

توسعه یک مدل ترمودینامیکی جهت شبیه‌سازی بلادرنگ رفتار گذرای موتور توربوجت در محیط سیمولینک

محمد فرجی^۱، مهدی جهرمی^{۲*}، جاماسب پیرکندی^۳، مصطفی محمودی^۴، جواد اذعانی^۵

اطلاعات مقاله	چکیده
دریافت مقاله: ۱۳۹۳/۱۱/۳۰	مطالعه حاضر به توسعه یک شبیه‌ساز دینامیکی با قابلیت عملکرد بلادرنگ برای کاربرد در مدل‌سازی آئرو ترمودینامیک موتورهای توربوجت در محیط سیمولینک نرم‌افزار متلب می‌پردازد. عناصر اختصاصی موتور به وسیله معادلات غیر خطی و با استفاده از روش دینامیک حجم بین اجزاء شبیه‌سازی شده‌است. به واسطه استفاده از متغیرهای نقطه طراحی در فرایند شبیه‌سازی، مدل قابلیت تطابق با ویژگی‌های یک موتور خاص را دارا است. در مدل‌سازی دینامیکی سه عامل دینامیک شفت، دینامیک حجم و دینامیک انتقال حرارت در مدل مورد نظر گنجانده شده‌است. جهت اعتبار سنجی نتایج مدل، ترم‌های دور موتور و نیروی پیشراننده در یک عملیات شتاب معکوس با نتایج نرم‌افزار GSP مورد مقایسه قرار گرفته‌است. نتایج حاصل توانایی مدل را در شبیه‌سازی عملکرد گذرا نشان می‌دهد به نحوی که بیشینه خطا کمتر از ۴٪ برآورد می‌گردد. سپس جهت کاهش زمان محاسبات و ایجاد قابلیت عملکرد به صورت بلادرنگ، روشی سرعت بخش مبنی بر انتخاب گام زمانی ثابت برای حل گر نرم‌افزار و مقیاس نمودن کوچکترین حجم (در بین حجم کنترل‌های مشخص شده در مدل) بر حسب همان گام زمانی مورد استفاده قرار گرفته‌است. خطای محاسبات پارامترهای اساسی موتور در این شرایط، کمتر از ۰/۵٪ است.
پذیرش مقاله: ۱۳۹۴/۰۴/۱۵	
واژگان کلیدی: آئرو ترمودینامیک، توربوجت، سیمولینک، شبیه‌سازی، مدل‌سازی، بلادرنگ.	

۱- مقدمه

مدل‌سازی می‌تواند در زمان طراحی، ساخت و همچنین تست موتور به شکل‌های مختلف مورد استفاده قرار گیرد. با وجود تلاش‌های قابل توجه در این زمینه، به دلیل طبیعت غیر خطی و پیچیده دینامیک توربین‌گاز و نیز بهبود سیستم‌های کنترل موجود، نیاز به مدل‌های دینامیکی با درجه بالاتری از دقت و قابلیت اطمینان احساس می‌گردد [۱]. سیستم کنترلی که بر روی یک مدل دقیق تست و اعتبارسنجی می‌شود، می‌تواند بر روی موتور واقعی قرار

در طول سال‌های اخیر، به دلیل استفاده روزافزون از توربین‌های گازی در صنایع هوایی، جهت حل مشکلات مهندسی در فرآیند طراحی و ساخت این تجهیزات، فعالیت‌های تحقیقاتی قابل توجهی صورت گرفته‌است. یکی از بهترین ابزارها برای تحقیق و پژوهش در این زمینه که از نظر ایمنی و کاهش هزینه از اهمیت زیادی برخوردار است، مدل‌سازی و شبیه‌سازی غیرخطی این نوع تجهیزات است.

*. پست الکترونیک نویسنده مسئول: mjahromi@mut.ac.ir

۱، ۲، ۳، ۴. استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران
۵. دانشجو کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

متغیر جریان از کمپرسور، پره‌های متغیر استاتور و سیستم خنک‌کاری توربین را دارا بود. در سال ۲۰۱۲، چيسا، مديسی و بالبو به مدل‌سازی تحلیلی توربوچت و اعتبار-سنجی آن پرداختند [۸]. هدف آن‌ها ارائه پیش‌بینی دقیق از خواص جریان در خروجی نازل جهت طراحی یک سیستم بردار تراست و قوانین کنترل دینامیک پرواز بود. در همان سال، حسین منصوری و کریم مظاهری به شبیه‌سازی عملکرد موتور توربوچت در دوره‌های بالا پرداختند [۹]. در سال ۲۰۱۳، یوجام، ایفیچو و آناکود یک مدل شبیه‌ساز عملکرد دینامیکی موتور توربوچت را ارائه نمودند [۱۰]. مدل موتور به روش حجم بین اجزاء در محیط شبیه‌سازی سیمولینک ایجاد شده بود.

از آنجا که موتورهای توربوچت یکی از پرکاربردترین موتورها از مجموعه موتورهای توربین‌گاز به شمار می‌آید و از طرفی نیاز به یک مدل دینامیکی معتبر با در نظر گرفتن جزئیات حاکم، برای پژوهش‌های دانشگاهی و صنعتی کشور عزیزمان ایران به شدت احساس می‌شد، تحقیق حاضر به ارائه یک مدل ریاضی معتبر با سطح بالایی از نظر دقت محاسبات در این حوزه پرداخته است. ویژگی بسیار مهم و کاربردی در زمینه مدل‌سازی، قابلیت شبیه‌سازی عملکرد موتور به صورت بلادرنگ است، این قابلیت توسعه و اعتبار-سنجی (نرم‌افزار و سخت‌افزار) کنترل‌کننده هیدرومکانیک را به صورت مستقل از موتور واقعی، امکان‌پذیر می‌سازد. مدل‌های آئروترمودینامیکی به علت پیچیدگی‌های موجود، قابلیت شبیه‌سازی عملکرد به صورت بلادرنگ را نخواهند داشت. در برخی از پژوهش‌های صورت گرفته، قابلیت عملکرد بلادرنگ جزء اهداف مدل‌سازی نبوده است [۳، ۴ و ۸]. پژوهش‌های دیگر نیز با ساده‌سازی روابط، توانسته‌اند به این قابلیت دست یابند [۵ و ۱۰]. همچنین با استفاده از شبکه‌های عصبی و ایجاد مدل‌های جعبه سیاه نیز می‌توان اجرای مدل به صورت بلادرنگ را عملی ساخت [۱۱]. در این پژوهش، کوشش شده است تا با استفاده از روشی سرعت بخش بر مبنای مقیاس‌دهی حجم کنترل‌های مشخص شده در مدل و بدون هیچ گونه ساده‌سازی، قابلیت عملکرد به

گرفته، از تحمیل هرگونه صدمه به موتور به واسطه یک سیستم کنترل معیوب، جلوگیری نماید. با این حال، طراحی سیستم‌های کنترل با دقت بالا، نیازمند افزایش سطح دقت فیزیکی مدل آئروترمودینامیکی است. افزایش دقت مدل با کاهش گام زمانی شبیه‌سازی به واسطه افزایش پیچیدگی محاسبات حاصل می‌گردد. با اعمال این تغییرات، مدل دیگر قادر به شبیه‌سازی عملکرد به صورت بلادرنگ نخواهد بود و این قابلیت برای توسعه این سیستم‌ها امری ضروری است. علاوه بر این، به منظور به دست آوردن یک مدل شبیه‌سازی دقیق، مدل باید در همه زمان‌ها، پایداری عددی را که به طور مستقیم توسط شرایط انتخاب گام زمان شبیه‌سازی دیکته می‌شود، از خود نشان دهد [۲].

در سال ۲۰۰۴، چانگداک و جونگها مدل دینامیکی یک موتور توربوچت سبک را در محیط سیمولینک توسعه دادند [۳]. هدف ایشان بدست آوردن رژیم پروازی ایمن در هنگام عملکرد گذرا بود. عملکردی که دارای حاشیه سرچ مطلوب بوده و میزان فرارفت دما در ورود به توربین مناسب باشد. آنها از نرم‌افزار GSP جهت اعتبارسنجی نتایج خود استفاده نمودند. در سال ۲۰۰۸، منتظری و صفراآبادی فراهانی به مدل‌سازی و شبیه‌سازی عملکرد موتور توربوچت به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت پرداختند [۴]. مدل با قابلیت عملکرد پایا و گذرا در محیط شبیه‌سازی سیمولینک توسعه داده شد و اعتبارسنجی آن به وسیله داده‌های تجربی صورت گرفت. در همان سال، رحمان و ویدبورن یک موتور توربوچت تک محوره را با استفاده از روش حجم بین اجزاء در محیط سیمولینک مدل‌سازی نمودند [۵]. هدف این مدل‌سازی بررسی عددی اثر استخراج هوا بر عملکرد موتور بود. در طول سال‌های ۲۰۰۸ و ۲۰۰۹، سونی مارتین و همکارانش به توسعه یک مدل موتور توربوچت تجاری جهت اعتبارسنجی یک سیستم کنترل پرداختند [۶ و ۷]. ایشان در یک مطالعه مشترک بین دانشگاه و صنعت یک مدل دقیق موتور توربوچت را به همراه سیستم کنترل در محیط شبیه‌سازی سیمولینک توسعه دادند. مدل توانایی‌های بسیاری از جمله مدل‌سازی زیرکش

استاندارد آیسا^۱ ارائه شده است [۱۲]. طبق این استاندارد شرایط هوا تا ارتفاع ۱۱۰۰۰ متری از سطح دریا با استفاده از روابط (۱) و (۲) محاسبه می‌گردد.

$$T_{amb} = 288.15 - (0.0065 \times h) \quad (1)$$

$$P_{amb} = 101325 \times \left[\left(\frac{T_{amb}}{288.15} \right)^{5.2561} \right] \quad (2)$$

در روابط فوق، T دما (بر حسب K)، P فشار (بر حسب Pa) و h ارتفاع از سطح دریا (بر حسب m) است. همچنین اندیس amb به محیط اطراف اشاره می‌کند. در ارتفاع بالاتر از ۱۱۰۰۰ متری از سطح دریا:

$$T_{amb} = 216.69 \quad (3)$$

$$P_{amb} = 22632 \times \exp[1.733 - (0.000157 \times h)] \quad (4)$$

۳-۱-۲- ورودی یا دیفیوزر

شرایط هوایی که وارد موتور می‌گردد، از ابتدای دیفیوزر تا ورودی کمپرسور، تابع میزان ماخ پرواز و راندمان دیفیوزر است [۱۳]. دمای سکون هوا تا ورودی کمپرسور به وسیله رابطه (۵) محاسبه می‌گردد.

$$T_2 = T_0 = T_{amb} \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right] \quad (5)$$

در رابطه فوق M ماخ پروازی و γ نسبت ظرفیت‌های گرمایی است. رابطه تعیین فشار سکون هوا تا ورودی کمپرسور در جریان مادون صوت ($M < 1$)، عبارت است از:

$$P_2 = P_{amb} \left[1 + \eta_I \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (6)$$

در رابطه (۶)، η_I نشان دهنده راندمان دیفیوزر است. در جریان مافوق صوت ($M > 1$) فشار هوا در ورودی کمپرسور بر طبق رابطه (۷) بدست می‌آید.

$$P_2 = P_{amb} \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \times [1 - 0.075 \times (M - 1)^{1.35}] \quad (7)$$

در مدل نهایی، بلوک ورودی موتور^۲ عملکرد هر دو بخش تأثیر شرایط محیطی و دیفیوزر را شبیه‌سازی می‌کند.

صورت بلادرنگ را در مدل آئروترمودینامیک ایجاد نماید و تاثیر این تغییرات را بر توانایی مدل، مورد بررسی قرار دهد.

۲- محیط شبیه‌سازی

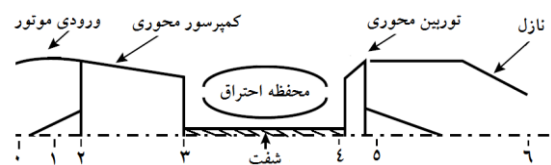
مدل حاضر در محیط شبیه‌سازی سیمولینک که در جعبه ابزار نرم‌افزار متلب قابل دسترسی است، توسعه یافته است. سیمولینک محیط مناسبی جهت مدل‌سازی، شبیه‌سازی و تجزیه و تحلیل سیستم‌های دینامیکی بوده و یک فضای گرافیکی با کاربری آسان را به صورت دیاگرام بلوکی در اختیار کاربر قرار می‌دهد. ویژگی‌های این محیط شبیه‌سازی باعث شده است تا در بسیاری از پژوهش‌های انجام گرفته در زمینه مدل‌سازی موتور مورد استفاده قرار گیرد [۱۰-۳].

۳- مدل‌سازی موتور توربوجت

مدل‌سازی به دو بخش کلی مدل‌سازی ترمودینامیکی اجزاء اصلی موتور و مدل‌سازی عوامل موثر بر عملکرد دینامیکی تقسیم می‌شود.

۳-۱-۱- مدل‌سازی اجزاء اصلی

همان گونه که در شکل (۱) نشان داده شده است، موتور توربوجت از قسمت‌های اصلی شامل دیفیوزر ورودی، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین محوری، محور یا شفت متصل کننده توربین و کمپرسور و نازل جلوبرنده تشکیل شده است. مدل توسعه یافته شامل بلوک دیاگرام‌های جداگانه-ای است که هر کدام به یکی از مولفه‌های موتور اختصاص یافته و در ادامه به توضیح آن‌ها می‌پردازد.



شکل ۱: نمای کلی از پیکربندی موتور توربوجت

۳-۱-۱-۱- مدل‌سازی تاثیر شرایط محیطی

شرایط هوای محیط تأثیر مهمی بر عملکرد موتور دارد. آنجا که دما و فشار هوا محیط تابع ارتفاع پرواز می‌باشند. در این قسمت رابطه شرایط هوا و ارتفاع پرواز، بر اساس

۳-۱-۳- کمپرسور

به طور معمول در مدل‌سازی مجموعه کمپرسور و توربین، رابطه نسبت فشار، دبی جریان، سرعت دورانی و راندمان به شکل منحنی عملکردی در قالب جداول دو بعدی^۳ ظاهر می‌شوند. جهت کاهش میزان وابستگی دبی جریان و سرعت دورانی به صورت شبه بی‌بعد (اصلاح شده) مورد استفاده قرار می‌گیرند و عبارتند از [۱۲]:

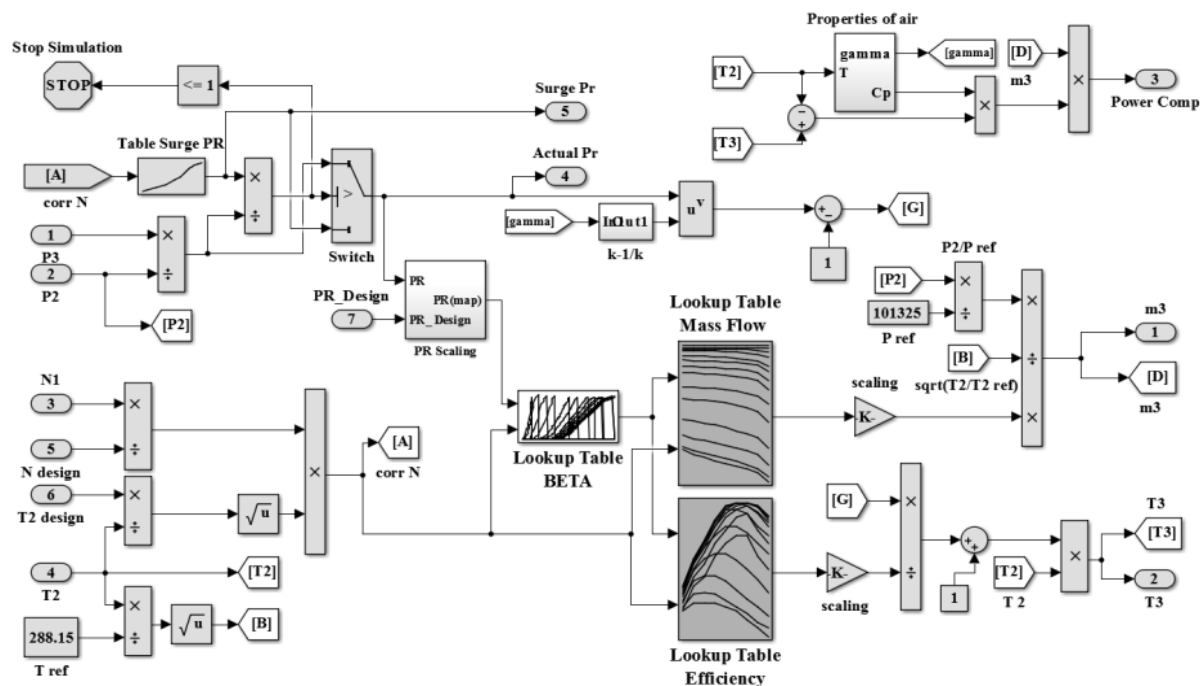
$$\dot{m}_{corr} = \frac{\dot{m} \times \sqrt{T/288.15}}{P/101325} \quad (۸)$$

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

در روابط (۸) و (۹)، \dot{m} نشان دهنده دبی جرمی جریان سیال (بر حسب kg/s)، N سرعت دورانی (بر حسب rpm) و اندیس $corr$ به معنای اصلاح شده است. از آنجا که صحت خروجی منحنی عملکردی در محاسبات شبیه‌سازی بسیار پر اهمیت است، نحوه بازخوانی این منحنی در روند شبیه‌سازی موثر خواهد بود. همان گونه که در منحنی عملکردی

کمپرسور در شکل (۲) مشاهده می‌شود، خطوط نسبت فشار بر حسب دبی جرمی در سرعت‌های بسیار زیاد به صورت عمودی و در سرعت‌های بسیار کم به شکل افقی در می‌آیند. بنابراین مراجعه به منحنی عملکردی به صورت افقی و عمودی، خطای زیادی را در روند محاسبات موتور وارد می‌کند. از بهترین روش‌ها برای حل این مشکل، تقسیم‌بندی منحنی عملکردی بر اساس خطوط بتا (β) می‌باشد. مقدار مربوط به خط بتا در تقاطع با خط چوک^۴ برابر با صفر و در برخورد با خط سرچ^۵ برابر یک است [۷ و ۱۰].

مقادیر مربوط به دیگر خطوط بتا که در بین این دو خط مشخص قرار می‌گیرند، با توجه به تعداد خطوط بتا مشخص می‌گردد. بر این اساس منحنی عملکردی در غالب جداول دو بعدی (جداولی شامل بتا، راندمان و پارامترهای اصلاح شده سرعت و دبی جرمی) در داخل مدل گنجانده شده‌اند. به واسطه دانستن مقادیر بتا و سرعت اصلاح شده، می‌توان دبی جرمی و راندمان کمپرسور را طبق رابطه (۱۰) و (۱۱)، بازخوانی نمود.



شکل ۳- نمایی از بلوک محاسبه عملکرد کمپرسور

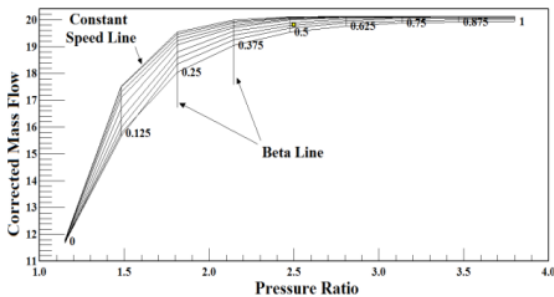
(۱۵) $P_4 = P_3 - \Delta P$
 در روابط (۱۴) و (۱۵)، t زمان (بر حسب s)، W جرم سیال (بر حسب kg)، C_v ظرفیت گرمایی ویژه در حجم ثابت (بر حسب $J/kg.K$)، LHV ارزش حرارتی سوخت (بر حسب J/kg)، η_{burn} راندمان محفظه احتراق، \dot{m}_{fuel} دبی جرمی سوخت (بر حسب kg/s) و ΔP افت فشار محفظه احتراق را نشان می‌دهد. اندیس‌های air و gas به ترتیب به خواص جریان هوا و گاز (محصولات احتراق) اشاره دارد.

۳-۱-۵- توربین

روابط پارامترهای عملکرد توربین نیز مانند منحنی عملکردی کمپرسور، بر اساس خطوط بتا در قالب جداول دوبعدی بیان می‌شود. در منحنی عملکرد توربین خطوط بتا با خطوط نسبت فشار ثابت موازی می‌باشند، به همین علت می‌توان مقدار مربوط به تمام خطوط بتا را تنها به وسیله رابطه (۱۶) بدست آورد [۱۵].

$$\beta = \frac{r - r_{min}}{r_{max} - r_{min}} \quad (16)$$

در رابطه (۱۶)، r معرف نسبت فشار است.



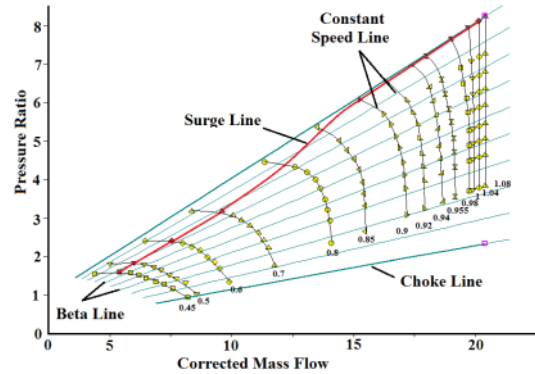
شکل ۴- منحنی عملکردی توربین به همراه خطوط بتا

با استفاده از روابط (۱۷) و (۱۸) دما گزهای خروجی و توان تولیدی توربین قابل محاسبه می‌باشند [۱۳].

$$T_5 = T_4 \left(1 + \eta_{Turb} \left[\left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{\gamma_{gas}-1}{\gamma_{gas}}} - 1 \right] \right) \quad (17)$$

$$P_{W_{turb}} = \dot{m}_5 \times C_{p_{gas}} \times (T_5 - T_4) \quad (18)$$

در رابطه (۱۷)، η_{turb} راندمان توربین است. شکل (۵)، تصویر جداول دو بعدی محاسبه دبی جرمی و راندمان توربین را به همراه معادلات محاسبه دما و کار، در محیط سیمولینک نشان می‌دهد.



شکل ۲- منحنی عملکردی کمپرسور به همراه خطوط بتا
 $\dot{m}_{Corr} = f(\beta, N_{Corr}) \quad (10)$
 $\eta_{Comp} = g(\beta, N_{Corr}) \quad (11)$
 اندیس $Comp$ به کمپرسور اشاره می‌کند. لازم به ذکر است که روابط (۱۰) و (۱۱) برای منحنی عملکردی توربین نیز صادق می‌باشند. معادلات محاسبه کار و دمای جریان خروجی از کمپرسور عبارت است از [۱۳]:

$$T_3 = T_2 \left(1 + \frac{1}{\eta_{comp}} \left[\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right) \quad (12)$$

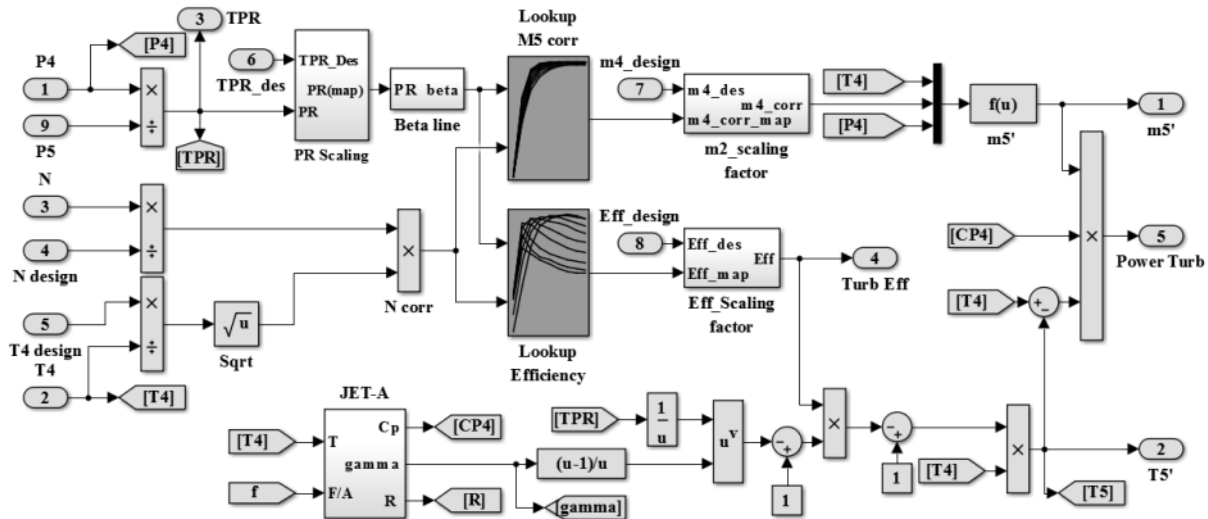
$$P_{W_{comp}} = \dot{m}_3 \times C_p \times (T_3 - T_2) \quad (13)$$

در روابط فوق $P_{W_{comp}}$ نشانگر توان (بر حسب W)، η_{comp} راندمان آیزنتروپیک کمپرسور و C_p ظرفیت گرمایی ویژه فشار ثابت (بر حسب $J/kg.K$) است. در شکل (۳) می‌توان نمایی از شبیه‌سازی منحنی عملکردی کمپرسور و نیز روابط (۱۲) و (۱۳) را مشاهده نمود. لازم به ذکر است که مدل قادر به تشخیص پدیده سرچ بوده و بلافاصله پس از رخ دادن آن، وقوع سرچ را اعلام می‌دارد.

۳-۱-۴- محفظه احتراق

جهت مدل‌سازی فرآیند احتراق سوخت در مدل حاضر، احتراق به صورت آبی، کامل و بلافاصله بعد از تزریق سوخت فرض شده است [۱۴]. معادله تعیین دمای و فشار خروجی محفظه احتراق عبارت است از [۷]:

$$\frac{dT_4}{dt} = \frac{1}{C_{v_{4gas}} \cdot W_4} \left[(LHV \cdot \eta_{burn} \cdot \dot{m}_{fuel}) + (\dot{m}_3 \cdot C_{p_{3air}} \cdot T_3) - (\dot{m}_4 \cdot C_{p_{4gas}} \cdot T_4) \right] \quad (14)$$



شکل ۵- نمایی از بلوک محاسبه عملکرد توربین

$$\dot{m}_6 = \frac{P_5 \cdot A}{\sqrt{R_{gas} \cdot T_5}} \sqrt{\gamma_{gas} \left[\frac{2}{\gamma_{gas} + 1} \right]^{\frac{\gamma_{gas} + 1}{\gamma_{gas} - 1}}} \quad (22)$$

$$F_n = \dot{m}_6 \sqrt{2Cp_{gas} \cdot \eta_n \cdot T_5 \left[1 - \left(\frac{P_{Cr}}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_{gas} - 1}{\gamma_{gas}}} \right]} + A(P_{Cr} - P_e) - \dot{m}_1 \cdot V_1 \quad (23)$$

در روابط فوق، A مساحت گلوگاه نازل (بر حسب m^2)، P_e فشار فضای خارجی نازل (بر حسب Pa)، R ثابت عمومی گازها، F_n نیروی جلوبرندگی یا تراست (بر حسب N)، V سرعت هواپیما یا سرعت ورود هوا به موتور (بر حسب m/s) و η_n راندمان نازل است.

لازم به ذکر است که خواص جریان هوا و گاز (محصولات احتراق) مانند ظرفیت‌های گرمایی و ثابت گازها که در تمامی معادلات فوق مورد استفاده قرار گرفته‌اند، از روابط (۲۴) تا (۲۷)، قابل محاسبه می‌باشند [۱۲].

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

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

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

۳-۱-۶- نازل جلوبرنده

مدل نازل با محاسبه فشار بحرانی (طبق رابطه (۱۹))، جریان فروصوت و یا وقوع حالت خفگی در گلوگاه نازل را تشخیص می‌دهد و فراخور این حالات، میزان دبی جریان خروجی و نیروی جلوبرندگی را محاسبه می‌نماید [۱۳].

$$P_{Cr} = \left[\frac{2}{\gamma_{gas} + 1} \right]^{\frac{\gamma_{gas} - 1}{\gamma_{gas}}} \times P_{inlet} \quad (19)$$

P_{Cr} فشار بحرانی در خروج از گلوگاه نازل است. در صورتی که فشار محیط بیشتر از فشار بحرانی باشد، جریان خروجی نازل فروصوت بوده و معادلات دبی جریان و نیروی جلوبرندگی عبارت است از:

$$\dot{m}_6 = \frac{A \cdot P_5}{\sqrt{R_{gas} \cdot T_5}} \left[\frac{P_e}{P_5} \right]^{\frac{1}{\gamma_{gas}}} \sqrt{\frac{2\gamma_{gas}}{\gamma_{gas} - 1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_{gas} - 1}{\gamma_{gas}}} \right]} \quad (20)$$

$$F_n = \dot{m}_6 \sqrt{2Cp_{gas} \cdot \eta_n \cdot T_5 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_5} \right)^{\frac{\gamma_{gas} - 1}{\gamma_{gas}}} \right]} - \dot{m}_1 \cdot V_1 \quad (21)$$

در صورتی که فشار محیط کمتر از فشار بحرانی باشد، جریان خروجی در حالت خفگی (ماخ برابر یک) قرار داشته و معادلات آن عبارت است از:

$$\frac{dPw}{dt} = \dot{m}_4 \cdot C_{P_{gas}} \cdot (T_4 - T_5) - \dot{m}_2 \cdot C_{P_{air}} \cdot (T_3 - T_2) / \eta_m \quad (28)$$

در رابطه (۲۸) η_m راندمان مکانیکی است. این قدرت نامتوازن باعث شتاب معکوس در محور می‌شود، که روند تغییرات آن در رابطه (۲۹) آمده است [۱۲].

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

در رابطه (۲۹)، N و I به ترتیب نشانگر سرعت دورانی (بر حسب rpm) و ممان اینرسی قطبی محور (بر حسب $kg.m^2$) است. به وسیله روابط (۲۸) و (۲۹) می‌توان سرعت دورانی محور را در هر لحظه محاسبه نمود. این روابط در بلوک جداگانه دینامیک شفت^۷ قرار داده شده‌اند. در حین عملیات شتابدهی، قدرت نامتوازن مثبت بوده و به واسطه آن، سرعت مجموعه افزایش می‌یابد.

۳-۲-۲- دینامیک حجم

در طول عملکرد حالت پایا، دبی سیال وارد شده به یک مولفه موتور، برابر همان مقداری است که از آن خارج می‌شود. این امر تحت عملکرد گذرا دیگر صادق نبوده و فشار، درجه حرارت و نهایتاً چگالی سیال با زمان تغییر می‌کند. این پدیده به دینامیک حجم^۸ موسوم بوده و می‌تواند بر عملکرد گذرای (به ویژه برای ظرفیت‌های بزرگ مانند محفظه احتراق) موثر باشد [۱۲]. شکل (۶) حجم کنترل‌های موتور توربوجت تک محوره را نشان می‌دهد. حجم کنترل اول، کمپرسور را به محفظه احتراق و حجم کنترل دوم توربین را به نازل جلوبرنده مرتبط می‌سازد. به وسیله معادله (۳۰)، نرخ جرم انباشته شده در این دو حجم کنترل، به ترتیب جهت محاسبه نرخ تغییرات فشار خروجی از کمپرسور و توربین استفاده می‌گردد [۱۴].

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

که با استفاده از معادله گاز کامل برابر می‌شود با:

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

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

در روابط فوق $T_z = T / 1000$ است و f نسبت دبی جرمی سوخت به هوا است. ضرایب A، B و C در جدول ۱ نشان داده شده است. ضرایب B و C به نوع سوخت وابسته بوده و مقادیر نشان داده شده در جدول مربوط به سوختی نمونه با نام تجاری JET-A است. این سوخت در صنعت هوایی بسیار پر کاربرد بوده و در بخش اعتبار سنجی مورد استفاده قرار گرفته است.

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	---
۴	-۸/۸۹۳۹۲۳	-۱۰/۲۳۳۷۹	---
۵	۷/۰۹۷۱۱۱۲	۳/۰۸۱۷۷۸	---
۶	-۳/۲۳۴۷۲۵	-۰/۳۶۱۱۱۲	---
۷	۰/۷۹۴۵۷۱	-۰/۰۰۳۹۱۹	---
۸	-۰/۰۸۱۸۷۳	---	---

۳-۲-۳- مدل‌سازی دینامیکی

عملکرد گذرا رژیم کاری است که در آن پارامترهای عملکردی موتور با گذشت زمان در حال تغییر است و به وسیله ترکیب عملکرد دینامیک شفت، دینامیک حجم سیال و دینامیک انتقال حرارت حاصل می‌گردد [۱۲].

۳-۲-۱- دینامیک شفت

فرض می‌شود در یک توربوجت تک محوره که در حالت پایا کار می‌کند، سیستم کنترل به طور ناگهانی جریان سوخت را کاهش دهد و به این علت دمای محصولات احتراق و قدرت خروجی توربین کاهش یابد. این قدرت کمتر از توان مورد نیاز کمپرسور، تجهیزات کمکی و غیره است. از این رو برای حالت گذرا یک قدرت نامتوازن مطابق معادله (۲۸) ایجاد خواهد شد [۱۲]. شماره‌گذاری‌ها بر اساس شکل (۱) است.

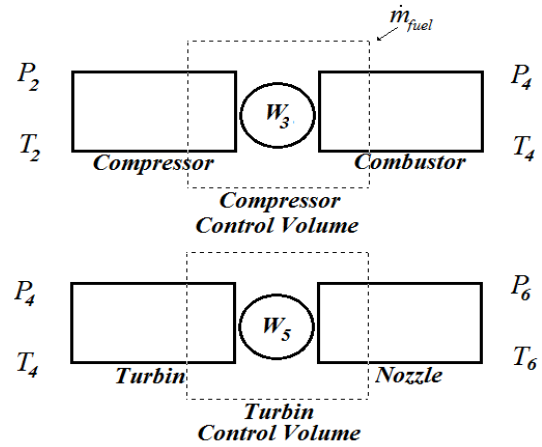
$$\frac{dT}{dt} = \frac{(\dot{m}.C_p.T)_{in} - (\dot{m}.C_p.T)_{out} + Q_{out}}{W.C_v} + \frac{T}{W} \Delta \dot{m} \quad (33)$$

در رابطه (۳۲) و (۳۳)، Q به انتقال حرارت (بر حسب W) بین مولفه‌های موتور و سیال مجاور اشاره می‌کند.

۳-۲-۳- دینامیک انتقال حرارت

در عملیات گذرا بر خلاف عملکرد حالت پایا، از انتقال حرارت بین مولفه‌های موتور و سیال عامل (در مجاورت یکدیگر) نمی‌توان صرف نظر نمود، چرا که شار حرارتی قابل توجهی در این بین در تبادل است. در یک عملیات کاهش سرعت به واسطه کاهش میزان سوخت مصرفی، دمای محصولات احتراق کاهش می‌یابد. اما درجه حرارت بدنه و مولفه‌های موتور نمی‌تواند هم‌زمان با دمای جریان گاز، کاهش یابد. اختلاف دما ایجاد شده بین بدنه موتور و سیال مجاور باعث انتقال حرارت می‌گردد که به نفوذ حرارت^۹ موسوم است و اثر قابل توجهی بر عملکرد موتور دارد. به کمک روابط (۳۴) و (۳۵) می‌توان اثر دینامیک انتقال حرارت را مدل‌سازی کرد [۱۲].

در رابطه فوق، Vol اندازه حجم کنترل (بر حسب m^3) است. با انتگرال‌گیری از معادله (۳۱) بر روی حجم کنترل‌های مذکور، می‌توان به ترتیب فشار خروجی کمپرسور و توربین را محاسبه نمود.

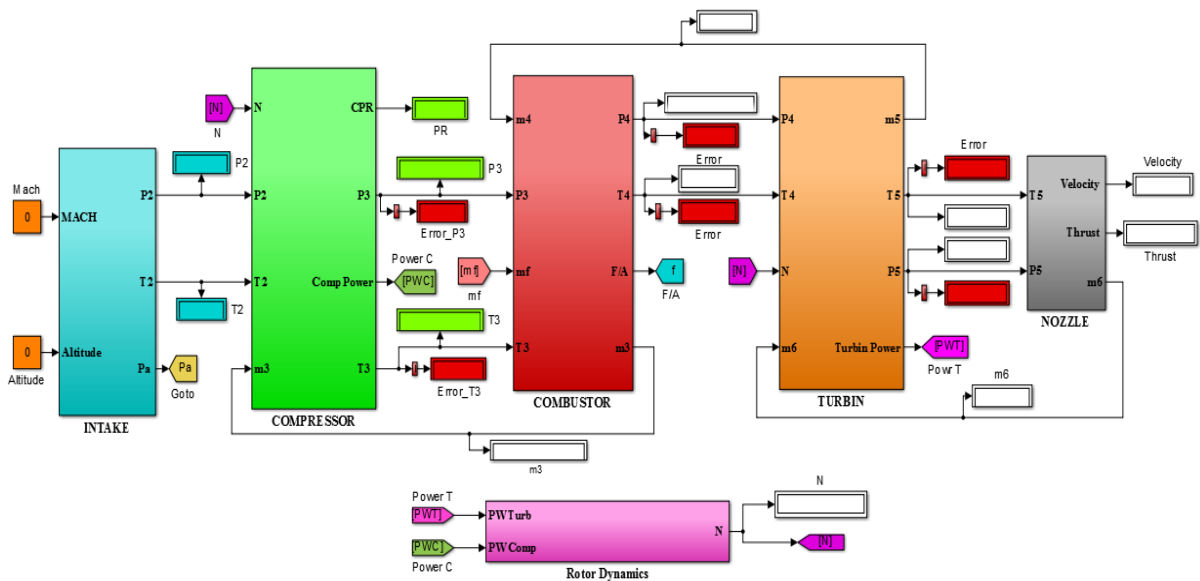


شکل ۶- حجم کنترل‌های موتور توربوجت [۵]

همچنین با بررسی بقای انرژی (معادله (۳۲))، در هر کدام از این حجم کنترل‌ها می‌توان نرخ تغییرات دما را محاسبه کرد [۱۴].

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

در رابطه (۳۲)، $U = W.u$ و $u = C_v.T$ است. با ساده‌سازی:



شکل (۷). نمای کلی از مدل موتور توربوجت در محیط سیمولینک

ثانیه است. برای حل معادلات در مدل حاضر از حل کننده با گام زمانی متغیر ODE45 استفاده شده است [۱۷]. این حلگر نسبت به دیگر حل کننده‌های نرم‌افزار که در گام‌های زمانی متغیر عمل می‌کنند (ode23, ode15s, ode23s, ode23t) از دقت مناسبی برخوردار است. مقدار ۷-۱۰ به عنوان تلورانس پاسخ محاسبات معین شده است. سرعت دورانی محور و میزان نیروی پیشران حاصل از هر دو مدل و خطای نتایج مدل توسعه یافته نسبت به مدل GSP در شکل‌های (۸) تا (۱۱) نشان داده شده است. مقدار بیشینه درصد خطا در نتایج مدل حاضر نسبت به نتایج حاصل از مدل GSP برابر ۱/۴۳٪ در سرعت دورانی و ۴/۰۱٪ در میزان نیروی پیشران است. لازم به ذکر است که فرآیند افزایش دور موتور از ۷۰٪ تا ۱۰۰٪ دور نقطه طراحی در مدت ۲/۵ ثانیه نیز مورد مقایسه قرار گرفته و مقدار بیشینه درصد خطای نسبی برابر ۱/۰۴٪ در سرعت دورانی محور و ۴/۰۴٪ در میزان نیروی پیشران است. نتایج حاکی از آن است که مدل حاضر در پیش بینی عملکرد گذرا موتور از دقت مناسبی برخوردار است.

تفاوت موجود در الگوریتم محاسبات، نحوه بازخوانی منحنی‌های عملکردی و نحوه محاسبه خواص جریان هوا و محصولات احتراق در شبیه‌ساز توسعه یافته و نرم‌افزار GSP، از جمله دلایل وجود خطا در نتایج محاسبات است.

جدول ۲. مشخصات نقطه طراحی موتور توربوجت J85

مشخصه	مقدار
دبی جرمی ورودی	۱۹/۹ کیلوگرم بر ثانیه
نسبت فشار دیفیوزر	۱
سرعت روتور	۱۶۵۴۰ دور بر دقیقه
نسبت فشار کمپرسور	۶/۹۲۰
بازده کمپرسور	۰/۸۲۵
بازده محفظه احتراق	۰/۹۸۵
درصد افت فشار محفظه احتراق	۰/۰۴٪
نوع سوخت	JET-A
ارزش حرارتی سوخت	۴۳۰۳۱ کیلوژول بر کیلوگرم
نسبت فشار توربین	۲/۵۰۱۷
بازده توربین	۰/۸۸
سطح گلوگاه نازل	۰/۰۶۰۶۱۸ متر مربع

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

که در آن h ضریب انتقال حرارت (بر حسب W/m^2K) و A مساحت سطح مشترک (بر حسب m^2) بین بدنه موتور و سیال مجاور است، همچنین اندیس metal به بدنه موتور اشاره می‌کند. با رابطه (۳۵) می‌توان دمای بدنه را در هر لحظه محاسبه نمود.

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

اثر این انتقال حرارت (Q) بر دمای جریان سیال را می‌توان به کمک معادله (۳۳) مدل‌سازی کرد.

همان گونه که در شکل (۷) مشاهده می‌گردد، از به هم پیوستن مدل تک تک مولفه‌های موتور به واسطه روابط دینامیکی، موتور توربوجت مدل‌سازی می‌شود.

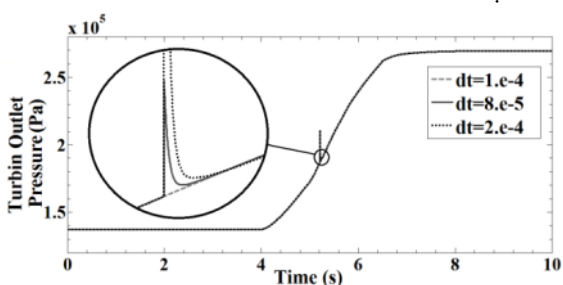
۴- اعتبارسنجی شبیه‌ساز

مدل‌سازی مولفه‌های موتور بر اساس متغیرهای نقطه طراحی، این مزیت را در مدل ایجاد نموده است که با تغییر منحنی‌های عملکردی کمپرسور و توربین و مشخصات نقطه طراحی، می‌توان عملکرد هر موتور توربوجت تک محوره‌ای را شبیه‌سازی نمود. جدول ۲ نشان دهنده مشخصات نقطه طراحی موتور توربوجت J85 است که جهت اعتبارسنجی مدل توسعه یافته انتخاب شده است [۱۶]. موتور توربوجت J85، یکی از پرکاربردترین موتورها در صنعت هوایی به شمار می‌رود.

جهت اعتبارسنجی نتایج مدل توسعه یافته، یکی از نرم‌افزارهای مطرح در زمینه مدل‌سازی توربین‌های گازی به نام نرم‌افزار GSP مورد استفاده قرار گرفته است. دقت مطلوب و کاربری آسان، این نرم‌افزار را به یکی از پرکاربردترین نرم‌افزارها در زمینه شبیه‌سازی توربین‌های گازی تبدیل نموده است. به کمک نرم‌افزار GSP می‌توان عملکرد حالت گذرا و حالت پایا پیکربندی‌های مختلف توربین‌گاز را شبیه‌سازی نمود [۱۶]. فرآیند مورد آزمون، کاهش مصرف سوخت از مقدار متناظر با ۱۰۰٪ دور موتور تا میزان ۷۰٪ دور نقطه طراحی تنها در مدت زمان یک

(۰/۱ میلی ثانیه) محدود می‌شود. شکل (۱۲) فشار خروجی از حجم کنترل توربین را در یک عملیات شتابدهی (افزایش دور موتور از ۷۰٪ تا ۱۰۰٪ در مدت زمان ۲/۵ ثانیه) نشان می‌دهد. همان گونه که مشاهده می‌گردد در گام‌های زمانی متفاوت، ناپایداری عددی باعث نوسانات و فرارفت موضعی در فشار P_5 می‌شود. این اختلال‌ها از طریق نسبت فشار به دما و خواص سیال در پایین دست جریان و در نهایت به نیروی جلوبرندگی منتقل می‌شوند.

در گام‌های زمانی بسیار کوچک (۰/۱ میلی ثانیه)، تحقق بخشیدن به توانایی بلادرنگ در مدل حاضر امکان‌پذیر نمی‌باشد. غلبه بر این مشکل با مقیاس کردن اندازه حجم کنترل به وسیله گام زمان Δt (TSV) شبیه‌سازی حاصل می‌گردد [۱۸]. رابطه انتگرال اولییر جهت محاسبه فشار (معادله (۳۶)) بیانگر این مفهوم است که افزایش گام زمان شبیه‌سازی مستلزم کاهش انتگرال $\frac{dP}{dt}$ است، از طرفی ترم $\frac{dP}{dt}$ (در معادله (۳۱)) نیز با معکوس اندازه حجم کنترل متناسب است.



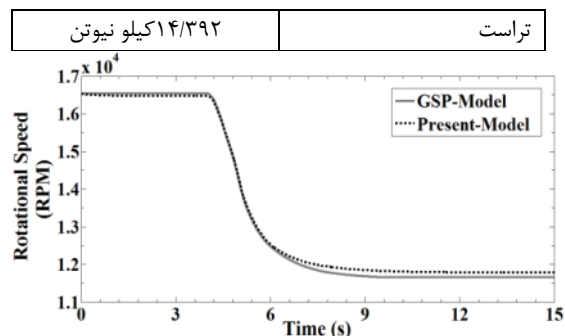
شکل ۱۲- مقایسه محاسبه فشار خروجی توربین در سه گام زمانی متفاوت

$$P_{i+1} = P_i + \frac{dP_i}{dt} \cdot \Delta t \quad (36)$$

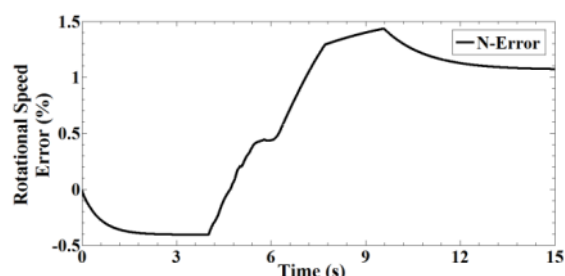
بنابراین به وسیله معادله (۳۷) می‌توان با حفظ نسبت اندازه حجم کنترل به گام زمان شبیه‌سازی (مقیاس کردن حجم توسط زمان)، بدون اختلال در میزان $\frac{dP}{dt}$ ، زمان محاسبه فشار را کاهش داد.

$$\left(\frac{\Delta t}{V}\right)_{\Delta t_1} = \left(\frac{\Delta t}{V}\right)_{\Delta t_2} \quad (37)$$

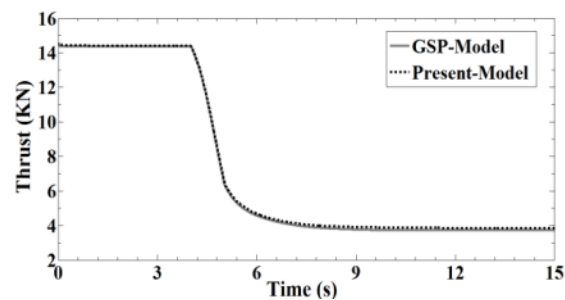
بنابراین، اگر گام زمان شبیه‌سازی تغییر کند، اندازه حجم کنترل نیز باید به همان نسبت افزایش و یا کاهش یابد. به منظور دستیابی به قابلیت عملکرد بلادرنگ کافی است، در



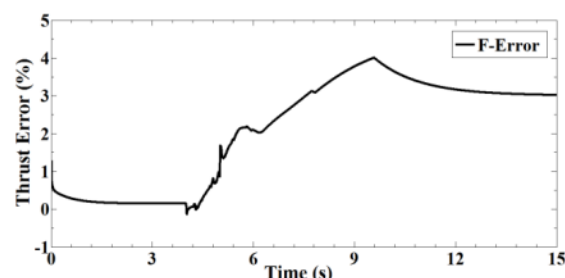
شکل ۸- مقایسه دور موتور در مدل توسعه یافته با مدل نرم افزار GSP



شکل ۹- درصد خطای سرعت دورانی در مدل توسعه یافته نسبت به مدل نرم افزار GSP



شکل ۱۰- مقایسه تراست در مدل توسعه یافته با مدل نرم افزار GSP



شکل ۱۱- درصد خطای تراست در مدل توسعه یافته نسبت به مدل نرم افزار GSP

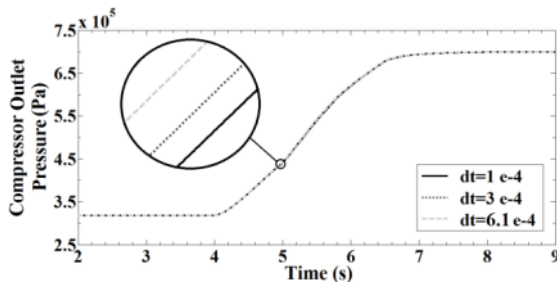
۵- نتایج و بحث

هنگامی که گام‌های زمانی ثابت برای حل مدل آئروترمال استفاده می‌گردد، ثبات عددی تنها به گام‌های زمانی خاصی

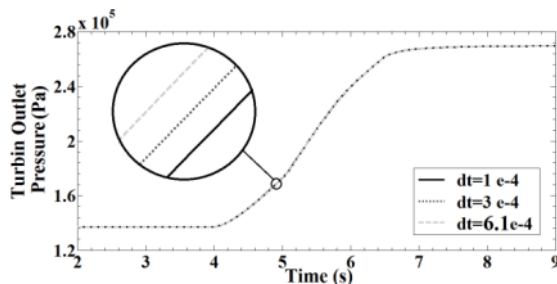
جدول ۳. بیشینه درصد خطای محاسبه پارامترهای موتور در حالت ۱ و ۲

حالت ۲	حالت ۱	۱
۰/۲۱۵	۱/۱۰۸	N
۰/۳۱۵	۴/۵۰۸	P_3
۰/۱۲۲	۴/۵۳۹	P_5
۰/۱۴۷	۳/۸۷۴	T_4

نتایج نشان می‌دهد که مقیاس نمودن تمام حجم‌کنترل‌ها نادرست بوده و به عبارت دیگر گام زمانی بزرگتر برای حل دقیق تغییرات فشار در حجم‌کنترل بزرگتر کفایت می‌کند. بر این اساس، بهتر است مقیاس نمودن حجم‌کنترل بر اساس زمان تنها بر کوچکترین حجم‌کنترل اعمال گردد. در مدل حاضر، مقیاس زمانی برای حجم‌کنترل توربین (با کوچکترین حجم) به کار گرفته شده و شبیه‌سازی برای گام‌های زمانی ۰/۳ و ۰/۶۱ میلی‌ثانیه انجام شده است. فشار P_5 و P_3 در شکل (۱۵) و (۱۶) برای اعمال افزایش جریان سوخت و در شکل (۱۷) و (۱۸) برای اعمال کاهش جریان سوخت نشان داده شده است. جداول ۴ و ۵ حداکثر خطا نسبت به نتایج پایه را برای چهار پارامتر مختلف موتور (در دو فرایند افزایش و کاهش دبی سوخت مصرفی) نشان می‌دهند.



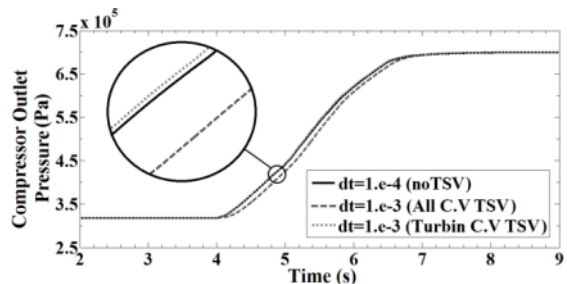
شکل ۱۵- مقایسه فشار خروجی کمپرسور در سه گام زمانی متفاوت



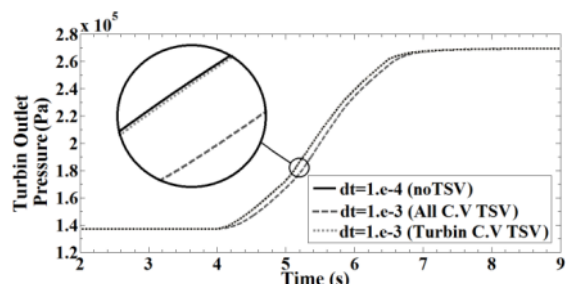
شکل ۱۶- مقایسه فشار خروجی توربین در سه گام زمانی متفاوت

گام‌های زمانی بزرگتر، حجم بزرگتری برای حجم‌کنترل به کار بسته شود. برای دستیابی به نتایجی با کمترین میزان کاهش دقت، پاسخ به این سوال الزامی است که آیا مقیاس حجم بر حسب گام زمانی، باید به یک باره بر تمام حجم‌کنترل‌ها اعمال گردد (حالت ۱) یا اعمال آن به تنهایی بر کوچکترین حجم‌کنترل (حالت ۲) کفایت می‌کند. جهت یافتن پاسخ، هر یک از حالات پیشنهاد شده ۱ و ۲ در گام زمانی ۱ میلی‌ثانیه برای فرایند شتاب‌دهی شبیه‌سازی شده است. مقایسه نتایج شبیه‌سازی با نتایج حالت پایه (نتایج حاصل از حل با گام زمانی ۰/۱ میلی‌ثانیه بدون مقیاس حجم-زمان) در ترم‌های فشار خروجی از کمپرسور و توربین را می‌توان به ترتیب در شکل‌های (۱۳) و (۱۴) مشاهده نمود. همچنین جدول ۳ بیشینه درصد خطا محاسبات دور موتور، فشار خروجی کمپرسور و توربین و دمای خروجی از محفظه احتراق را در حالت ۱ و ۲ نشان می‌دهد.

نتایج شبیه‌سازی در حالت ۱، به حد قابل توجهی از مقدار پایه انحراف پیدا کرده و حداکثر خطای نسبی برابر ۴/۵۴٪ است اما نتایج در حالت ۲، به خوبی با مقدار پایه مطابقت دارد به طوری که بیشترین مقدار خطای نسبی در ثانیه ۴ تا ۶ اتفاق افتاده و مقدار آن برابر ۰/۳۱٪ است.



شکل ۱۳- مقایسه فشار خروجی کمپرسور در حالات مختلف مقیاس حجم- زمان



شکل ۱۴- مقایسه فشار خروجی توربین در حالات مختلف مقیاس حجم- زمان

ثانیه از عملکرد موتور را شبیه‌سازی کند، در جدول ۷ نشان داده شده است.

جدول ۶. مشخصات رایانه شماره (۱)

مشخصه	مدل و مقدار
پردازشگر (CPU)	Core™2 Due P8400 @ 2.27 GHz
حافظه موقت (RAM)	3.00 GB
سیستم	64-bit

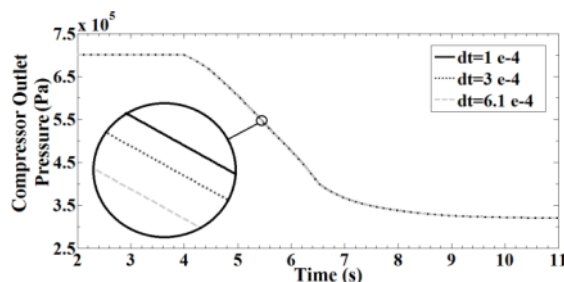
جدول ۷. زمان مورد نیاز پردازشگر رایانه شماره (۱)

برای شبیه‌سازی یک ثانیه از عملکرد موتور

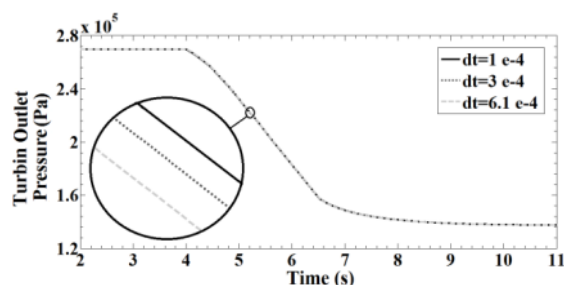
گام زمانی (بر حسب S)	زمان مورد نیاز پردازشگر (بر حسب S)
10^{-4}	۶/۰۷
10^{-3}	۲/۰۴
10^{-1}	۱

صرف بیش از ۶ ثانیه (واقعی) به هنگام شبیه‌سازی هر ثانیه (مجازی) در مدل، مربوط به حالت پایه (حل با گام زمانی ۰/۱ میلی‌ثانیه و بدون مقیاس حجم-زمان) است. افزایش گام زمان شبیه‌سازی و اندازه حجم کنترل توربین با ضریب ۶/۱، زمان مورد نیاز عملکرد CPU را حدوداً با همان نسبت کاهش می‌دهد. به این ترتیب، می‌توان با مقیاس مناسب حجم-زمان و تحمل هزینه بسیار کمی از لحاظ دقت محاسبات عددی، به قابلیت عملکرد بلادرنگ دست یافت. از جمله کاربردهای مدل‌های آئروترومودینامیک بلادرنگ می‌توان به موارد زیر اشاره نمود:

- آنالیز، ارزیابی و بهینه‌سازی عملکرد در حین فرآیند طراحی و ساخت موتور
- نظارت بر وضعیت، تست سنسورها و عیب‌یابی سیستم توسط اپراتور سایت بعد از فرآیند ساخت موتور
- طراحی، بهینه‌سازی و تست سیستم‌های کنترل موتور
- قابلیت اتصال به بسیاری از نرم‌افزار و سخت‌افزارها و ایجاد حلقه اتصالی بین آنها
- ایجاد محیط تست ایمن و کم هزینه جهت پشت سر گذاشتن محدودیت‌های تست میدانی موتور
- ارائه مدل شبیه‌ساز پرواز برای آموزش خلبان‌ها



شکل ۱۷- مقایسه فشار خروجی کمپرسور در سه گام زمانی متفاوت



شکل ۱۸- مقایسه فشار خروجی توربین در سه گام زمانی متفاوت

جدول ۴. بیشینه درصد خطای محاسبه پارامترهای

موتور در فرایند افزایش سرعت

پارامتر	$\Delta t = 3 \times 10^{-4}$	$\Delta t = 6/1 \times 10^{-4}$
Fn	٪ ۰/۰۹	٪ ۰/۲۳
N	٪ ۰/۰۸	٪ ۰/۲۱
P_3	٪ ۰/۱۵	٪ ۰/۳۷
P_5	٪ ۰/۰۵	٪ ۰/۱۲
T_4	٪ ۰/۰۹	٪ ۰/۲۲

جدول ۵. بیشینه درصد خطای محاسبه پارامترهای

موتور در فرایند کاهش سرعت

پارامتر	$\Delta t = 3 \times 10^{-4}$	$\Delta t = 6/1 \times 10^{-4}$
Fn	٪ ۰/۱۶	٪ ۰/۴۱
N	٪ ۰/۰۸	٪ ۰/۲
P_3	٪ ۰/۱۲	٪ ۰/۳
P_5	٪ ۰/۰۶	٪ ۰/۱۷
T_4	٪ ۰/۰۴	٪ ۰/۱۱

همان‌گونه که در جداول ۴ و ۵ مشاهده می‌گردد، خطای حاصل از افزایش گام‌های زمانی بسیار کوچک بوده و می‌توان از آن صرف نظر نمود. لازم به ذکر است که تمامی محاسبات با استفاده از یک رایانه معمولی (رایانه (۱)) که مشخصات آن در جدول ۶ نشان داده شده، صورت گرفته است.

مقدار زمانی را که پردازشگر رایانه (۱) صرف می‌کند تا هر

به گونه‌ای که بیشینه خطا در شبیه‌سازی فرایندهای کاهش و افزایش دور موتور کمتر از $1/45\%$ در مقدار سرعت دورانی و $4/02\%$ در میزان نیروی پیشرانس است. سپس با به کارگیری روشی سرعت بخش، توانایی شبیه‌ساز در عملکرد به صورت بلادرنگ مورد مطالعه قرار گرفت و نشان داده شد که با انتخاب گام زمانی ثابت برای حلگر نرم‌افزار (۰/۶۱ میلی‌ثانیه) و مقیاس نمودن اندازه کوچکترین حجم کنترل توسط همان گام زمانی، می‌توان به قابلیت عملکرد به صورت بلادرنگ دست یافت. حداکثر خطای محاسبات در استفاده از این روش برابر $0/41\%$ در نیروی جلوبرندگی و $0/37\%$ در فشار خروجی از کمپرسور است. همچنین می‌توان با استفاده از این روش همراه با ارتقاء مشخصات رایانه، با دقت بالاتری (گامهای زمانی کوچکتر) به قابلیت عملکرد بلادرنگ دست یافت.

۷- پی‌نوشت

- 1 International Standard Atmosphere (ISA)
- 2 Intake
- 3 Look Up Table
- 4 Choke Line
- 5 Surge Line
- 6 Choke
- 7 Rotor Dynamics
- 8 Volume Dynamics
- 9 Heat Soakage
- 10 Time scaling volume (TSV)

پیشنهاد می‌شود که در پژوهش‌های آتی به مدل‌سازی عملیات خنک‌کاری پره‌های توربین و نیز شبیه‌سازی کامل فرایند احتراق شامل مدل‌سازی گسترده معادلات شیمیایی احتراق پرداخته شود.

جهت نشان دادن اثر سرعت پردازشگر رایانه بر سرعت شبیه‌سازی، زمان شبیه‌سازی با استفاده از یک رایانه دیگر (رایانه (۲)) مورد بررسی قرار گرفته است؛ مشخصات این رایانه در جدول ۸ نشان داده شده است. مقدار زمانی را که پردازشگر رایانه (۲) صرف می‌کند تا هر ثانیه از عملکرد موتور را شبیه‌سازی کند، در جدول ۹ نشان داده شده است؛ مشخص است که با ارتقاء پردازشگر و حافظه موقت رایانه، می‌توان با دقت بالاتری (گامهای زمانی کوچکتر) به قابلیت عملکرد بلادرنگ دست یافت.

جدول ۸. مشخصات رایانه شماره (۲)

مشخصه	مدل و مقدار
پردازشگر (CPU)	Intel® Pentium® CPU 2020M @ 2.40 GHz
حافظه موقت (RAM)	4.00 GB
سیستم	64-bit

جدول ۹. زمان مورد نیاز پردازشگر رایانه شماره (۲)

برای شبیه‌سازی یک ثانیه از عملکرد موتور

گام زمانی (بر حسب s)	زمان مورد نیاز پردازشگر (بر حسب s)
10^{-4}	۴/۹۵
10×10^{-4}	۱/۷۱
$4/10 \times 10^{-4}$	۱

۶- نتیجه‌گیری

تحقیق حاضر به توسعه شبیه‌ساز آئروترمودینامیک یک موتور توربوجت تک محوره با قابلیت عملکرد به صورت بلادرنگ می‌پردازد. شبیه‌سازی در محیط سیمولینک نرم افزار متلب صورت گرفته است. جهت بررسی صحت فرایند شبیه‌سازی، نتایج عملکرد دینامیکی شبیه‌ساز با نتایج نرم‌افزار GSP مورد مقایسه قرار گرفته است. نتایج حاکی از دقت بالای شبیه‌ساز در پیش‌بینی عملکرد دینامیکی است،

۸- مراجع

- [1] Asgari, H., XiaoQi, C., Sainudiin, R. (2013). "Modelling and Simulation of Gas Turbines". *Modelling Identification and Control*, Vol. 20 , n. 3, pp.253-268.
- [2] Novikov, Y. (2012). "Development of a High-Fidelity Transient Aerothermal Model For a Helicopter Turboshift Engine For Inlet Distortion And Engine Deterioration Simulations". Master of Science in Aerospace Engineering Dissertation, Middle East Technical University.
- [3] Changduk, K. Park, J. (2004). "Transient Performance Simulation of Propulsion System for CRW Type UAV Using Simulink". ICAS 2004.
- [۴] منتظری، م.، صفراآبادی فراهانی، م. (۱۳۸۷)، مدل سازی و شبیه سازی عملکرد توربین گاز هوایی به منظور طراحی سیستم کنترل سوخت. نشریه بین المللی علوم مهندسی دانشگاه علم و صنعت ایران، جلد ۱۹، شماره ۱۰-ب. صفحه ۹۹-۱۰۷.
- [5] Rahman, NU., Whidborne, JF. (2008). "A Numerical Investigation Into The Effect of Engine Bleed on Performance of a Single-Spool Turbojet Engine". *Journal of Aerospace Engineering*, Vol.222 , pp 939-949.
- [6] Martin, S., Wallace, I., and Bates, D.G. (2008). "Development and Validation of an Aero-Engine Simulation Advanced Controller Design". *American Control Conference*, 2008, pp. 2334-2339
- [7] Martin, S. (2009). "Development and Validation of a Civil Aircraft Engine Simulation Model For Advanced Controller Design". PhD Dissertation Leicester University.
- [8] Chiesa, S., Medici, G., and Balbo, M. (2012). "Turbojet Analytical Model Development And Validation". 28th ICAS.
- [۹] منصوری، ح.، مظاهری، ک. (۱۳۹۱)، شبیه سازی عملکرد حالت گذرای موتور توربوجت در دوره‌های بالا. بیستمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، شیراز، دانشگاه شیراز.
- [10] Ujam, A.J., Ifeicho, F., and Anakudo, G. (2013). "Modeling Performance Characteristics of a Turbojet Engine". *Journal of Manufacturing, Material and Mechanical Engineering Research*, Vol.1 , n.1 , pp.1-16.
- [11] Bettocchi, R., Pinelli, M., Spina, P. R., Venturini, M. and Burgio, M. (2004) "Set up of a Robust Neural Network for Gas Turbine Simulation", *ASME Turbo Expo 2004*, Vienna, Austria. Vol.4 , pp.543-551.
- [12] Walsh, PP., Fletcher, P. "Gas Turbine Performance". Blackwell Science Publishing ,Inc. Ed 2. 2004.
- [13] Cohen, H., Ragers, GFC., Saravanamuttoo, HIH. "Gas Turbine Theoury". Longman Group. Ed 4. 1996.
- [14] Burlamaqui Filho, F.A.C., Goes, L.C.S., Oliveira, A.B.V., Bosa, R.W., and Fernandes, G.S. (2012). "Dynamic Modelling Nonlinear and Control System for a Turboshift". 12th Pan-American Congress of Applied Mechanics, Port of Spain, Trinidad.
- [15] Schur, F. (2013). "a Transient Model of a Turbofan Engine in Simulink". *Deutscher Luft- und Raumfahrt Congress*.
- [16] GSP Development Team., (2013). "GSP 11 User Manual". National Aerospace Laboratory (NLR), www.gspteam.com.
- [17] User Manual- MATLAB (R2014a).
- [18] Sanghi, V., Lakshmanan, B.K. (2001). "Aerothermal Model for Real-Time Digital Simulation of a Mixed-Flow Turbofan Engine". *Journal of Propulsion and power*, Vol.17 , n.3 ,629-635.