزان دمای خروجی از محفظه احتراق و ۱/۳ درصد در میزان دمای خروجی از توربین می‌باشد.

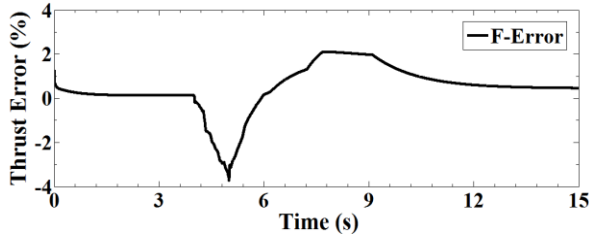
۱۴ نشان داده شده است. همچنین در شکل ۱۵، خط کاری کمپرسور روی منحنی عملکردی آن نمایش داده شده است. مقدار بیشینه درصد خطا در نتایج مدل حاضر نسبت به نتایج حاصل از مدل جی. اس. پی. برابر با ۳/۷۲ درصد در میزان نیروی



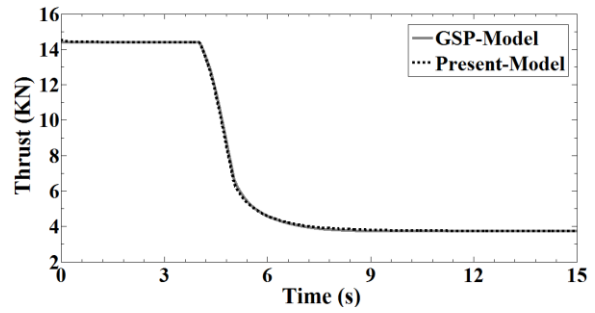
شکل ۶. نمای کلی از مدل موتور توربوجت در محیط سیمولینک

جدول ۲. مشخصات نقطه طراحی موتور توربوجت نمونه [۱۴]

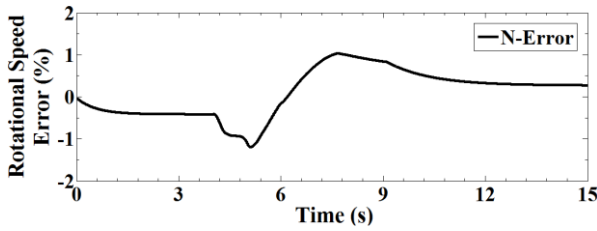
مقدار	مشخصه
۱۹/۹ کیلوگرم بر ثانیه	دبی جرمی ورودی
۱	نسبت فشار دیفیوزر
۱۶۵۴۰ دور بر دقیقه	سرعت روتور
۶/۹۲۰	نسبت فشار کمپرسور
۰/۸۲۵	بازده کمپرسور
۰/۹۸۵	بازده محفظه احتراق
۰/۰۴٪	درصد افت فشار محفظه احتراق
JET-A	نوع سوخت
۴۳۰۳۱ کیلوژول بر کیلوگرم	ارزش حرارتی سوخت
۲/۵۰۱۷	نسبت فشار توربین
۰/۸۸	بازده توربین
۰/۰۶۶۱۸ متر مربع	سطح گلوگاه نازل
۱۴/۳۹۲ کیلونیوتن	تراست



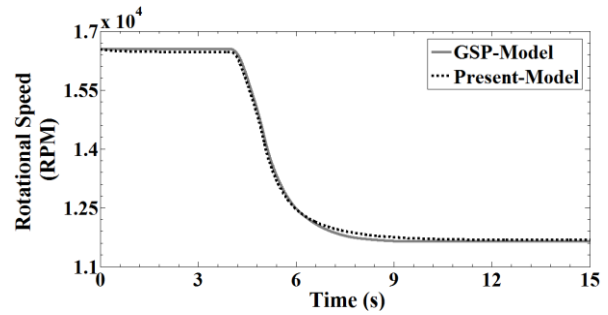
شکل ۸. درصد خطای نیروی جلوبرندگی در مدل توسعه یافته نسبت به نرم افزار جی. اس. پی.



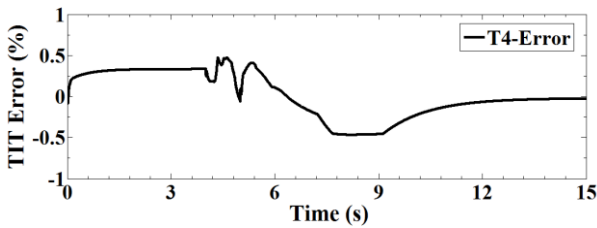
شکل ۷. مقایسه نیروی جلوبرندگی در مدل توسعه یافته با نرم افزار جی. اس. پی.



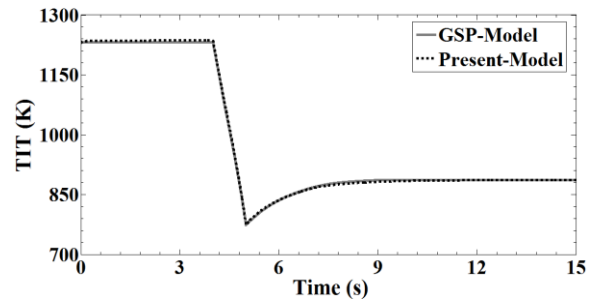
شکل ۱۰. درصد خطای دور موتور در مدل توسعه یافته نسبت به نرم افزار جی. اس. پی.



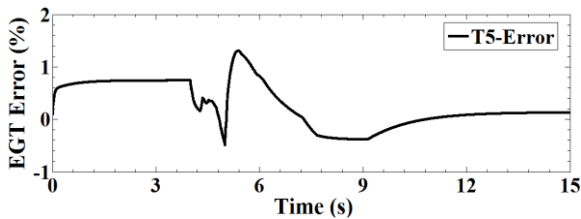
شکل ۹. مقایسه دور موتور در مدل توسعه یافته با نرم افزار جی. اس. پی.



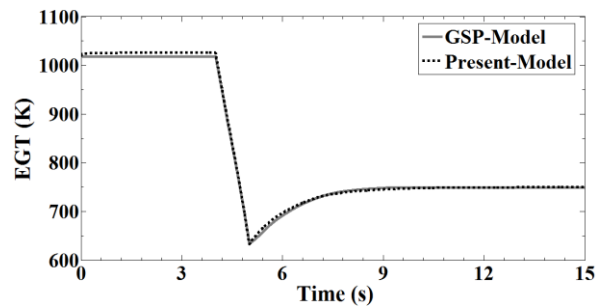
شکل ۱۲. درصد خطای دمای خروجی محفظه احتراق در مدل توسعه یافته نسبت به نرم افزار جی. اس. پی.



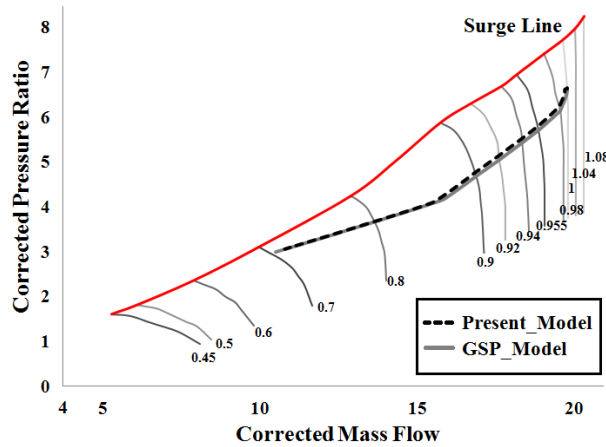
شکل ۱۱. مقایسه دمای خروجی محفظه احتراق در مدل توسعه یافته با نرم افزار جی. اس. پی.



شکل ۱۴. درصد خطای دمای خروجی توربین در مدل توسعه یافته نسبت به نرم افزار جی. اس. پی.



شکل ۱۳. مقایسه دمای خروجی توربین در مدل توسعه یافته با نرم افزار جی. اس. پی.



شکل ۱۵. خط کاری بر روی منحنی عملکردی کمپرسور در فرایند کاهش سرعت

یافته و باعث سرچ کمپرسور می‌گردد. به همین دلیل کمپرسور در حین عملکرد موتور مطابق با منحنی ۱ از شکل ۱۶ دچار پدیده سرچ شده و عملیات شبیه‌سازی متوقف می‌گردد، اما در منحنی‌های ۲ و ۳، موتور زمان بیشتری برای ایجاد تطابق با شرایط جدید دارا بوده و کمپرسور با سرچ روبرو نمی‌گردد. میزان تأخیر ایجادشده در رسیدن دور موتور به ۹۹/۹۹ درصد دور بیشینه برای منحنی ۲ و ۳ به ترتیب برابر ۳/۱ و ۲/۷۲ ثانیه می‌باشد. همچنین میزان فرارفت دما برای منحنی ۲ و ۳ به ترتیب برابر با ۲۰/۸۳ و ۷/۴۱ درجه کلوین است. به‌وضوح می‌توان متوجه شد اگرطراح و سازنده توربین قبل از فرایند ساخت، این فرارفت دما را پیش‌بینی نکرده و جهت جلوگیری از آن تمهیداتی نیاندیشیده باشند، می‌تواند به پره‌های توربین آسیب وارد کند. این از مواردی است که مدل‌های شبیه‌ساز دینامیکی موتور می‌تواند در طراحی بهینه‌توربین‌های گازی نقش کلیدی ایفا کرده و هزینه‌های فرایند ساخت و نگهداری موتور را به‌صورت چشمگیری کاهش دهد.

۷. جمع‌بندی

نتایج حاصل از شبیه‌سازی دینامیکی موتور توربوجت نمونه در پژوهش حاضر و مقایسه آن با نتایج حاصل از نرم‌افزار تجاری جی.اس.پی. نشان می‌دهد که مدل توسعه‌یافته از اعتبار لازم برخوردار بوده و می‌توان از این مدل در زمینه‌های مختلف از جمله بهینه‌سازی فرایند طراحی و ساخت و همچنین توسعه و اعتبارسنجی سیستم‌های کنترل استفاده نمود. همچنین با مقایسه تغییرات دور موتور حاصل از تغییرات دبی مصرف سوخت در سه نرخ متفاوت مشخص گردید که با افزایش شیب دبی مصرفی

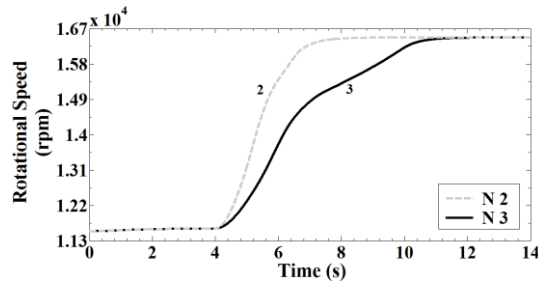
همچنین به‌منظور اعتبارسنجی، فرایند شتاب‌دهی از ۷۰ تا ۱۰۰ درصد دور نقطه طراحی در مدت ۲/۵ ثانیه نیز مورد مقایسه قرار گرفته است و مقدار بیشینه درصد خطا برابر ۳/۸۶ درصد در میزان نیروی جلوبرندگی و ۰/۹ درصد در میزان سرعت دورانی محور برآوردشده است. نتایج حاکی است که مدل حاضر در پیش‌بینی عملکرد گذرا از دقت مناسبی برخوردار است.

۶. تحلیل پارامتریک

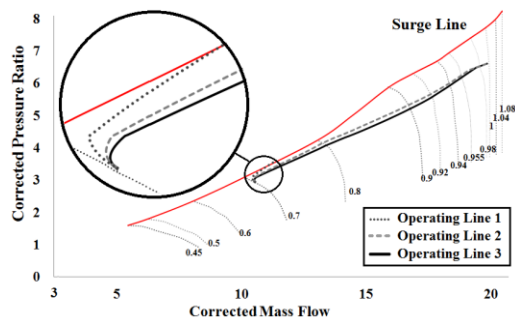
در مدل حاضر، با افزایش مصرف سوخت در سه نرخ متفاوت (شکل ۱۶) از مقدار متناظر با ۷۰ تا ۱۰۰ درصد دور نقطه طراحی، تغییرات میزان دور موتور، دمای ورود به توربین و خط کاری کمپرسور همان گونه که در شکل‌های ۱۷ تا ۱۹ دیده می‌شود، مورد بررسی قرار گرفته است.

همان‌گونه که در شکل ۱۷ مشاهده می‌شود، در عملکرد دینامیکی موتور بعد از ثابت‌شدن نرخ تغییرات سوخت، به‌علت خاصیت اینرسی شفت و همچنین انتقال حرارت از جریان گازهای احتراق به بدنه محفظه احتراق و پره‌های توربین، محور با یک تأخیر محسوس به دور بیشینه می‌رسد. این تأخیر به‌طور موقت سبب افزایش نسبت سوخت به هوا در محفظه احتراق می‌گردد و موجب یک فرارفت در دما و ورود به توربین (شکل ۱۸) می‌شود. این فرارفت با افزایش شیب تغییرات دبی سوخت مصرفی افزایش می‌یابد؛ به‌طوری‌که اگر این شیب از یک مقدار مشخصی فراتر رود، (به‌علت افزایش گردش توربین) دور موتور با سرعت بیشتری افزایش می‌یابد و همان‌گونه که در منحنی عملکردی کمپرسور مشاهده می‌گردد، نسبت فشار کمپرسور به‌صورت ناگهانی افزایش

تأخیر ایجادشده و به میزان $20/83$ کلوین در دمای ورود به توربین فرارفت ایجاد می‌شود. حال آنکه اگر فرایند افزایش سوخت در 6 ثانیه صورت گیرد، تأخیر به $2/72$ ثانیه تقلیل یافته و فرارفت دما تا $7/41$ کلوین کاهش می‌یابد.

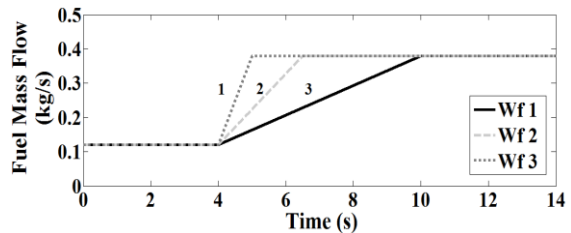


شکل ۱۷. تغییرات دور موتور براساس نرخ‌های متفاوت مصرف سوخت

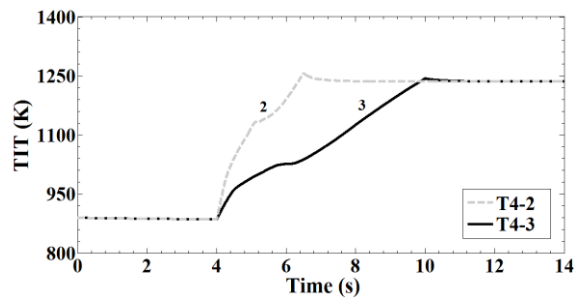


شکل ۱۹. خط کاری موتور بر روی منحنی عملکردی کمپرسور در فرایند شتاب‌دهی

سوخت، موتور با تأخیر بیشتری به دور مورد نظر رسیده و دما ورود به توربین دچار فرارفت قابل توجهی می‌شود. به طوری که با افزایش دور موتور از 70 تا 100 درصد دور بیشینه در مدت $2/5$ ثانیه، حدود $3/1$ ثانیه در رسیدن دور موتور به مقدار مورد نیاز،



شکل ۱۶. تغییرات میزان دبی سوخت مصرفی



شکل ۱۸. تغییرات دمای خروجی محفظه احتراق بر اساس نرخ‌های متفاوت مصرف سوخت

۸. مأخذ

- [1] Asgari, H., Ch. Xiaoqi, R. Sainudiin. "Modelling and Simulation of gas turbines." *Modelling Identification and Control* 20 (3), 2013, pp. 253-268.
- [2] Sanghi, V., B. K. Lakshmanan, R. Rajasekaran. "Aerothermal Model for Real-Time Digital Simulation of a Mixed-Flow Turbofan Engine." *Journal of Propulsion and Power* 17(3), 2001, pp. 629-635.
- [3] Changduk, K., J. Park. "Transient Performance Simulation of Propulsion System for CRW Type UAV using Simulink." ICAS, 2004.
- [4] Rahman, N. U., J. F. Whidborne. "A numerical investigation into the effect of engine bleed on performance of a single-spool turbojet engine." *Journal of Aerospace Engineering* 222, 2008, pp. 939-949.

- [5] منتظری، م.، م. صفرآبادی فراهانی. "مدلسازی و شبیه‌سازی عملکرد توربین گاز هوایی به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت." *نشریه بین‌المللی علوم مهندسی دانشگاه علم و صنعت ایران* ۱۹(۱۰)، ۱۳۸۷، ص. ۹۹-۱۰۷.
- [6] منتظری، م.، ح. فاضلی، س. جعفری. "مدلسازی عملکرد موتور توربوجت در فاز استارت"، دهمین همایش انجمن هوافضای ایران، دانشگاه تربیت مدرس، ۱۳۸۹.
- [7] Chiesa, S., G. Medici, M. Balbo. "Turbojet Analytical Model Development and Validation." 28th ICAS, 2012.
- [8] Ujam, A. J., F. Ifeacho, G. Anakudo. "Modeling Performance Characteristics of a Turbojet Engine." *Journal of Manufacturing, Material*

- and *Mechanical Engineering Research* 1 (1), 2013, pp. 1-16.
- [9] Walsh, P. P., P. Fletcher. *Gas Turbine Performance*, Blackwell Science Publishing, 2004.
- [10] Cohen, H., G. F. C. Ragers, H. I. H. Saravanamuttoo. *Gas Turbine Theory*, 4th ed., 1996.
- [11] Martin, S. "Development and Validation of a Civil Aircraft Engine Simulation Model For Advanced Controller Design." PhD dissertation, Leicester University, 2009.
- [12] Burlamaqui, F., F. A. C. Goes, A. B. V. Oliveira, R. W. Bosa, G. S. Fernandes. "Dynamic Modelling Nonlinear and Control System for a Turboshaft." 12th Pan-American Congress of Applied Mechanics, Port of Spain, Trinidad, 2012.
- [13] Schur, F. "A Transient Model of a Turbofan Engine in Simulink." Deutscher Luft- und Raumfahrt congress, 2013.
- [14] GSP Development Team, 2013, GSP 11 User Manual, National Aerospace Laboratory (NLR), <http://www.gspteam.com> (accessed March 01, 2016)

پی نوشت

-
1. Simulink[®]
 2. Matlab[®]
 3. Gas turbine Simulation Program (GSP)
 4. overshoot
 5. inter component volume
 6. undershoot
 7. fast acceleration
 8. fast deceleration
 9. international standard atmosphere (ISA)
 10. lookup table
 11. Choke line
 12. Surge line