

شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه واحد کنترل سوخت موتور توربین گاز هوایی با روش پیش‌بینی بر مبنای مدل

مصطفی نصیری* (استادیار)

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی گلباگان، دانشگاه صنعتی اصفهان

مرتضی منتظری (استاد)

دانشکده فنی مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

مرضیه رضازاده (استادیار)

گروه مهندسی مکانیک، دانشکده فنی مهندسی گلباگان، دانشگاه صنعتی اصفهان

مهندسی مکانیک شریف، بهار ۱۴۰۱
دوره ۳-۳، شماره ۱، ص. ۱۲-۳، (پژوهشی)

شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه واحد کنترل سوخت یک موتور توربین گاز هوایی ارائه شده است. واحد کنترل سوخت، شامل یک شیر کنترل تناسبی است که در آن سروموتور و بادامک باعث حرکت اسپول شیر کنترل جریان می‌شود. در این شبیه‌سازی، واحد کنترل سوخت واقعی در کنار شبیه‌سازی زمان - واقعی موتور توربین گاز هوایی، آزمایش و ارزیابی می‌شود. دبی خروجی از واحد کنترل سوخت توسط یک دبی‌سنج اندازه‌گیری و به شبیه‌ساز ارسال می‌شود. برای اتصال واحد الکترونیکی به رایانه شبیه‌ساز، نیاز به عملگرها و حسگرهای اضافی به‌عنوان سیستم انتقال است که در موتور واقعی وجود ندارد. دینامیک سیستم انتقال می‌تواند باعث کاهش دقت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه شود. برای جبران اثر دینامیکی ناخواسته ناشی از سیستم انتقال، از روش پیش‌بینی بر مبنای مدل استفاده شده است. مقایسه‌ی نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه به‌صورت تجربی بیان‌گر توانایی روش پیش‌بینی بر مبنای مدل در کاهش خطای شبیه‌سازی به کم‌تر از ۵٪ است.

واژگان کلیدی: سخت‌افزار در حلقه، واحد کنترل سوخت، موتور توربین گاز هوایی، پیش‌بینی بر مبنای مدل.

۱. مقدمه

هوایی به‌عنوان یک مرحله‌ی اصلی از مراحل طراحی سیستم کنترل در نظر گرفته می‌شود.

موفقیت در ساخت و تولید موتور توربین گاز هوایی، علاوه بر وابستگی به طراحی مکانیکی سیستم، به عملکرد سیستم کنترل موتور نیز بسیار وابسته است. واحد کنترل الکترونیکی موتور در واقع مغز موتور توربین گاز است که باعث کنترل دقیق سوخت و تأمین امنیت موتور می‌شود. این واحد یک سخت‌افزار الکترونیکی است که الگوریتم کنترلی بر روی آن پیاده‌سازی می‌شود؛ روند طراحی و آزمایش واحد کنترل الکترونیکی با شبیه‌سازی مدل در حلقه (MIL)^۱ شروع می‌شود که در این مرحله، موتور و سیستم کنترل هر دو شبیه‌سازی شده و الگوریتم کنترلی طراحی می‌شود. در مرحله‌ی دوم، شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه (SIL)^۲ انجام می‌گیرد که در این مرحله الگوریتم کنترلی به یک برنامه قابل پیاده‌سازی تبدیل شده و این برنامه درون شبیه‌سازی بقیه اجزای سیستم به‌صورت زمان - واقعی اجرا می‌شود. در مرحله‌ی بعد، سیستم کنترل طراحی شده بر روی سخت‌افزار مربوطه پیاده‌سازی شده و واحد کنترل الکترونیکی (ECU) برنامه‌ریزی می‌شود. در نهایت نوبت به آزمون آزمایشگاهی واحد کنترل الکترونیکی

شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه بیان‌گر آزمایش یک قسمت فیزیکی از یک سیستم کنترل حلقه بسته در کنار شبیه‌سازی عددی بقیه اجزای سیستم با در نظر گرفتن اثر متقابل بین قسمت فیزیکی و قسمت عددی به‌صورت زمان - واقعی است. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌تواند به آزمایش اجزای فیزیکی یک سیستم در شرایط نزدیک به شرایط واقعی بپردازد. در مراحل طراحی یک سیستم کنترل، مرحله‌ی شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه بین مرحله‌ی شبیه‌سازی رایانه‌ی و مرحله‌ی پیاده‌سازی سیستم کنترل قرار می‌گیرد. این شبیه‌سازی دارای مزیت‌هایی چون قابلیت اعتماد بالا، تکرارپذیری، کاهش هزینه، تولید سریع، ایمن و غیرمخرب است. به‌صورت متعارف عبارت «سخت‌افزار» برای ماژول‌های الکترونیکی قابل برنامه‌ریزی استفاده می‌شود و شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در ابتدا برای آزمایش واحدهای کنترل الکترونیکی (ECU) به کار رفته است و در صنایع خودرو و صنایع

* نویسنده مسئول

تاریخ: دریافت ۱۴۰۰/۲/۱۲، اصلاحیه ۱۴۰۰/۸/۲۲، پذیرش ۱۴۰۰/۹/۱

DOI:10.24200/J40.2021.54521.1532

m.nasiri@iut.ac.ir
montazeri@iust.ac.ir
m.rezazade@iut.ac.ir

می‌رسد که برای این منظور، از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده می‌شود. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌تواند چارچوب بسیار مناسبی برای تولید اولیه، کالیبراسیون و اعتبارسنجی سیستم‌های کنترلی باشد.^[۱] برخی از مهم‌ترین تحقیقات صورت گرفته به منظور کاربرد شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در طراحی و آزمون سیستم کنترل الکترونیکی موتورهای هوایی شامل آزمون کنترل‌کننده استارت موتور مینی توربوجت،^[۲] آزمون کنترل سرعت بی باری موتور توربوجت،^[۳] آزمون سیستم کنترل فازی برای یک موتور میکروجت،^[۴] آزمون واحد کنترل الکترونیکی سوخت موتور توربوفاون با ارتباط شبکه،^[۵] آزمون سیستم کنترل موتور راجت با سوخت مایع^[۶] و آزمون سیستم کنترل چندمتغیره موتور جت در شرایط پرواز^[۷] است. محققان با بررسی مشکلات ناشی از استفاده از گام‌های زمانی کوچک در شبیه‌سازی زمان - واقعی، استفاده از شبیه‌سازی چندرنخی را برای آزمون واحد کنترل الکترونیکی سوخت موتور توربوجت پیشنهاد کرده‌اند.^[۸] آنها همچنین در پژوهشی دیگر، عوامل ایجاد خطا در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه را بررسی کرده‌اند.^[۹] کاربرد آزمون سخت‌افزار در حلقه‌ی واحدهای الکترونیکی فقط محدود به استفاده در موتورهای هوایی نبوده بلکه کاربردهای دیگری نیز در صنعت خودرو و هوابیما دارد.

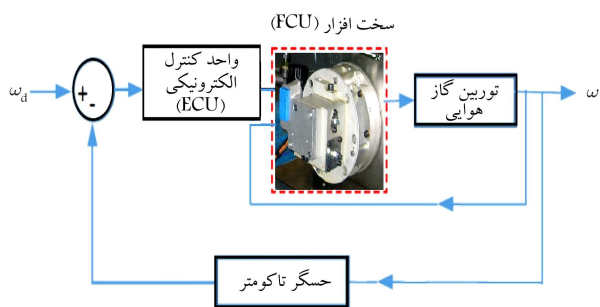
در سال‌های اخیر، استفاده از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای آزمون اجزای مکانیکی یک سیستم، موضوع بسیاری از محققین بوده است. در این نوع شبیه‌سازی لازم است توان واقعی بین قسمت فیزیکی و قسمت عددی انتقال یابد و این موضوع، چالش‌های بزرگی را در این زمینه ایجاد کرده است.^[۱۰] شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در صنایع خودرو و هوایی برای آزمون و ارزیابی سیستم‌های هیدرولیکی و مکانیکی، مورد استفاده قرار گرفته است. از این روش برای آزمون سیستم ناوبری برمبنای بینایی یک هوابیما بدون سرنشین استفاده شده، که در آن سیستم ایونیک و دوربین بر روی مدل هوابیما در تونل باد، آزمون شده است.^[۱۱] همچنین از این روش برای آزمایش سیستم عیب و کنترل خطای مربوط به بالچه‌ی بالابر هوابیما استفاده شده است. بارهای آیرودینامیکی پرواز در شرایط مختلف پرواز با استفاده از شبیه‌ساز به دست آمده و با استفاده از یک عملگر بر روی بالچه‌ی واقعی اعمال شده است.^[۱۲] از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه برای آزمایش پیل‌های سوختی هوابیما بدون سرنشین نیز استفاده شده است. سیستم‌های تولید قدرت، انتقال قدرت، ذخیره‌ی انرژی و سیستم‌های کنترل به‌عنوان سخت‌افزار در حلقه‌ی شبیه‌سازی به‌صورت زمان - واقعی آزمایش شده است. بارهای واقعی الکتریکی و مکانیکی به سیستم قدرت هوابیما در شرایط مختلف پرواز اعمال شده است.^[۱۳] برای آزمایش واحد هیدرولیکی کنترل سوخت موتور توربوجت یک هوابیما بدون سرنشین در شرایط مختلف پرواز نیز از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده شده است.^[۱۴] در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه‌ی سیستم‌های مکانیکی، یکی از چالش‌های مهم ناشی از استفاده از سیستم‌های انتقال بین قسمت فیزیکی و قسمت عددی است. سیستم‌های انتقال عموماً عملگرهایی هستند که برای اعمال توان واقعی به قسمت فیزیکی استفاده می‌شوند. اثر دینامیکی این سیستم‌های انتقال به‌صورت تأخیر زمانی یا پس‌فاز در نظر گرفته می‌شوند. اثر دینامیکی ناشی از سیستم‌های انتقال می‌تواند باعث کاهش دقت شبیه‌سازی یا ناپایداری شبیه‌سازی شود. تاکنون روش‌های مختلفی برای جبران‌سازی اثر دینامیکی سیستم‌های انتقال مورد استفاده قرار گرفته است. سانسانو و همکاران،^[۱۵] به بررسی اهمیت دینامیک سیستم انتقال در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پرداخته و سیستم‌های انتقال استاتیکی و دینامیکی را مورد ارزیابی قرار داده‌اند. کاله و همکاران^[۱۶] به طراحی مشاهده‌گر برای جبران‌سازی خطای اندازه‌گیری در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پرداخته‌اند. فاریاس و همکاران،^[۱۷] اهمیت کاهش اثر دینامیکی ناخواسته ناشی از سیستم‌های انتقال در شبیه‌سازی سخت‌افزار در

حلقه سیستم تعلیق فعال خورو و همچنین سیستم کنترل زاویه‌ی ماهواره را توضیح داده‌اند. هوریوچی و کونو^[۱۸] از روش پیش‌بینی چندجمله‌یی برای تخمین سیگنال فرمان مطلوب در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده کرده‌اند. احمدی‌زاده و همکاران،^[۱۹] از اصلاح سیگنال فرمان و همچنین اصلاح سیگنال فیدبک برای کاهش اثر سیستم‌های انتقال استفاده کرده‌اند. گاسروپ و همکاران^[۲۰] از تابع تبدیل معکوس سیستم انتقال برای افزایش دقت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه بهره گرفته‌اند. چن و ریکاز^[۲۱] نیز یک تابع تبدیل مرتبه یک برای سیستم انتقال هیدرولیکی در نظر گرفته و از معکوس مدل سیستم انتقال در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده کرده‌اند. آنها همچنین در پژوهشی دیگر، به بهبود روش مدل معکوس با استفاده از جبران‌سازی دوگانه پرداخته‌اند.^[۲۲] والاس و همکاران^[۲۳] معادلات دیفرانسیل مرتبه اول تأخیری حاکم بر شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه یک سیستم را به دست آورده و به بررسی پایداری شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه پرداخته‌اند.

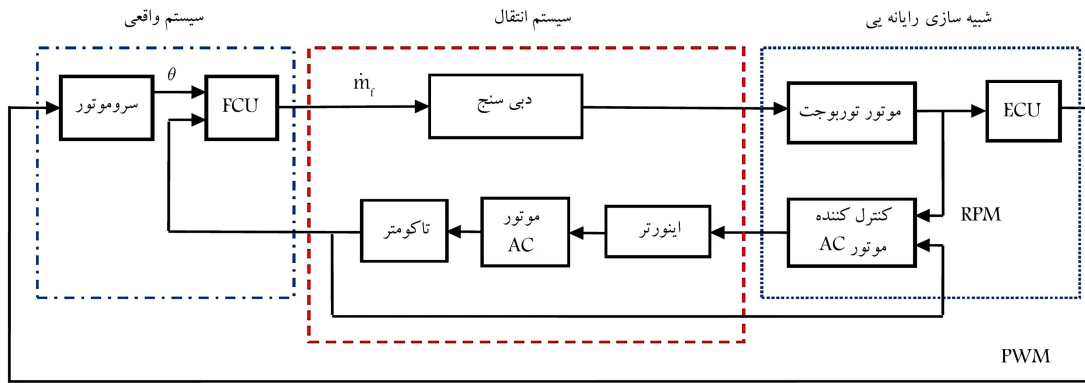
در این مقاله، برای اولین بار از روش پیش‌بینی برمبنای مدل برای شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه‌ی واحد کنترل سوخت موتور توربین گاز هوایی استفاده شده است. در این شبیه‌سازی، از یک دبی‌سنج برای اندازه‌گیری دبی جریان سوخت استفاده شده است و بنابراین دینامیک ناخواسته ناشی از استفاده از دبی‌سنج باعث ناپایداری شبیه‌سازی می‌شود. با توجه به پاسخ فرکانسی واحد کنترل سوخت، از روش پیش‌بینی برمبنای مدل به کاهش اثر دینامیکی ناخواسته ناشی از سیستم انتقال در مسیر پس‌خور پرداخته شده است. در این روش ابتدا با استفاده از فیلتر کالمن، متغیرهای حالت تخمین زده شده است و سپس به پیش‌بینی متغیرهای حالت پرداخته می‌شود. نتایج نشان می‌دهد که ارسال متغیرهای حالت پیش‌بینی شده باعث کاهش خطای شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه می‌شود. در این روش، چون تخمین دقیق دینامیک دبی‌سنج از اهمیت بالایی برخوردار است، عدم قطعیت در مدل دبی‌سنج نیز مورد بررسی و ارزیابی قرار گرفته است.

۲. ساختار شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه

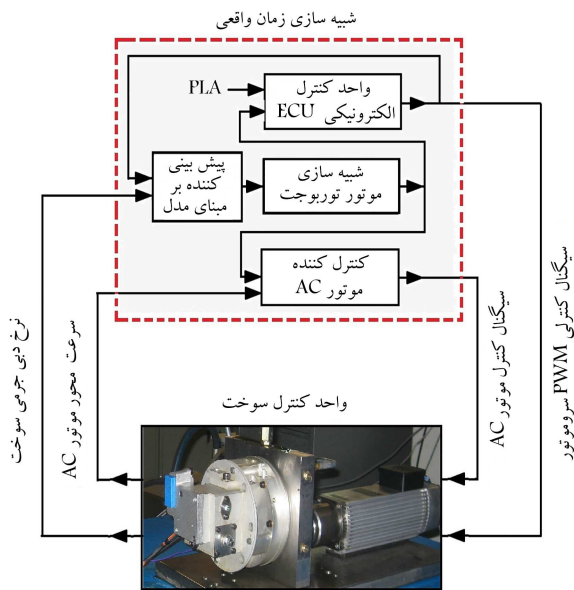
سیستم کنترل سوخت موتور توربین گاز هوایی، یک سیستم کنترل حلقه بسته است که در آن واحد کنترل الکترونیکی (ECU) نقش کنترل‌کننده و واحد کنترل سوخت (FCU) نقش عملگر را ایفا می‌کنند. واحد کنترل سوخت (FCU) یک سیستم الکترونیکی است که شامل یک موتور سرو DC و همچنین دو شیر هیدرولیکی کنترل جریان و کنترل فشار است. ولی واحد کنترل الکترونیکی (ECU) یک برد الکترونیکی جهت کنترل دبی سوخت ورودی موتور است. در اینجا هدف از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، آزمون واحد کنترل سوخت در شبیه‌سازی زمان - واقعی بقیه اجزای سیستم مطابق شکل ۱ است.



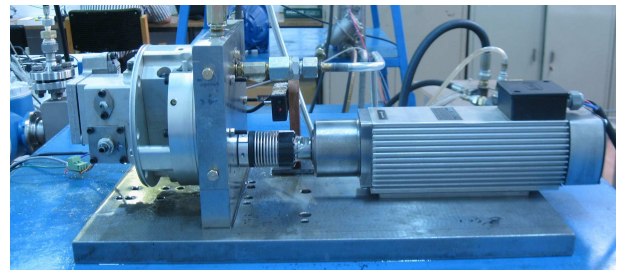
شکل ۱. شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه واحد کنترل سوخت.



شکل ۲. سیستم های انتقال در شبیه سازی سخت افزار در حلقه ی واحد کنترل سوخت.



شکل ۴. دیاگرام عملکرد رایانه شبیه ساز زمان - واقعی.



شکل ۳. بستر آزمایش سخت افزار در حلقه واحد کنترل سوخت.

چون واحد کنترل الکترونیکی به صورت فیزیکی در شبیه سازی قرار می گیرد، بنابراین نیاز به سیستم های انتقال برای اتصال قسمت فیزیکی به شبیه ساز مطابق شکل ۲ است. دبی خروجی از واحد کنترل سوخت توسط دبی سنج اندازه گیری می شود و پمپ واحد کنترل الکترونیک توسط یک موتور الکتریکی AC درایو می شود. در اینجا دبی سنج و موتور الکتریکی، سیستم های انتقال شبیه سازی سخت افزار در حلقه هستند که در سیستم حلقه بسته ی اصلی وجود ندارند و برای شبیه سازی سخت افزار در حلقه اضافه می شوند.

واحد کنترل سوخت شامل یک پمپ چرخ دنده یی است که محور آن به واسطه ی یک گیربکس توسط شفت موتور توربین گاز هوایی کاهنده دوران می کند. موتور توربین گاز هوایی به همراه واحد کنترل الکترونیک آن شبیه سازی رایانه یی می شوند ولی واحد کنترل سوخت به صورت فیزیکی در کنار شبیه ساز نرم افزاری قرار می گیرد. بنابراین پمپ واحد کنترل سوخت به صورت مکانیکی مطابق شکل ۳ توسط یک موتور الکتریکی AC با استفاده از فرمانی که از شبیه ساز رایانه یی دریافت می کند به حرکت درمی آید. برای کنترل دور موتور الکتریکی از یک اینورتر با کنترل کننده PID استفاده شده است. دور محور پمپ واحد کنترل سوخت توسط یک تاکومتر نوری اندازه گیری می شود. برای اندازه گیری دبی سوخت خروجی از واحد کنترل سوخت نیز از یک دبی سنج استفاده شده است. موتور الکتریکی AC و همچنین دبی سنج، سیستم های انتقالی واسط بین قسمت واقعی و قسمت نرم افزاری هستند. واحد کنترل سوخت علاوه بر پمپ چرخ دنده یی شامل دو شیر اسپول دار، یکی برای کنترل دبی و دیگری برای کنترل فشار است. وقتی اختلاف فشار دو طرف شیر کنترل دبی زیاد می شود، شیر کنترل فشار با کنارگذاشتن دبی سوخت به مخزن، باعث ثابت نگه داشتن اختلاف فشار می شود. این دو شیر در کنار هم در واقع تشکیل یک شیر تناسبی را می دهند که در آن دبی خروجی از واحد کنترل سوخت متناسب با جابه جایی اسپول شیر کنترل دبی خواهد بود. در واحد کنترل سوخت همچنین از یک

جریان دبی سنج به همراه یک میدل سیگنال جریان به ولتاژ استفاده شده است. برای اندازه‌گیری سرعت محور پمپ نیز از خروجی پالس تاکومتر به همراه یک میدل فرکانس به ولتاژ استفاده شده است.

۳. مدل‌سازی موتور توربین گاز هوایی

در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL)، واحد کنترل سوخت واقعی در کنار مدل ریاضی موتور توربین‌گاز هوایی آزمایش می‌شود. بنابراین در این شبیه‌سازی، نیازی به مدل ریاضی واحد کنترل سوخت نبوده و فقط مدل ریاضی موتور توربین گاز هوایی ارائه شده است. موتور توربین‌گاز هوایی مورد بررسی یک موتور تک محوره شامل کمپرسور سه مرحله‌ای، توربین یک مرحله‌ای و نازل همگرا است. این موتور جریان کنارگذر و همچنین شیر تخلیه هوا از کمپرسور ندارد. برای مدل‌سازی این موتور هوای ورودی و گازهای ناشی از احتراق به‌عنوان گاز ایده‌آل فرض شده و اثرات ناشی از انتقال حرارت در موتور صرف‌نظر شده است. در شکل ۵، شماتیک موتور توربین‌گاز هوایی و شماره‌گذاری استفاده شده برای مدل‌سازی نشان داده شده است.

موتور مورد مطالعه دارای ۵ قسمت اصلی شامل دیفیوزور ورودی، کمپرسور، محفظه‌ی احتراق، توربین و نازل خروجی است. در مدل‌سازی موتور، هر قسمت به‌عنوان یک سیستم مجزا در نظر گرفته می‌شود. از مدل ترمودینامیکی صفر بعدی برای به دست آوردن تغییر خواص ترمودینامیکی در حالت گذرا استفاده می‌شود. دما و فشار برای هر قسمت به‌صورت یکنواخت در نظر گرفته می‌شود. در ادامه، به مدل‌سازی هر قسمت به‌طور جداگانه پرداخته خواهد شد.

فهرست علائم به کار رفته در مدل‌سازی ترمودینامیکی:

T : دما (K)؛

P : فشار (Pa)؛

M : ماخ؛

\dot{m} : دبی جرمی (kg/s)؛

η : راندمان؛

N : سرعت زاویه‌ای روتور (rpm)؛

C_p : ثابت گرمای ویژه در فشار ثابت (J/kgK)؛

C_v : ثابت گرمای ویژه در حجم ثابت (J/kgK)؛

\dot{m}_c : دبی تصحیح شده کمپرسور (kg/s)؛

M : جرم (kg)؛

R : ثابت گاز (J/kgK)؛

C_d : ضریب تخلیه دهانه نازل؛

A : مساحت (m^2)؛

γ : نسبت گرمای ویژه‌ی هوا؛

δ : فشار تصحیح شده؛

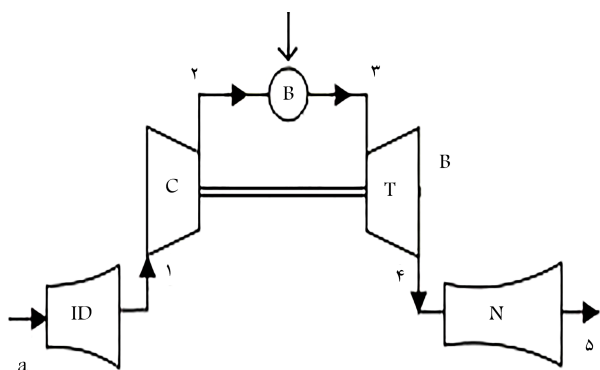
θ : دمای تصحیح شده؛

$f()$: مپ‌های کمپرسور و توربین.

اندیس‌ها

f : سوخت؛

$star^*$: شرایط آیزنتروپیک؛



شکل ۵. چرخه‌ی موتور توربین‌گاز هوایی تک‌محوره (ID : دیفیوزور ورودی، C : کمپرسور، B : محفظه احتراق، T : توربین، N : نازل).

($Prime$): ورودی.

الف) دیفیوزور ورودی: جریان هوا در دیفیوزور یک فرایند آیزنتروپیک در نظر گرفته می‌شود. انتقال حرارت و اصطکاک بین هوا و دیواره، مد نظر قرار نمی‌گیرد. جریان هوا در دیفیوزور شبه یکنواخت فرض می‌شود یعنی رفتار دینامیکی هوا در نظر گرفته نمی‌شود. دما و فشار در خروجی دیفیوزور با استفاده از شرایط پروازی چنین به دست می‌آید:

$$\frac{T_1}{T_0} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (1)$$

$$\frac{P_1}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

ب) کمپرسور: عملکرد حالت پایای کمپرسور را می‌توان مطابق رابطه‌ی ۳ ارزیابی کرد. دبی جرمی تصحیح شده هوای ورودی به کمپرسور را می‌توان برحسب نسبت فشار و سرعت محور کمپرسور چنین به دست آورد:

$$\dot{m}_c = \frac{\delta_1}{\sqrt{\theta_1}} f_1 \left(\frac{P_r}{P_1}, \frac{N}{\sqrt{\theta_1}} \right), \quad \delta_1 = \frac{P_1}{P_0}, \quad \theta_1 = \sqrt{\frac{T_1}{T_0}} \quad (3)$$

و دبی هوای ورودی به کمپرسور را می‌توان با استفاده از دبی تصحیح شده چنین محاسبه کرد:

$$\dot{m}_r = \frac{\delta_1 \dot{m}_c}{\sqrt{\theta_1}} \quad (4)$$

بازده کمپرسور را نیز می‌توان برحسب نسبت فشار و سرعت محور کمپرسور به دست آورد:

$$\eta_c = f_r \left(\frac{P_r}{P_1}, \frac{N}{\sqrt{\theta_1}} \right) \quad (5)$$

برای بررسی دمای کمپرسور، باید اثر دما بر گرمای ویژه‌ی هوا را در نظر داشت. بنابراین، دمای هوای درون کمپرسور با استفاده از مقدار میانگین رابطه‌ی ۶ محاسبه می‌شود.

$$T_c = \frac{T_r - T_1}{\ln \left(\frac{T_r^*}{T_1} \right)} \quad (6)$$

که در آن T_r^* دمای آیزنتروپیک بعد از کمپرسور بوده و چنین به دست می‌آید:

$$T_r^* = T_r \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_r}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad (7)$$

ه) نازل خروجی: جریان گاز در نازل در حالت شبه پایا در نظر گرفته می‌شود. دبی جریان گاز عبوری از نازل با استفاده از نسبت فشار دو طرف نازل و شرایط ورودی نازل مطابق روابط ۲۱ و ۲۲ به دست می‌آید:

$$\dot{m}_\delta = C_d A_\delta \frac{P_\delta}{\sqrt{RT_\delta}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{P_\delta}{P_\delta}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{1 - \left(\frac{P_\delta}{P_\delta}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (21)$$

$$V_e = c_v \left\{ \frac{2\gamma RT_\delta}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_\delta}{P_\delta}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\}^{1/2} \quad (22)$$

اگر شرط زیر برقرار باشد:

$$\frac{P_\delta}{P_\delta} \leq \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (23)$$

آنگاه نازل چوک شده و به جای رابطه ۲۱، از رابطه ۲۴ استفاده می‌شود.

$$\dot{m}_\delta = 0.688 C_d A_\delta \frac{P_\delta}{\sqrt{RT_\delta}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \quad (24)$$

و) روتور: روتور شامل محور، پره‌های کمپرسور و توربین و تجهیزات روی آنهاست. دینامیک روتور با استفاده از رابطه اویلر در حرکت دورانی چنین بیان می‌شود:

$$\dot{N} = \frac{\dot{m}_t}{JN} (h'_t - h_t) - \frac{\dot{m}_r}{JN} (h'_r - h_r) \quad (25)$$

مجموعه‌ی معادلات ۱ تا ۲۵ بیان‌گر رفتار دینامیکی موتور خواهد بود. این معادلات شامل ۷ معادله‌ی دیفرانسیل غیرخطی مرتبه‌ی اول و ۱۸ معادله‌ی جبری است. با توجه به معادلات دیفرانسیل حاصل، بردار متغیرهای حالت شامل ۷ متغیر به صورت زیر است:

$$\tilde{x}^T = \left[M_r \quad T_r \quad P_r \quad M_t \quad T_t \quad P_t \quad M_f \quad T_f \quad P_f \quad N \right] \quad (26)$$

شبه‌سازی دینامیکی موتور از شرایط تعادل سیستم شروع می‌شود. بنابراین، ابتدا ورودی کنترلی را مشخص کرده و با صفر قرار دادن مشتق متغیرهای حالت، شرایط تعادل یا شرایط اولیه حل معادلات دیفرانسیل با استفاده از روش نیوتن - رافسون به دست می‌آید. با معلوم بودن شرایط اولیه، معادلات دیفرانسیل با استفاده از روش رانگ - کوتا حل می‌شود. در جدول ۱، مقادیر پارامترهای استفاده شده در مدل ترمودینامیکی موتور ارائه شده است.

۴. روش پیش‌بینی بر مبنای مدل

در صورتی که اثر دینامیکی ناخواسته ناشی از سیستم‌های انتقال در شبه‌سازی سخت‌افزار در حلقه خنثی نشود، دقت شبه‌سازی سخت‌افزار در حلقه کاهش می‌یابد. در این جا برای جبران اثر دینامیکی ناشی از اندازه‌گیری دبی سوخت در شبه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، از ساختار شکل ۶ استفاده شده است. کنترل‌کننده‌ی به‌کار برده شده در اینجا یک کنترل‌کننده‌ی فیدبک حالت بوده که بر اساس شبه‌سازی نرم‌افزاری طراحی شده است. جبران‌کننده باید بتواند بدون تغییر ساختار و پارامترهای کنترل‌کننده‌ی اصلی، اثر دینامیکی ناخواسته ناشی از سیستم انتقال را که به واسطه‌ی شبه‌سازی سخت‌افزار در حلقه ایجاد شده است، جبران کند. در این ساختار، فیلتر

در طی فرایند گذرا، کمپرسور به صورت یک حجم کنترل در نظر گرفته می‌شود که می‌تواند جرم و انرژی را در خود ذخیره کند. دینامیک دبی جریان هوا از کمپرسور با استفاده از اصل بقای جرم و انرژی و همچنین با استفاده از قانون گاز ایده‌آل به دست می‌آید:

$$\frac{dM_r}{dt} = \dot{m}'_t - \dot{m}_r - \dot{m}_{tc} \quad (8)$$

$$\frac{dT_r}{dt} = \frac{\lambda}{M_r c_v} [\dot{m}'_t (h'_t - u_t) - (\dot{m}_r + \dot{m}_{tc}) RT_r] \quad (9)$$

$$\frac{dP_r}{dt} = (\dot{m}_r - \dot{m}'_t) \frac{RT_r}{V_r} + \frac{P_r}{T_r} \dot{T}_r \quad (10)$$

\dot{m}_{tc} : دبی هوای کنارگذری است که از کمپرسور برای خنک‌کاری توربین استفاده می‌شود.

ج) محفظه‌ی احتراق: احتراق سوخت در محفظه‌ی احتراق فرایند پیچیده‌ی است. وقتی سوخت به هوای ورودی به محفظه‌ی احتراق تزریق می‌شود، قطرات سوخت همراه با جریان هوا به محفظه‌ی احتراق منتقل می‌شوند. طی این انتقال، قطرات سوخت توسط هوای داغ محیط بخار می‌شود. بخار سوخت با هوای داغ ترکیب شده و سوخته می‌شود. میزان ترکیب هوا و بخار سوخت تعیین‌کننده بازده محفظه احتراق خواهد بود. فرایند احتراق در مدل‌سازی موتور ساده‌سازی می‌شود و فرض می‌شود که احتراق در لحظه‌ی ورود به محفظه احتراق اتفاق می‌افتد. میزان افت فشار گاز در محفظه احتراق با استفاده از دبی جریان و دمای گاز از رابطه‌ی ۱۱ محاسبه می‌شود.

$$\Delta P = P_t - P_r = \frac{\lambda}{P_r} K_b \dot{m}_r (0.771 T_r - 0.85 T_r) \quad (11)$$

و دینامیک جریان گاز در محفظه احتراق با استفاده از اصل بقای جرم و انرژی و همچنین با استفاده از قانون گاز ایده‌آل به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\frac{dM_r}{dt} = \dot{m}'_t - \dot{m}_f - \dot{m}_r \quad (12)$$

$$\frac{dT_r}{dt} = \frac{\lambda}{M_r c_v} [\dot{m}'_t (h'_t - u_r) + \dot{m}_f (h_f \eta_b - u_r) - \dot{m}_r RT_r] \quad (13)$$

$$\frac{dP_r}{dt} = (\dot{m}_r - \dot{m}'_t) \frac{RT_r}{V_r} + \frac{P_r}{T_r} \dot{T}_r \quad (14)$$

که

$$\dot{m}_r = \dot{m}_r \quad (15)$$

د) توربین: دبی جرمی گاز و همچنین کاهش آنتالپی توربین، تابعی از نسبت فشار و سرعت محور توربین است:

$$\dot{m}_r = \frac{N}{T_r} P_r f_r \left(\frac{P_r}{P_r}, \frac{N}{\sqrt{T_r}} \right) \quad (16)$$

$$\Delta h_t = h_r - h'_r = N T'_r f_r \left(\frac{P_r}{P_r}, \frac{N}{\sqrt{T_r}} \right) \quad (17)$$

طی فرایند گذرا، دینامیک جریان گاز در توربین چنین بیان می‌شود:

$$\frac{dM_t}{dt} = \dot{m}'_t - \dot{m}_t + \dot{m}_{tc} \quad (18)$$

$$\frac{dT_t}{dt} = \frac{\lambda}{M_t c_v} [\dot{m}'_t (h'_t - u_t) + \dot{m}_{tc} (h_t - u_t) - \dot{m}_t RT_t] \quad (19)$$

$$\frac{dP_t}{dt} = (\dot{m}_t - \dot{m}'_t) \frac{RT_t}{V_t} + \frac{P_t}{T_t} \dot{T}_t \quad (20)$$

جدول ۱. مقادیر پارامترهای به کار رفته در مدل‌سازی ترمودینامیکی موتور.

پارامتر	پارامتر	مقدار
دبی سوخت	\dot{w}_f	$0.145 kg/s \sim 0.38$
آنتالپی سوخت	h_f	$42.8 \times 10^6 J/Kg$
بازده محفظه احتراق	η_b	۰٫۹
بازده مکانیکی	η_m	۰٫۹۸
نسبت گرمای ویژه	γ	۱٫۴
ثابت گاز	R	$286.9 J/KgK$
مساحت دهانه نازل	A_n	$0.184 m^2$
مساحت توربین	A_t	$0.146 m^2$
مساحت لاینر محفظه احتراق	A_1	$0.5014 m^2$
نسبت فشار چوک در توربین	π_t^*	۲٫۱۵
نسبت فشار چوک در نازل	π_n^*	۱٫۸۹
فشار محیط	P_e	$101325 Pa$
ضریب تخلیه نازل	C_d	۰٫۹۶

موتور توربین گاز هوایی در نرم‌افزار MATLAB/SIMULINK شبیه‌سازی شده است. برای به دست آوردن ماتریس‌های مدل خطی، از ابزارهای خطی‌سازی در نرم‌افزار MATLAB استفاده شده است.

فرض‌های در نظر گرفته شده برای استفاده از روش پیش‌بین عبارت‌اند از:

(الف) سیستم به طور کامل کنترل پذیر و مشاهده پذیر باشد؛

(ب) بیشینه تأخیر زمانی در کانال پس‌خور و پیش‌خور به ترتیب برابر M و N است.

(ج) اگر داده‌ایی در یک انتقال مشخص به گیرنده تحویل داده نشود، بدین معناست که اتلاف داده رخ داده است. فرض می‌شود فقط تعداد محدودی اتلاف داده رخ می‌دهد، چون در غیر این صورت سیستم کنترل تحت شبکه، حلقه باز می‌شود.

فیلترکالمن یک روش بهینه برای تخمین متغیرهای حالت سیستم است. این فیلتر با کمینه‌سازی جذر میانگین مربعات خطا، به تخمین دقیق متغیرهای حالت سیستم در حضور نویز و نامعینی‌های سیستم می‌پردازد. مشاهده‌گرهای مبتنی بر روش کالمن می‌توانند تخمین دقیق‌تری از حالت‌های سیستم با وجود تأخیر و اتلاف داده داشته باشند. لذا در این پژوهش از فیلتر کالمن برای تخمین متغیرهای حالت سیستم در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه استفاده شده است. فیلتر کالمن به‌عنوان مشاهده‌گر برای تخمین متغیرهای حالت مورد استفاده قرار گرفته است.^[۲۵]

مجموعه خروجی‌های اندازه‌گیری شده توسط دبی‌سنج در هر زمان نمونه‌برداری به سمت سیستم ارسال می‌شود. فیلتر کالمن بر اساس خروجی سیستم که دارای تأخیر زمانی است، به تخمین متغیرهای حالت می‌پردازد. اگر تأخیر زمانی رخ داده در مسیر عملگر به سیستم برابر z باشد، آنگاه مجموعه داده‌های ارسالی، در زمان $k - z$ به فیلتر کالمن می‌رسد و فیلتر کالمن بر اساس داده‌های ارسال شده به تخمین متغیر حالت در زمان $k - z$ می‌پردازد. پیش‌بینی‌کننده با استفاده از روابط ۲۹ تا ۳۱، متغیرهای حالت برای جبران تأخیر زمانی در مسیر عملگر به سیستم را پیش‌بینی می‌کند.

$$\hat{\mathbf{x}}_{k-j+1|k-j} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_{k-j|k-j-1} + \mathbf{B}\mathbf{u}_{k-j} + \mathbf{K}_{k-j}(\mathbf{y}_{k-j} - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}_{k-j|k-j-1}) \quad (29)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k-j+2|k-j} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_{k-j+1|k-j} + \mathbf{B}\mathbf{u}_{k-j+1} \quad (30)$$

$$\dots$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-j} = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-j} + \mathbf{B}\mathbf{u}_{k-1} \quad (31)$$

بیان‌گر تخمین متغیرهای حالت در زمان $k - j + 1$ بر اساس خروجی‌های تا زمان $k - j$ است. کنترل‌کننده نیز با استفاده از بردار متغیرهای حالت پیش‌بینی شده به اندازه‌ی افق پیش‌بین، سیگنال کنترلی مطابق رابطه‌ی ۳۱ ایجاد کرده و به عملگر ارسال می‌کند.

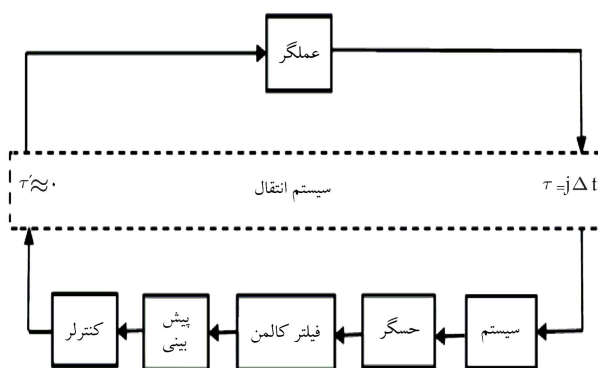
$$\mathbf{u}_{k|k-j} = \mathbf{L}\hat{\mathbf{x}}_{k|k-j} \quad (31)$$

معادلات ۲۹ و ۳۰ مربوط به پیش‌بینی‌کننده و معادله ۳۱ بیان‌گر کنترل‌کننده است.

۵. نتایج

۱.۵. اعتبارسنجی مدل موتور

برای اعتبارسنجی شبیه‌سازی ترمودینامیکی موتور توربین گاز هوایی، در بستر آزمون موتور، موتور واقعی مجهز به یک حسگر فشارسنج بعد از کمپرسور، سه حسگر



شکل ۶. جبران‌سازی تأخیر زمانی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه با استفاده از فیلتر کالمن و پیش‌بین.

کالمن بر اساس خروجی‌هایی که در مسیر عملگر به سیستم هستند، به تخمین متغیرهای حالت می‌پردازد. پیش‌بینی‌کننده بر اساس خروجی فیلتر کالمن که همان تخمین متغیرهای حالت است، مجموعه‌یی از پیش‌بینی متغیرهای حالت در زمان آینده را فراهم می‌کند. کنترل‌کننده نیز بر اساس مجموعه متغیرهای حالتی که از پیش‌بین دریافت می‌کند، مجموعه‌یی از سیگنال‌های کنترلی در زمان آینده را ایجاد می‌کند. مدت زمان پیش‌بینی برابر با میزان تأخیر زمانی ناشی از اندازه‌گیری دبی سوخت خواهد بود.

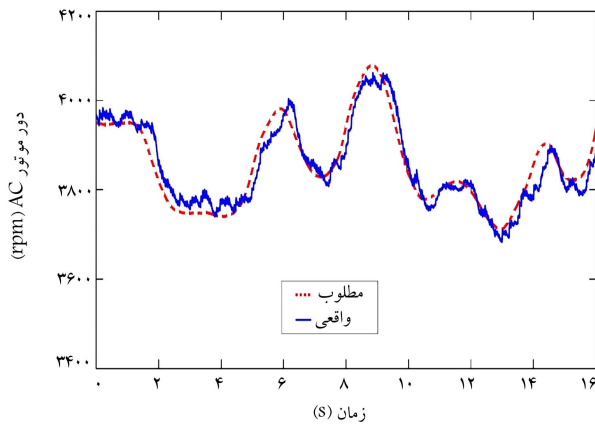
سیستم در نظر گرفته شده در این حالت، سیستم خطی گسسته بوده، که معادله‌ی آن در فضای حالت عبارت است از:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{A}\mathbf{x}_k + \mathbf{B}\mathbf{u}_k + \mathbf{w}_k \quad (27)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{C}\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (28)$$

در رابطه‌های ۲۷ و ۲۸، بردار ورودی‌های سیستم، $\mathbf{u}_k \in R^m$ ، بردار متغیرهای حالت سیستم و $\mathbf{y}_k \in R^p$ بردار خروجی‌های سیستم هستند. $\mathbf{w}_k \in R^n$ و $\mathbf{v}_k \in R^p$ به ترتیب بردار نویز فرایند و نویز خروجی بوده و از نوع نویز سفید با کوواریانس $\mathbf{Q} \in R^{n \times n}$ و $\mathbf{R} \in R^{p \times p}$ هستند.

ماتریس‌های \mathbf{A} ، \mathbf{B} ، \mathbf{C} و \mathbf{D} با استفاده از مدل خطی حاصل از معادلات ترمودینامیکی موتور توربین گاز هوایی به دست آمده است. معادلات ترمودینامیکی



شکل ۹. نتایج تجربی سرعت موتور الکتریکی AC و مقایسه‌ی با فرمان مطلوب.

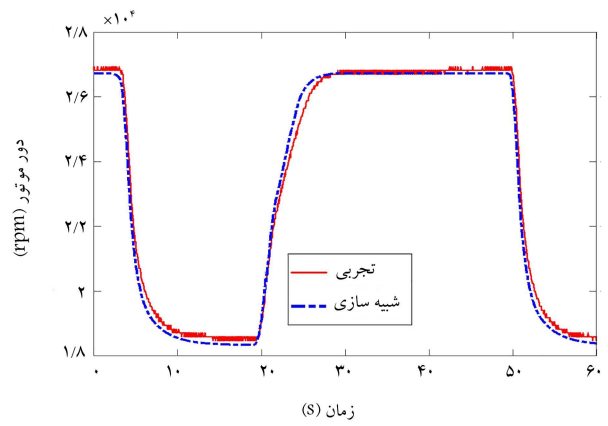
الکتریکی نسبتی از دور موتور توربین گاز هوایی است. در شکل ۹ فرمان ارسالی از شبیه‌سازی موتور توربین گاز هوایی و نتایج تجربی دور موتور الکتریکی نشان داده شده است. نتایج تجربی نشان می‌دهد که کنترل‌کننده‌ی PID طراحی شده برای کنترل دور موتور الکتریکی با دقت کم‌تر از ۰.۶٪ توانسته است فرمان ارسالی را ردیابی کند. در شروع شبیه‌سازی، اختلاف قابل ملاحظه‌ی در نتایج مشاهده می‌شود زیرا موتور الکتریکی دارای سرعت صفر بوده است و در واقع سرعت مطلوب به صورت یک فرمان پله‌ی عمل کرده است.

۳.۵. اندازه‌گیری تأخیر زمانی در سیستم انتقال

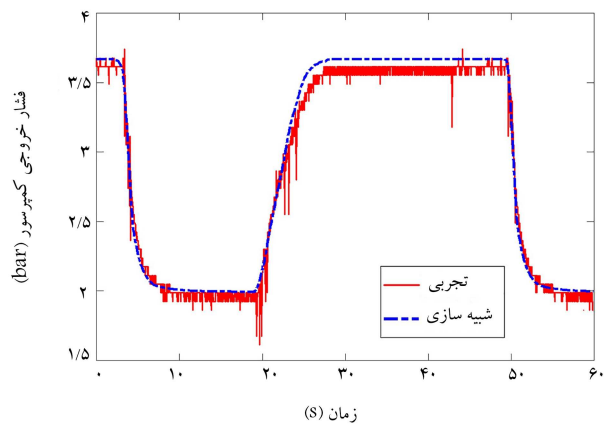
موتور الکتریکی AC که برای به حرکت درآوردن محور پمپ واحد کنترل سوخت استفاده شده است و همچنین دبی‌سنج نصب شده در خروجی واحد کنترل سوخت، دو سیستم انتقالی هستند که در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه‌ی واحد کنترل سوخت به کار رفته‌اند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که دینامیک موتور الکتریکی AC تأثیر زیادی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه ندارد.

تأخیر ایجاد شده در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه ناشی از دبی‌سنج ولوله‌کشی مربوط به آن است. دبی‌سنج برای اندازه‌گیری دبی سوخت خروجی از واحد کنترل سوخت (FCU) استفاده می‌شود. سیگنال مربوط به میزان دبی سوخت اندازه‌گیری شده با استفاده از میدل فرکانس به ولتاژ، به شبیه‌سازی زمان - واقعی موتور توربین گاز هوایی ارسال می‌شود. میزان تأخیر زمانی دبی‌سنج وابسته به مشخصات دبی‌سنج، اتصالات مربوط به آن و همچنین فرکانس تغییرات دبی سوخت دارد.

تخمین مناسب مقدار تأخیر زمانی ناشی از اندازه‌گیری دبی سوخت، باعث بهبود عملکرد روش جبران‌سازی ارائه شده می‌شود. برای تخمین تأخیر زمانی، از نمودار بود (Bode) مربوط به اختلاف فاز ورودی و خروجی واحد کنترل سوخت استفاده شده است. برای این منظور ورودی‌های سینوسی با فرکانس‌های مختلف با استفاده از سروموتور به اسپول شیر کنترل دبی اعمال شده و مقدار دبی خروجی از واحد کنترل سوخت اندازه‌گیری شده است. اختلاف فاز ورودی و خروجی واحد کنترل سوخت در فرکانس‌های مختلف مطابق شکل ۱۰ به صورت نیمه‌لگاریتمی رسم شده است. مقایسه‌ی نتایج حاصل از نمودار فاز تجربی و نمودار فاز مربوط به تأخیر زمانی ثابت، بیان‌گر آن است که در محدوده‌ی فرکانس کاری مورد نظر، با دقت خوبی می‌توان از تأخیر زمانی ثابت $\tau = 0.25 \text{ sec}$ برای سیستم انتقال استفاده کرد.



شکل ۷. دور محور موتور حاصل از نتایج تجربی و شبیه‌سازی ترمودینامیکی موتور.

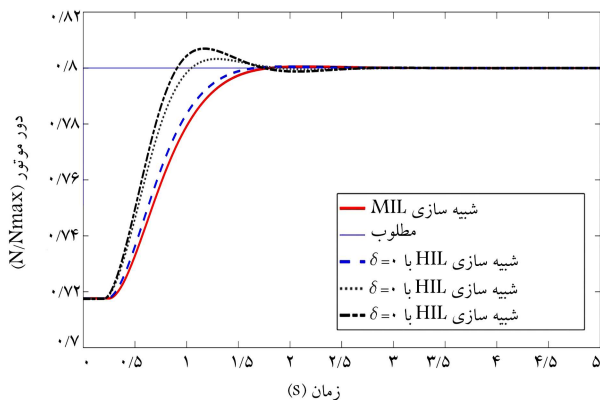


شکل ۸. فشار خروجی از کمپرسور حاصل از نتایج تجربی و شبیه‌سازی ترمودینامیکی موتور.

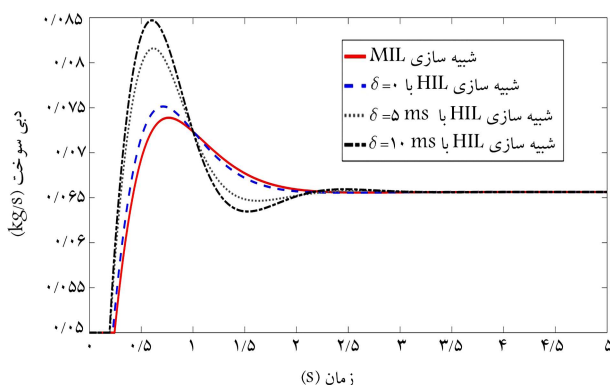
دما در ورودی نازل، یک حسگر مغناطیسی اثر هال برای اندازه‌گیری دور محور است و برای انجام شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه به یک حسگر دبی‌سنج نیز مجهز شده است. برای جمع‌آوری داده‌ی حسگرها از ماژول PC/۱۰۴ و با زمان نمونه‌برداری ۱ میلی ثانیه استفاده شده است. در شکل‌های ۷ و ۸، نتایج حاصل از مدل ترمودینامیکی و نتایج تجربی به‌ازای تغییرات دبی سوخت ورودی به موتور نشان داده شده است. نتایج حاصل بیان‌گر تطابق خوب شبیه‌سازی با داده‌های تجربی با خطای کم‌تر از ۰.۷٪ برای دور موتور و خطای کم‌تر از ۰.۵٪ برای نسبت فشار کمپرسور است. نتایج مربوط به دور موتور و نسبت فشار کمپرسور، بدون استفاده از فیلتر رسم شده است ولی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه از فیلترهای پایین‌گذر خطی مرتبه اول استفاده شده است. نقاط ناپیوسته در شکل ۷ مربوط به نویز حسگر تاکومتر و نقاط ناپیوسته در شکل ۸ مربوط به نویز حسگر فشارسنج است.

۲.۵. عملکرد سیستم کنترل موتور AC

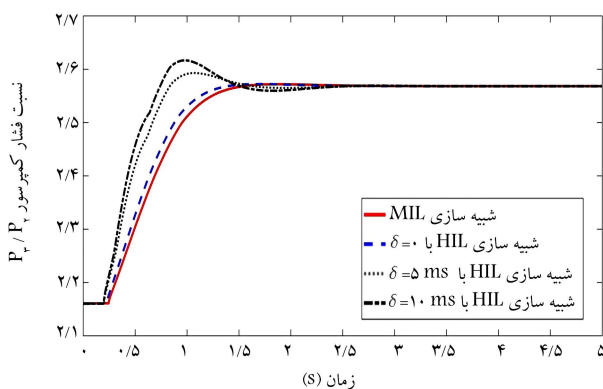
پمپ چرخ‌دنده‌ی داخلی واحد الکتروهیدرولیکی کنترل سوخت در موتور توربین گاز هوایی به‌واسطه‌ی محور موتور توربین گاز هوایی و یک گیربکس کاهنده درایو می‌شود. در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، این ارتباط مکانیکی وجود ندارد زیرا موتور توربین گاز هوایی شبیه‌سازی رایانه‌ی می‌شود. بنابراین برای درایو پمپ واحد کنترل سوخت از یک موتور الکتریکی AC استفاده شده است. سیگنال فرمان موتور



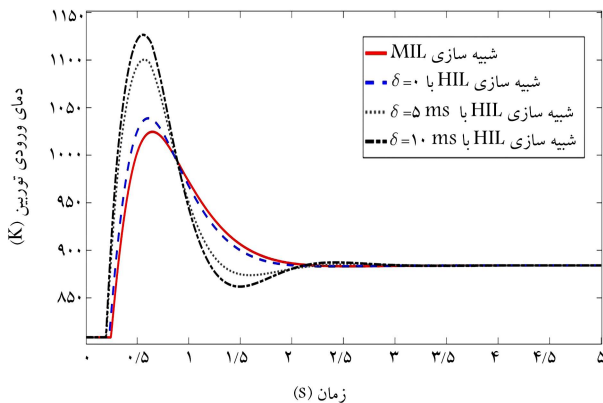
شکل ۱۱. بررسی تأثیر عدم تطابق تأخیر زمانی در دور موتور.



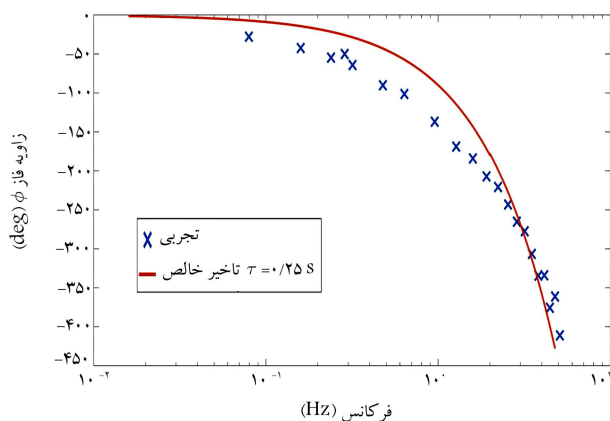
شکل ۱۲. بررسی تأثیر عدم تطابق تأخیر زمانی در دبی سوخت.



شکل ۱۳. بررسی تأثیر عدم تطابق تأخیر زمانی در نسبت فشار کمپرسور.



شکل ۱۴. بررسی تأثیر عدم تطابق تأخیر زمانی در دمای ورودی به توربین.



شکل ۱۰. نمودار فاز حاصل از داده‌های تجربی و مقایسه‌ی آن با نمودار فاز تأخیر زمانی ثابت $\tau = 0.25 \text{ sec}$.

جدول ۲. مشخصات نقطه‌ی تعادل موتور.

پارامتر	علامت	حدس اولیه	تعادل
دور موتور	N	0.7	0.72
نسبت فشار کمپرسور	P_2/P_1	2	2.57
دمای ورودی توربین	T_4	650 K	870 K

۴.۵. ارزیابی شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه

برای شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه در حالت گذرا، شرایط اولیه موتور در حالت تعادل در نظر گرفته می‌شود. شرایط تعادل با تعیین میزان سوخت ورودی به موتور به دست می‌آید. با یک حدس اولیه مطابق جدول ۲، شرایط تعادل با استفاده از روش نیوتن - رافسون برای دبی سوخت $\dot{m}_f = 0.05 \text{ kg/s}$ به دست آمده است. یکی از پارامترهای تأثیرگذار در عملکرد روش پیش‌بینی ارائه شده، میزان تأخیر زمانی در نظر گرفته شده در روش پیش‌بینی است. در این شبیه‌سازی، تأخیر زمانی با استفاده از روش فرکانسی برابر $\tau = 0.25 \text{ sec}$ به دست آمده است.

خطای محاسبه‌ی تأخیر زمانی، تأثیر زیادی در عملکرد روش پیش‌بینی ارائه شده دارد. بنابراین در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ بررسی اثر خطای محاسبه‌ی تأخیر زمانی نشان داده شده است. در شکل ۷ و ۸ به ترتیب، نویز ناشی از حسگر دورسنج و فشارسنج قابل مشاهده است. با توجه به این که این روش به صورت تجربی انجام گرفته است، نتایج ارائه شده با در نظر گرفتن اغتشاش ناشی از حسگرها بوده است. اگر تأخیر زمانی واقعی با تأخیر زمانی محاسبه شده، تطابق نداشته باشد آنگاه

دقت شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه کاهش می‌یابد. در اینجا این میزان عدم تطابق با δ نشان داده شده است. به عبارت دیگر، فرض شده است که تأخیر زمانی در روش پیش‌بینی برابر $\tau + \delta$ و تأخیر زمانی واقعی برابر τ است. در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴، اثر عدم تطابق تأخیر زمانی در پارامترهای مهم موتور از جمله دور موتور (N)، دبی جرمی سوخت ورودی (\dot{m}_f)، نسبت فشار کمپرسور (P_2/P_1) و همچنین دمای گاز ورودی به توربین (T_4) نشان داده شده است. در حالتی که تطابق بین تأخیرهای زمانی ناچیز باشد ($\delta = 0$)، نتایج شبیه‌سازی HIL به شبیه‌سازی MIL نزدیک است ولی چنانچه بین تأخیرهای زمانی واقعی و شبیه‌سازی عدم تطابق وجود داشته باشد ($\delta = \pm 5 \text{ ms}$)، دقت شبیه‌سازی کاهش می‌یابد. حالت $\delta = +5 \text{ ms}$ بیانگر شرایطی است که تأخیر زمانی، دست بالا تخمین زده شود ولی حالت $\delta = -5 \text{ ms}$ نشان‌دهنده‌ی آن است که تأخیر زمانی، دست پایین تخمین زده شده است. نتایج

توانسته است تأخیر زمانی مسیر پس‌خور را جبران کند و نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL) نسبت به شبیه‌سازی مدل در حلقه (MIL) دارای خطایی کم‌تر از ۵٪ است.

در روش پیش‌بینی بر مبنای مدل ارائه شده، فیلتر کالمن نقش مشاهده‌گر متغیرهای حالت را دارد و وظیفه پیش‌بینی متغیرهای حالت در افق پیش‌بینی مورد نظر را ندارد. با توجه به این که در اینجا از کنترل‌کننده فیدبک حالت استفاده شده است و این کنترل‌کننده از متغیرهای تخمین زده شده توسط فیلتر کالمن استفاده می‌کند، عملکرد فیلتر کالمن در عملکرد کنترل‌کننده فیدبک حالت نشان داده می‌شود. به عبارت دیگر، عملکرد کنترل‌کننده و فیلتر کالمن به صورت مجموعه‌ی به هم وابسته در شکل‌های ۱۱ تا ۱۵ نشان داده شده است.

۶. نتیجه‌گیری

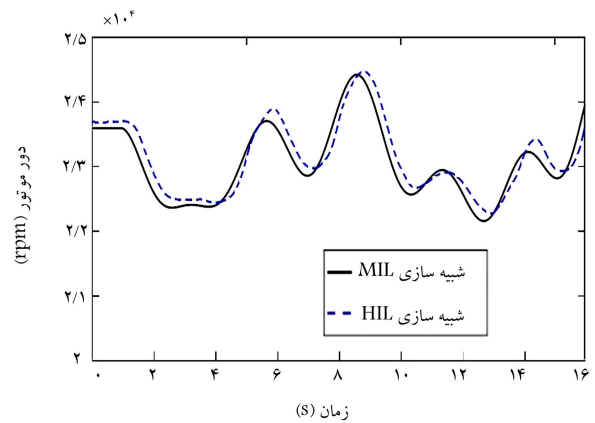
روش پیش‌بینی بر اساس مدل برای جبران‌سازی تأخیر زمانی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه واحد کنترل سوخت موتور توربین گاز هوایی استفاده شده است. در این شبیه‌سازی، موتور توربین گاز هوایی به همراه واحد کنترل الکترونیکی سوخت (ECU) شبیه‌سازی رایانه‌ی شده و واحد الکترونیکی کنترل سوخت (FCU) به صورت فیزیکی در حلقه شبیه‌سازی قرار گرفته است. برای شبیه‌سازی موتور از مدل ترمودینامیکی که شامل معادلات دیفرانسیل و جبری است، استفاده شده است. مقایسه‌ی نتایج تجربی آزمون موتور توربین گاز هوایی با نتایج مدل ترمودینامیکی موتور بیان‌گر خطای کم‌تر از ۷٪ بوده است. در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه، واحد کنترل سوخت به صورت فیزیکی در حلقه شبیه‌سازی قرار گرفته است؛ بنابراین دبی خروجی از واحد کنترل سوخت با استفاده از دبی سنسج اندازه‌گیری شده و به شبیه‌سازی رایانه‌ی ارسال شده است. بررسی پاسخ فرکانسی واحد کنترل سوخت نشان می‌دهد که می‌توان دینامیک دبی سنسج را به صورت یک تأخیر زمانی ثابت با $\tau = 0.25 \text{ sec}$ در نظر گرفت. نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه نشان می‌دهد که تأخیر زمانی ناشی از اندازه‌گیری دبی سوخت خروجی از واحد کنترل سوخت، باعث ناپایداری حلقه‌ی شبیه‌سازی می‌شود. برای جبران اثر دینامیکی ناخواسته ناشی از اندازه‌گیری دبی سوخت، از روش پیش‌بینی بر مبنای مدل استفاده شده است. مقایسه‌ی نتایج حاصل از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه و شبیه‌سازی رایانه‌ی مدل در حلقه، که در آن تمام اجزای سیستم شبیه‌سازی شده است، بیان‌گر عملکرد مناسب روش پیش‌بینی ارائه شده است. همچنین نشان داده شده است که خطای ناشی از شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه تا ۵٪ کاهش یافته است.

پانویس‌ها

1. model in the loop (MIL)
2. software in the loop (SIL)

منابع (References)

1. Isermann, R., Schaffnit, J. and Sinsel, S. "Hardware-in-the-loop simulation for the design and testing of engine-



شکل ۱۵. مقایسه‌ی دور موتور توربین گاز هوایی در شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه و شبیه‌سازی مدل در حلقه.

شبیه‌سازی نشان می‌دهد که اگر تأخیر زمانی دست بالا تخمین زده شود، نتایج شبیه‌سازی نسبت به حالتی که تأخیر زمانی دست پایین تخمین زده می‌شود، دارای دقت بیشتری است. برای ارزیابی عملکرد روش ارائه شده، شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL) با شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه (MIL) مقایسه شده است. هر قدر عملکرد روش ارائه شده بهتر باشد، نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL) به شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه (MIL) نزدیک‌تر خواهد شد زیرا در شبیه‌سازی نرم‌افزار در حلقه (MIL)، تأخیر زمانی بین واحد کنترل سوخت و مدل موتور وجود ندارد. چنان که در شکل‌های ۱۱ تا ۱۴ مشاهده می‌شود، عدم تطابق تأخیر زمانی واقعی و افق پیش‌بینی در روش ارائه شده، فقط می‌تواند در پاسخ گذرای سیستم مؤثر باشد. البته اگر این عدم تطابق از حد مجاز خارج شود آن‌گاه سیستم ناپایدار خواهد شد. در شکل ۱۵، نتایج شبیه‌سازی سخت‌افزار در حلقه (HIL) با شبیه‌سازی مدل در حلقه (MIL) مربوط به دور محور موتور توربین گاز هوایی نشان داده شده‌اند. فرمان خلبان به صورت یک ورودی چند سینوسی با دامنه‌های مختلف در نظر گرفته شده است. در الگوریتم پیاده‌سازی شده برای سیستم کنترل الکترونیکی سوخت، فرمان خلبان به عنوان مرجع دور موتور در نظر گرفته شده است. با توجه به انتخاب گام زمانی شبیه‌سازی برابر و $\Delta t = 0.1 \text{ sec}$ و نیز در نظر گرفتن تأخیر زمانی برابر با مقدار ثابت $\tau = 0.25 \text{ sec}$ ، پیش‌بینی برای ۲۵ گام بعدی ($j = 25$) انجام می‌گیرد. شکل ۱۵ بیان‌گر عملکرد روش پیش‌بینی بر مبنای مدل در ردیابی سیگنال است. در صورت عدم استفاده از جبران‌کننده‌ی تأخیر زمانی، پاسخ سیستم ناپایدار خواهد بود. نتایج شبیه‌سازی نشان می‌دهد که روش پیش‌بینی بر مبنای مدل به خوبی

control systems", *Control Engineering Practice*, **7**, pp. 643-653 (1999).

2. Cheng, T. "Hardware in the loop simulation of mini type turbojet engine digital control regulator", *Journal of aerospace power*, **19**(3), pp. 383-386 (2004).
3. Cao, Y., Teng, W. and Zhang, H. "Hardware-in-the-loop simulation for engine idle speed control based on AN-FIS", *In Proceedings of 7th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA)*, no. 4593421, pp. 3125-3137. New York: IEEE, 25-27 June (2008).

4. Salehi, A., and Montazeri-Gh, M. "Black box modeling of a turboshaft gas turbine engine fuel control unit based on neural NARX", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part M: Journal of Engineering for the Maritime Environment*, **233**(3), pp.949-956 (2018).
5. Watanabe, S.M., Ölçmen, R. P., Leland, K. W. and et al. "Soft computing applications on a SR-30 turbojet engine", *Fuzzy Sets and Systems*, **157**(22), pp. 3007-3024 (2006).
6. Bao, W., Sui, Y. F. and Liu, Z.M. "Design and realization of hardware-in-the-loop simulation for turbofan engine", *Journal of System Simulation*, **18**(6), pp. 603-615 (2006).
7. Xie, G.H., Meng, L. and Xue, E. "Hardware-in-the-loop simulation of a liquid fuel ramjet engine control system", *Journal of Propulsion Technology*, **22**(6), pp. 451-453 (2001).
8. Duan, C., Xie, S.S. and Cai, K.L. "Hardware-in-the-loop simulation of turbofan aero engine control system", *Journal of Propulsion Technology*, **5**, pp. 434-438 (2005).
9. Montazeri-Gh, M., Nasiri, M. and Jafari, S. "Real-time multi-rate HIL simulation platform for evaluation of a jet engine fuel controller", *Simulation Modelling Practice and Theory*, **19**(3), pp. 996-1006 (2011).
10. Montazeri-Gh, M., Abyaneh, S. and Kazemnejad, S. "Hardware-in-the-loop simulation of two-shaft gas turbine engine's electronic control unit", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, **230** (6) (2016).
11. Gawthrop, P.J., Wagg, D.J. and Neild, S.A. "Bond graph based control and substructuring", *Simulation Modelling Practice and Theory*, **17**(1), pp. 211-227 (2009).
12. Gans, N.R., Dixon, W.E., Lind, R. and et al. "A hardware in the loop simulation platform for vision-based control of unmanned air vehicles", *Mechatronics*, **19**(7), pp. 1043-1056 (2009).
13. Karpenko, M. and Sepehri, N. "Hardware-in-the-loop simulator for research on fault tolerant control of electrohydraulic actuators in a flight control application", *Mechatronics*, **19**(7), pp. 1067-1077 (2009).
14. Bradley, T.H., Moffitt, B.A., Mavris, D.N. and et al. "Hardware-in-the-loop testing of a fuel cell aircraft powerplant", *AIAA Journal of Propulsion and Power*, **25**(6), pp. 1336-1344 (2009).
15. Montazeri-Gh, M. and Nasiri, M. "Hardware-in-the-loop simulation for testing of electro-hydraulic fuel control unit in a jet engine application", *Simulation Modelling Practice and Theory*, **89**(2), pp. 225-233 (2013).
16. Guillo-Sansano, M.H., Syed, A.J., Roscoe, G. M. and et al. "Characterization of time delay in power hardware in the loop setups", *In IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **68**(3), pp. 2703-2713 (2021).
17. Cale, J.L. and et al. "Mitigating communication delays in remotely connected hardware-in-the-loop experiments", *in IEEE Transactions on Industrial Electronics*, **65**(12), pp. 9739-9748 (2018).
18. De Farias, A.B.C., Rodrigues, R.S., Murilo, A. and et al. "Low-Cost Hardware-in-the-Loop Platform for Embedded Control Strategies Simulation", *in IEEE Access*, **7**, pp. 111499-111512 (2019).
19. Horiuchi, T. and Konno, T. "A new method for compensating actuator delay in real-time hybrid experiment", *Phil Trans R Soc*, **359**, pp. 1893-1909 (2001).
20. Ahmadzadeh, M., Mosqueda, G. and Reinhorn, A.M. "Compensation of actuator delay and dynamics for real-time hybrid structural simulation", *Earthquake Engineering and Structural Dynamics*, **37**(1), pp. 21-42 (2008).
21. Gawthrop, P.J., Virden, D.W., Neild, S.A. and et al. "Emulator-based control for actuator-based hardware-in-the-loop testing", *Control Engineering Practice*, **16**(8), pp. 897-908 (2008).
22. Chen, C. and Ricles, J.M. "Analysis of actuator delay compensation methods for real-time testing", *Engineering Structures*, **31**(11), pp. 2643-2655 (2009).
23. Chen, C. and Ricles, J.M. "Improving the inverse compensation method for real-time hybrid simulation through a dual compensation scheme", *Earthquake Engineering and Structural Dynamics*, **38**(10), pp. 1237-1255 (2009).
24. Wallace, M.I., Wagg, D.J. and Neild, S.A. "An adaptive polynomial based forward prediction algorithm for multi-actuator real-time dynamic substructuring", *In Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, **461**(2064), pp. 3807-3826 (2005).