

مروری بر مدل‌سازی و کنترل موتورهای توربوشفت با رویکرد توسعه واحد کنترل سوخت دیجیتال (FCU) و سامانه تست

■ خلیل ساقی^۱

فارغ التحصیل دکترا، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر،
دانشگاه سمنان، سمنان، ایران

■ عباس دیده بان^۲

استاد، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه سمنان،
سمنان، ایران

■ یوسف علی نژاد برمی^۳

استاد، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه سمنان،
سمنان، ایران

■ مهنوش شجیعی^{۴*}

دکترا، پژوهشگر جهاد دانشگاهی صنعتی شریف، تهران،
ایران

10.22034/jtd.2026.2096659.2085

چکیده

موتورهای توربوشفت به دلیل رفتار دینامیکی غیرخطی، محدودیت‌های عملکردی و الزامات ایمنی بالا، نیازمند سامانه‌های کنترل پیشرفته، قابل اعتماد و دقیق هستند. در سال‌های اخیر، جایگزینی سامانه‌های کنترل هیدرومکانیکی با سامانه‌های کنترل دیجیتال تمام‌اختیار (FADEC)، زمینه توسعه طراحی واحدهای کنترل سوخت دیجیتال (FCU) را فراهم کرده است. هدف این مقاله، ارائه یک مطالعه مروری جامع بر روش‌های مدل‌سازی، شبیه‌سازی و کنترل موتورهای توربوشفت با تمرکز بر توسعه FCU و سامانه‌های تست برای موتور PT6T است. در این راستا، ساختار موتورهای توربوشفت مورد بررسی قرار گرفته‌اند. همچنین معماری‌های مختلف کنترل موتور، شامل سامانه‌های هیدرومکانیکی، کنترل الکترونیکی دیجیتال و سامانه‌های FADEC تحلیل شده و الزامات طراحی سامانه سوخت تشریح گردیده است. علاوه بر این، بسترهای شبیه‌سازی زمان واقعی، شامل نرم افزار در حلقه (SIL) و سخت افزار در حلقه (HIL)، به عنوان ابزارهای کلیدی برای توسعه و اعتبارسنجی الگوریتم‌های کنترل بیان شده‌اند. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که استفاده از معماری دیجیتال مبتنی بر FADEC امکان پیاده‌سازی الگوریتم‌های کنترلی پیشرفته، بهبود دقت تنظیم جریان سوخت، افزایش قابلیت اطمینان و تسهیل توسعه سامانه‌های تشخیص خطا را فراهم می‌کند. چارچوب ارائه‌شده می‌تواند به عنوان مبنایی برای طراحی، توسعه و ارزیابی واحدهای کنترل سوخت دیجیتال و سامانه‌های تست در موتورهای توربوشفت مورد استفاده قرار گیرد.

واژگان کلیدی: موتور توربوشفت، FCU، مدل‌سازی، FADEC

۱- مقدمه

مدل‌سازی موتورهای توربوشفت و معماری‌های کنترل سوخت

هدف این مقاله ارائه یک مرور ساختاریافته از روش‌های دیجیتال است. توربین گازی نوعی موتور احتراق داخلی است که

انرژی شیمیایی سوخت را با استفاده از هوای فشرده به انرژی مکانیکی تبدیل می‌کند و در کاربردهایی چون هدایت پمپ‌ها، کمپرسورها، ژنراتورها و تولید نیروی رانش در موتورهای جت مورد استفاده قرار می‌گیرد (Xin, 2024). توسعه مدل‌های دقیق برای توربین‌های گازی و سیستم‌های کنترلی آن‌ها، نقش مهمی در بهینه‌سازی عملکرد، پایش وضعیت، شناسایی خطا و اعتبارسنجی حسگرها پیش از طراحی و ساخت نهایی دارد. موتورهای توربین گازی در پنج نوع اصلی شامل توربوپراپ، توربوجت، توربوشفت، توربوفا و رمجت دسته‌بندی می‌شوند (Nasir, 2020).

که در این مقاله تمرکز بر نوع توربوشفت است. به طور کلی، این موتورها به دو گروه تولیدکننده تراست (توربوجت و توربوفا) و تولیدکننده گشتاور (توربوشفت و توربوپراپ) تقسیم می‌شوند.

سیستم کنترل سوخت (FCU^۱) در موتورهای هواپیما شامل سه نوع اصلی هستند: هیدرو-مکانیکی ترکیب مکانیکی و الکترونیکی، واحد کنترل سوخت هیدرومکانیکی (HFCU^۲) که از سال ۱۹۴۰-۱۹۶۰ استفاده می‌شدند، الکتریکی، کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور (DEEC^۳) از سال ۱۹۷۰-۱۹۸۰ و کنترل دیجیتال تمام اختیار (FADEC^۴) (Greidanus, 2022) از سال ۱۹۹۰ تاکنون (Schenderlein, 2015). سیستم FADEC با بهره‌گیری از رایانه دیجیتال، عملکرد موتور را به صورت دقیق و خودکار کنترل کرده و موجب افزایش دقت و کاهش خطای انسانی می‌شود.

مطالعات مختلفی در زمینه مدل‌سازی و شبیه‌سازی عملکرد موتورهای توربین گازی و طراحی سیستم‌های کنترل سوخت انجام شده است (Schenderlein, 2015) و (Montazeri-Gh, 2019). مدل‌سازی عملکرد موتورهای توربین گازی از طریق رویکردهای مختلف انجام می‌شود. مدل‌های ترمودینامیکی مبتنی بر چرخه برایتون با شبیه‌سازی پارامترهایی مانند فشار، دما و جریان در اجزای موتور، در پیش‌بینی عملکرد و بهینه‌سازی مصرف سوخت نقش دارند (Greidanus, 2022). مدل‌های

سطح مؤلفه (CLM^۵) نیز با تمرکز بر اجزای مستقل مانند کمپرسور، محفظه احتراق و توربین، در تحلیل‌های معماری و جزئی موتور کاربرد دارند (Schenderlein, 2015) و (Chalmers, 2007) در دو دهه اخیر، توسعه مدل‌های دینامیکی موتورهای توربین گازی از مدل‌های مبتنی بر قوانین ترمودینامیکی به سمت مدل‌های کنترل‌محور و داده‌محور حرکت کرده است (Yang, 2024). مدل‌های مبتنی بر مؤلفه همچنان به عنوان دقیق‌ترین روش برای تحلیل رفتار موتور شناخته می‌شوند، اما پیچیدگی محاسباتی بالا و نیاز به نقشه‌های عملکرد کمپرسور و توربین، استفاده از آن‌ها را در طراحی کنترل‌کننده‌های بلادرنگ محدود می‌کند (Chalmers, 2007). از این رو، توسعه مدل‌های با پیچیدگی محاسباتی کمتر و قابلیت اجرای بلادرنگ، به‌ویژه برای کاربردهای کنترل و شبیه‌سازی روی‌برد، اهمیت ویژه‌ای دارد (Yang, 2020). مدل‌های تجربی، مبتنی بر داده‌های آزمایشگاهی یا اطلاعات سازنده، برای تخمین سریع عملکرد و مدل‌سازی سامانه‌های قدیمی مورد استفاده قرار می‌گیرند (Schenderlein, 2015). همچنین، مدل‌های داده‌محور مانند سیستم‌های جعبه سیاه و خاکستری با ترکیب داده‌های تجربی و تئوری، در استخراج مدل‌های ریاضی و تشخیص خطا مؤثر هستند (Panizza, 2025) و (Salehi, 2018). در برخی منابع نیز از مدل وینر برای شبیه‌سازی رفتار دینامیکی موتورهای توربین گازی بهره گرفته شده است (Montazeri-Gh, 2018). از جمله روش‌های کنترلی مطرح، می‌توان به کنترل پیش‌بین مبتنی بر مدل (MPC^۶) و الگوریتم‌های min-max اشاره کرد. در این روش‌ها، پاسخ موتور به فرمان اهرم قدرت (PLA^۷) از طریق تنظیم دبی سوخت کنترل می‌شود. روش‌های سنتی مانند زمان‌بندی دبی سوخت نیز همچنان در سیستم‌های هیدرومکانیکی کاربرد دارند.

کنترل موتورهای توربین گازی از دیدگاه معماری سامانه کنترل، اندازه‌گیری سوخت، مدل‌سازی عملکرد، پاسخ گذرا و پایش سلامت به‌طور گسترده بررسی شده است (Castiglione, 2023) و (Garg, 2013) و (Rout, 2020) بالین حال، طراحی و ارزیابی تجربی یک واحد کنترل سوخت اختصاصی، به‌ویژه برای موتورهای توربوشفت همچنان به بررسی بیشتری نیاز دارد.

Component-Level Modeling °

Model Predictive Control ١

٧

Fuel Control Unit ١

Hydro Mechanical Fuel Control Unit ٢

Digital Electronic Engine Control ٣

Full Authority Digital Engine Control ٤

جدول (۱): مقایسه روش های مدل سازی موتور توربوشفت

محدودیت	دقت	پیچیدگی محاسباتی	قابلیت استفاده در طراحی FCU	روشنایی مدل سازی
زمان شبیه سازی بالا	زیاد	زیاد	زیاد	با مدل ترمودینامیکی جابجایی متغیر مزایای قابل توجهی در تأمین سوخت متناسب با
نیازمند نقشه کمپرسور و توربین	زیاد	زیاد	بسیار زیاد	نیاز موتور دارد، اما در طراحی های مدرن، پمپ های با جابجایی متغیر مزایای قابل توجهی در تأمین سوخت متناسب با
وابستگی به داده	متوسط	کم	متوسط	منطق فازی برای طراحی کنترل کننده سیستم کنترل سوخت
تفسیرپذیری پایین	متوسط تا زیاد	متوسط	زیاد	موتورهای توربین گازی نیز بررسی شده است (Montazeri, 2010) و (Banazadeh, 2018) در این روش، کنترل کننده
تنظیم پارامتر دشوار	زیاد	متوسط	بسیار زیاد	فازی در واحد کنترل الکترونیکی پیاده سازی شده و برای شیر کنترل سوخت مورد استفاده قرار گرفته است

برخی مطالعات به بررسی ساختارهای مختلف FCU در

موتورهای توربوجت پرداخته اند که شامل پمپ های با جابجایی ثابت، شیرهای کنترل جریان و شیرهای بای پس بوده اند

(Montazeri-Gh, 2017, 2018).. استفاده از پمپ های با جابجایی متغیر مزایای قابل توجهی در تأمین سوخت متناسب با

نیاز موتور دارد، اما در طراحی های مدرن، پمپ های با جابجایی متغیر مزایای قابل توجهی در تأمین سوخت متناسب با

ثابت به دلیل سادگی بیشتر ترجیح داده می شوند. استفاده از منطق فازی برای طراحی کنترل کننده سیستم کنترل سوخت

موتورهای توربین گازی نیز بررسی شده است (Montazeri, 2010) و (Banazadeh, 2018) در این روش، کنترل کننده

فازی در واحد کنترل الکترونیکی پیاده سازی شده و برای شیر کنترل سوخت مورد استفاده قرار گرفته است

(Montazeri, 2010). اخیراً مدل های شبکه عصبی و ترکیبی نیز در پایش هوشمند موتور مورد توجه قرار گرفته اند. این

مدلها قادرند بدون نیاز به مدل فیزیکی دقیق، رفتار غیرخطی موتور را با دقت مناسبی تخمین بزنند، هرچند وابستگی زیاد

آن ها به داده های آموزشی از محدودیت های اصلی این رویکرد محسوب می شود (Panicia, 2025) و (Gu, 2024). با وجود

مطالعات گسترده در زمینه مدل سازی و کنترل موتورهای توربین گازی، بخش عمده پژوهش های موجود بر طراحی

کنترل کننده های موتور یا مدل سازی عملکرد اجزای موتور متمرکز بوده اند و مطالعات محدودی به ارائه یک چارچوب

یکپارچه برای توسعه واحد کنترل سوخت دیجیتال در موتورهای توربوشفت اختصاص یافته است. علاوه بر این، در بسیاری از

پژوهش ها ارتباط میان مدل دینامیکی موتور، معماری FADEC و فرآیند اعتبارسنجی در محیط های نرم افزار در حلقه SIL و

سخت افزار در حلقه HIL به صورت جامع بررسی نشده است. از این رو، هدف این مقاله ارائه یک چارچوب مروری و ساختاریافته

برای مدل سازی موتور توربوشفت، تحلیل معماری کنترل سوخت و تبیین الزامات توسعه FCU دیجیتال به منظور فراهم سازی

بستر لازم برای طراحی و پیاده سازی کنترل کننده های پیشرفته در تحقیقات آتی است. در جدول (۱) مقایسه روش های

مدل سازی موتور توربوشفت به منظور انتخاب روش مدل سازی برای موتور توربین گازی انجام گرفته است.

برای بررسی عملکرد موتور توربوشفت در نواحی مختلف عملیاتی نیاز به سامانه تست اعمال بار است. بهترین انتخاب سامانه اعمال بار برای توربوشفت که دارای سرعت زاویه ای و توان شفت خروجی با لا است، داینامومتر است. نتایج حاصل از مدل سازی و آزمون های واقعی موتور PT6T در آزمایشگاه موتور بالگرد، بستر مناسبی برای توسعه یک مدل خاکستری کنترل محور فراهم می کند. این مدل می تواند در مراحل بعدی به عنوان هسته شبیه ساز موتور در طراحی، تنظیم و اعتبارسنجی FCU دیجیتال و معماری FADEC مورد استفاده قرار گیرد.

۲- ساختار موتور مورد مطالعه

شناخت نوع توربین گازی، نخستین گام در فرآیند مدل سازی و کنترل است. با وجود تنوع در کاربردها، اجزای اصلی توربین های گازی شامل کمپرسور، محفظه احتراق و توربین بوده که در قالب مولد گاز به صورت یک مجموعه هماهنگ عمل می کنند (Salehi, 2018). موتورهای توربوشفت به طور گسترده در سامانه های پیشران بالگردها مورد استفاده قرار می گیرند و ساختار آن ها عموماً از یک مولد گاز و یک توربین توان برای تأمین توان شفت خروجی تشکیل می شود (HajMazar, 2024). موتور توربوشفت از دو بخش مولد گاز و توربین تولید توان تشکیل شده که بخش دوم با دریافت انرژی از بخش اول، موجب چرخش گیربکس کاهنده سرعت می شود (Otis, 2018). در پیکربندی دو محوره، کمپرسورهای فشار پایین (LPC^A) و فشار بالا (HPC^A) توسط توربین فشار بالا (HPT^{10}) به حرکت درمی آیند و توربین قدرت آزاد (FPT^{11}) انرژی حرارتی را به توان مکانیکی تبدیل می کند (Nkoi, 2013) که در شکل (۱) نشان داده شده است. سرعت مولد گاز (توربین

10 High Pressure Turbine

11 Free Power Turbine

A Low Pressure Compressor

A High Pressure Compressor

آن سرعت فن موتور بر اساس نرخ جریان جرمی سوخت ورودی محاسبه می‌شود. معادله دیگری در (۲) نشان داده شده است، تابع تبدیل اقتباس شده از مدل موتور خطی شده برای محاسبه سرعت فن موتور از نرخ جریان جرمی سوخت ورودی است ضرایب و در (۲) شرایط پروازی را تعیین می‌کنند و این مقادیر برای تمامی موتورها ثابت هستند (Gozubuyuk, 2024) و (Richter, 2012).

$$\frac{N_g}{W_f} = \frac{b_0 S^2 + b_1 S + c_2}{S^2 + c_1 S + c_2} \quad (2)$$

سیستم‌های کنترل موتور باید عملکردهای اصلی شامل کنترل نقطه تنظیم، کنترل حالت گذرا و کنترل حفاظت حدی را انجام دهند که این سه وظیفه به عنوان پایه طراحی سامانه‌های کنترل موتورهای توربینی شناخته می‌شوند (Spang, 1977). در (Otto, 2014) برای تعیین مقدار که نیروی رانش مورد نظر را برای یک شرایط ورودی خاص ارائه می‌دهد، از یک جدول جستجو استفاده شده است.

در (Yepifanov, 2022) مدل دینامیکی پیشنهادی موتور توربوشفت به صورت (۳) بیان شده است و ضرایب مدل از روش تطبیقی بدست می‌آید.

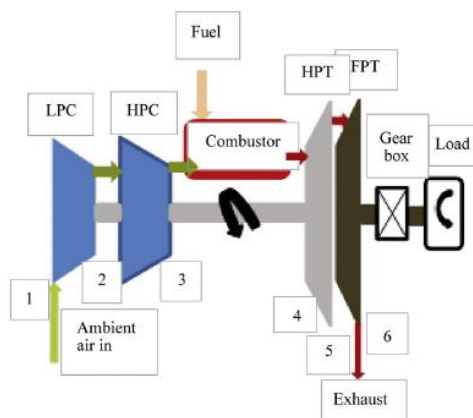
$$\begin{bmatrix} \dot{N}_g \\ \dot{N}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_g \\ N_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_f \\ Pow \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} Pow_p \\ P_3 \\ T_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} \\ c_{21} & c_{22} \\ c_{31} & c_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_g \\ N_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} \\ d_{21} & d_{22} \\ d_{31} & d_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W_f \\ Pow \end{bmatrix}$$

توان خروجی بار (روتور هلیکوپتر) و توان توربین آزاد (توان خروجی موتور) بر حسب وات است. فشار تخلیه کمپرسور (پاسکال)، دمای تخلیه توربین (کلوین) است. مسئله تخمین پارامترهای مدل ریاضی بر اساس پارامترهای شناخته شده فرآیند کاری موتور است که در زمانهای مختلف در آزمایشگاه تست ما اندازه‌گیری می‌شوند و فرموله می‌شود.

توسعه FCU دیجیتال مستلزم در اختیار داشتن یک مدل دینامیکی معتبر از موتور توربوشفت است. این مدل باید بتواند تأثیر تغییرات دبی سوخت بر متغیرهای کلیدی موتور شامل، گشتاور خروجی و دمای گازهای خروجی را بازتولید کند. وجود آزمایشگاه موتور و داده‌های واقعی ثبت‌شده، امکان توسعه مدل Grey-Box مبتنی بر داده را فراهم می‌کند که می‌تواند به عنوان هسته شبیه‌ساز SIL/HIL در فرآیند طراحی و اعتبارسنجی

فشار بالا را با N_g و سرعت توربین آزاد (توربین فشار پایین) را با N_p و جریان سوخت با W_f نمایش داده می‌شود. هدف اصلی موتور توربوشفت، به حرکت درآوردن روتور بالگرد است. بخش اصلی این مطالعه، انجام تجزیه و تحلیل سیستم کنترل موتور سری PT6T است.



شکل (۱): شماتیک موتور توربوشفت با توربین توان آزاد

۲-۱- مدل‌سازی موتور توربوشفت

برای مدل‌سازی موتور با استفاده از نرم افزار، روشهای متفاوتی وجود دارد که می‌توان به استفاده از جعبه ابزار T-MATS، نرم افزار NPSS و نرم افزار GasTurb اشاره کرد و به کاربران اجازه می‌دهد مدل‌های موتور از پیش تعریف شده و مقادیر پارامترهای ورودی را برای محاسبه انتخاب کنند (Nasa, 2023). جعبه‌ابزار مدل‌سازی و تحلیل سامانه‌های ترمودینامیکی (T-MATS)، یک نرم‌افزار شبیه‌سازی برای مدل‌سازی و کنترل سامانه‌های ترمودینامیکی است که توسط ناسا توسعه یافته و بر پایه MATLAB/Simulink ساخته شده است (Xin, 2024).

اتو و تیلور در (Otto, 2014) اشاره کرده اند که یک سیستم خطی مرتبه اول با ثابت زمانی ای که وابسته به سرعت تنظیم شده فن موتور است می‌تواند رفتار دینامیکی یک موتور توربوجت را مدل‌سازی کند. فرمان اهرم قدرت (PLA) فرمان مرجع برای سرعت فن موتور (N_g) بر حسب دور بر دقیقه را تولید می‌کند و تابع انتقال که جبران‌کننده تأخیر است، فرمان نرخ جریان سوخت حاصل (W_f) بر حسب کیلوگرم بر ثانیه را تولید می‌کند. تابع انتقال، در (۱) نشان داده شده است (Gozubuyuk, 2024).

$$\frac{N_g}{W_f} = \frac{K}{a s + 1} \quad a = f(N_g) \quad (1)$$

معادله‌ی (۱) نشان‌دهنده تابع انتقال از جریان سوخت به سرعت است که از مدل خطی‌سازی شده موتور استخراج شده و به کمک

FCU مورد استفاده قرار گیرد.

توسعه FCU دیجیتال تنها به مدل سازی موتور محدود نمی شود و نیازمند وجود یک سامانه تست و اعتبارسنجی شامل داینامومتر، شبیه ساز زمان واقعی و محیط های SIL/HIL است. از این رو در این مقاله علاوه بر مدل سازی موتور و معماری FADEC، نقش سامانه تست موتور در فرآیند طراحی و ارزیابی FCU نیز بررسی شده است.

مدل گشتاور موتور بالغرد PT6T با استفاده از نرم افزار متلب و همچنین داده های استخراج شده سرعت از طریق آزمایش در سامانه تست، با معیار برازش ۹۵٫۲۸ درصد به صورت (۴) شناسایی و استخراج گردید.

$$T_e = \frac{0.024931}{1 - 0.9751z^{-1}} (0.5135N_g^2 - 67.889N_g + 2295) \quad (4)$$

عبارت اول تابع تاخیر زمانی اعمال گشتاور بعد از تغییرات ورودی دریچه گاز (تراثل) است. از آنجا که هدف اصلی FCU تنظیم دبی سوخت به منظور کنترل سرعت و توان موتور است، وجود یک مدل دینامیکی معتبر از گشتاور تولیدی موتور امکان توسعه، تنظیم و اعتبارسنجی الگوریتم های کنترلی را فراهم می سازد.

مدل گشتاور موتور به دست آورده شده می تواند به عنوان یکی از اجزای مدل جعبه خاکستری مورد نیاز برای توسعه FCU به کار گرفته شود.

۳- سیستم کنترل سوخت در موتور توربوشفت

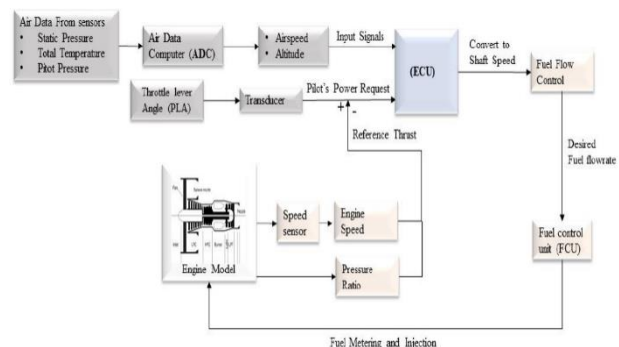
در موتورهای توربین گازی هوایی، دبی سوخت مورد نیاز برای راه اندازی و شتاب گیری اولیه توسط سیستم کنترل سوخت تعیین می شود. هدف اصلی این سیستم، تنظیم دبی سوخت ورودی به موتور جهت تولید نیروی پیشران (تراست) مطابق با فرمان اهرم قدرت یا فرمان خلبان (PLA) است. سیستم کنترل موتور با تنظیم دبی سوخت، رانش مورد نیاز را در شرایط مختلف عملیاتی تأمین می کند. این تنظیم بر اساس موقعیت دریچه گاز، داده های هوایی و بازخورد سرعت محور انجام می شود. سپس مقدار دقیق سوخت مورد نیاز اندازه گیری شده و به محفظه احتراق منتقل می شود. در شرایط مختلف پروازی و محیطی، همچنین در حضور اغتشاشات یا مانورهای ناگهانی، سیستم کنترل باید سطح رانش مورد نظر را حفظ کند. یکی از چالش های اصلی در کنترل موتور این است که اندازه گیری مستقیم نیروی رانش ممکن نیست. به همین دلیل، از پارامترهای معادل که ارتباط مستقیمی با نیروی پیشران دارند استفاده می شود. نیروی رانش از طریق سرعت محور فن موتور (N_p دور محور فشار پایین) یا نسبت فشار موتور

EPR محاسبه می شود (Gozubuyuk, 2024). مطالعات متعددی در زمینه توسعه سامانه های اندازه گیری سوخت الکترونیکی کم هزینه برای موتورهای توربین گازی انجام شده است که نشان دهنده امکان جایگزینی تدریجی سامانه های هیدرومکانیکی با معماری های دیجیتال هستند (Castiglione, 2023) و (Rout, 2020).

ساختار کنترل شامل یک سیستم حلقه بسته است که در آن واحد کنترل الکترونیکی (ECU) به عنوان کنترل کننده و واحد کنترل سوخت (FCU) به عنوان عملگر عمل می کنند. FCU یک سامانه الکتروهیدرولیکی متشکل از سرو موتور DC و شیرهای هیدرولیکی کنترل سوخت و فشار است، در حالی که ECU وظیفه پردازش فرمان ها و تنظیم دقیق دبی سوخت را بر عهده دارد. کنترل سرعت و توان موتور از طریق تنظیم جریان سوخت ورودی انجام می شود. طراحی کنترل کننده های دیجیتال برای واحدهای کنترل سوخت از دهه ۱۹۸۰ مورد توجه قرار گرفته و نتایج موفقی در موتورهای توربین گازی کوچک گزارش شده است (Robertson, 2014) و (Garg, 2013). در موتورهای توربین گازی هوایی، واحد کنترل الکترونیکی (ECU) به عنوان کنترل کننده، جریان سوخت ورودی به موتور را بر اساس سرعت چرخشی شفت و سرعت مبنا تنظیم می کند (Gozubuyuk, 2024). در الگوریتم کنترل حلقه بسته، فرمان زاویه اهرم دریچه گاز به سرعت شفت درخواستی تبدیل شده و دبی سوخت مورد نیاز محاسبه می شود. این جریان توسط محرک هایی تحت عنوان واحد اندازه گیری سوخت (FMU) تنظیم و به محفظه احتراق تزریق می گردد (Gozubuyuk, 2024). حسگرهای سرعت، خروجی را اندازه گیری کرده و به عنوان بازخورد به کنترلر ارسال می کنند، که ساختار کلی کنترل حلقه بسته را شکل می دهد (Gozubuyuk, 2024). در فرآیند طراحی ECU، ابتدا از روش شبیه سازی نرم افزار در حلقه (SIL) استفاده می شود که در آن مدل ریاضی موتور و ECU به صورت عددی پیاده سازی می گردند. پس از آن، الگوریتم ECU روی سخت افزار واقعی اجرا شده و برای اعتبارسنجی عملکرد، آزمون زمان واقعی انجام می شود. در مرحله بعد، روش سخت افزار در حلقه (HIL) به کار گرفته می شود که در آن مدل موتور روی رایانه صنعتی بارگذاری شده و ECU روی رایانه هدف اجرا می گردد (Salehi, 2020). ارتباط بین این دو از طریق کارت های جمع آوری داده برقرار می شود (Paniccia, 2015).

۳-۱- معماری کنترل FADEC

در طراحی سامانه‌های کنترل موتورهای هوایی، به‌ویژه موتورهای توربوشفت استفاده از سیستم FADEC (کنترل دیجیتال تمام‌اختیار) نقش مهمی در بهبود عملکرد، افزایش ایمنی و کاهش خطا دارد. این سیستم شامل یک ساختار هیبریدی متشکل از واحد کنترل الکترونیکی (ECU) و واحد هیدرومکانیکی سوخت (HMU) است که با بهره‌گیری از حلقه‌های بازخورد چندگانه، به‌صورت بلادرنگ پارامترهای عملکردی موتور را پایش و تنظیم می‌کند. ECU وظیفه کنترل دقیق پارامترهایی مانند سرعت موتور، جریان سوخت، دما و گشتاور را بر عهده دارد و در صورت بروز نقص، HMU به‌صورت دستی جریان سوخت را محدود می‌سازد. این واحد شامل یک واحد تأمین سوخت است که سوخت را با سرعت و فشار کافی به سیستم پمپ می‌کند (Montazeri-Gh, 2017). شبیه‌سازی نیمه‌فیزیکی این سیستم با روش HIL و استفاده از حسگرها و محرک‌های واقعی، امکان بررسی قوانین کنترلی، پیش‌بینی عملکرد و تشخیص خطا را فراهم می‌کند. اجزای اصلی سامانه FADEC شامل ورودی‌هایی مانند موقعیت اهرم توان خلبان، فشار و دمای هوای ورودی و سایر داده‌های پروازی، و همچنین پارامترهای اندازه‌گیری‌شده توسط حسگرها، از جمله دور موتور، دمای گاز خروجی، فشار و جریان سوخت است. این اطلاعات به واحد کنترل الکترونیکی موتور (ECU) ارسال می‌شوند و ECU بر اساس الگوریتم کنترلی، میزان سوخت موردنیاز موتور را محاسبه و فرمان مناسب را به واحد کنترل و اندازه‌گیری سوخت (FCU) ارسال می‌کند. طرح کلی حلقه اصلی کنترل سرعت در سیستم کنترل دیجیتال کامل موتور (FADEC) در شکل (۲) نمایش داده شده است (Gozubuyuk, 2024).



شکل (۲): سیستم کنترل موتور دیجیتال، حلقه کنترل سرعت

ورودی شامل داده‌های هوا، که از فشار و دمای هوا که از حسگرها به دست می‌آیند، اطلاعات ارتفاع و سرعت هوا با کامپیوتر داده‌های هوا (ADC) محاسبه شده و سپس به ECU ارسال

می‌شوند. ورودی دیگر فرمان اهرم قدرت (PLA) است، که محاسبه توان با استفاده از یک مبدل بسته به زاویه دریچه گاز انجام می‌شود و سیگنال را به ECU ارسال می‌کند. ورودی بعد، سرعت فن موتور است که با استفاده از یک پروپ پالس نصب شده روی گیربکس اندازه‌گیری می‌شود و نرخ چرخش در الگوریتم کنترل برای محاسبه نیروی رانش استفاده می‌شود. در الگوریتم کنترل موتور حلقه بسته، ورودی فرمان اهرم قدرت (PLA) که خروجی سرعت مورد نظر را تولید می‌کند، توسط کنترلر ECU به سرعت شفت درخواستی تبدیل می‌شود. بنابراین، دبی سوخت مورد نیاز محاسبه شده و در نتیجه، دبی سوخت توسط عملگرهایی که واحد اندازه‌گیری سوخت (FMU) نامیده می‌شوند، اندازه‌گیری و به محفظه احتراق تزریق می‌شود. در نهایت، سرعت حاصل توسط حسگرهای واقع در موتور حس شده و سیگنال‌های خروجی به عنوان بازخورد به کنترل‌کننده منتقل می‌شوند.

در فرآیند توسعه و اعتبارسنجی سامانه‌های کنترل دیجیتال موتور هواپیما (FADEC)، بهره‌گیری از شبیه‌سازهای زمان واقعی نقش حیاتی در ارزیابی عملکرد، کالیبراسیون پارامترها و آزمون منطق کنترلی دارد. پلتفرم‌هایی نظیر RT-LAB، Dspace RTX RIO و xPC Target با فراهم‌سازی محیط‌های شبیه‌سازی حلقه بسته، امکان اجرای شبیه‌سازی نیمه‌فیزیکی با اتصال سخت‌افزار واقعی به مدل‌های نرم‌افزاری را فراهم می‌کنند که به‌طور مؤثری در بهینه‌سازی عملکرد موتورهای توربینی مؤثر است (Sheng, 2017). این سامانه‌ها با پشتیبانی از حسگرها و محرک‌های واقعی و ارتباط مستقیم با ابزارهای مدل‌سازی مانند MATLAB/Simulink، شرایطی مناسب برای توسعه معماری‌های چندرسانه‌ای و آزمون سیستم‌های پیچیده فراهم می‌سازند. در این مسیر، مراحل مختلفی از شبیه‌سازی شامل مدل‌سازی دیجیتال، نمونه‌سازی سریع، شبیه‌سازی در حلقه (HIL) و شبیه‌سازی نیمه‌فیزیکی طی می‌شود که هر یک نیازمند پلتفرم‌های خاص و تبدیل سیگنال‌های فیزیکی هستند. نرم‌افزار RT-LAB با پشتیبانی از بردهای شرکت Opal-RT و درایورهای گرافیکی مبتنی بر Simulink، محیطی منعطف و کاربرپسند برای اجرای این آزمون‌ها فراهم می‌نماید (Cully, 2009). در معماری‌های مدرن، HMU به‌عنوان زیرسامانه هیدرومکانیکی اجرایی عمل کرده و فرمان‌های محاسبه‌شده توسط ECU/FADEC را به دبی سوخت متناظر تبدیل می‌کند.

مقایسه ارائه‌شده در جدول (۲) بر اساس تحلیل و تجمیع نتایج مطالعات نویسنده‌گان (Richter, 2012) و (Culley, 2009) و

علاوه بر مرور معماری‌های کنترل موتورهای توربوشفت، ارتباط میان سه بخش کلیدی شامل مدل‌سازی موتور توربوشفت، سامانه تست موتور شامل فرآیند اعتبارسنجی زمان واقعی و توسعه واحد کنترل سوخت دیجیتال (FCU) را ارائه می‌کند. این مقاله با پوشش همزمان این سه مؤلفه، شکاف موجود در تحقیقات پیشین را کاهش داده و مسیر توسعه سامانه‌های کنترل دیجیتال موتورهای توربوشفت را تسهیل می‌کند.

در این چارچوب، مدل‌های دینامیکی موتور به عنوان هسته شبیه‌ساز، سامانه تست به عنوان بستر استخراج داده و اعتبارسنجی، و معماری FADEC به عنوان زیرساخت توسعه پیاده‌سازی کنترل دیجیتال در نظر گرفته شده‌اند. همچنین نتایج مدل‌سازی گشتاور موتور PT6T مبتنی بر داده‌های واقعی سامانه تست موتور، نشان می‌دهد که زیرساخت آزمایشگاهی موجود قابلیت توسعه مدل‌های جعبه خاکستری کنترل‌محور را دارا است. این مدل‌ها می‌توانند در مراحل طراحی، تنظیم پارامترها و آزمون عملکرد FCU در محیط‌های SIL و HIL مورد استفاده قرار گیرند و هزینه و ریسک آزمون‌های مستقیم روی موتور را کاهش دهند.

در تحقیق آینده، با استفاده از داده‌های عملی موتور مورد آزمایش، دقت مدل‌سازی و طراحی کنترل‌کننده سوخت (FCU) ارتقا داده خواهد شد. نتایج حاصل از مدل‌سازی و آزمون‌های واقعی موتور PT6T در آزمایشگاه موتور بالگرد، بستر مناسبی برای توسعه یک مدل جعبه خاکستری کنترل‌محور فراهم می‌کند.

همچنین پژوهش‌هایی با هدف توسعه مدل دینامیکی و طراحی کنترل برای سیستم ترکیبی داینامومتر هیدرولیکی و موتور توربینی مورد مطالعه در آزمایشگاه در دست بررسی است. در ادامه مسیر تحقیق، تمرکز بر توسعه فرآیند شبیه‌سازی و طراحی کنترل‌کننده برای سامانه ترکیبی موتور توربینی و داینامومتر خواهد بود. با توجه به اثرات قابل توجه کوپلینگ دینامیکی میان این دو بخش، انتخاب ساختار کنترلی مناسب و الگوریتم‌های پیشرفته، نقش تعیین‌کننده‌ای در دستیابی به عملکرد بهینه و پایدار ایفا خواهد کرد.

(Lutambo, 2015) و سایر مراجع مرتبط در حوزه معماری سامانه‌های کنترل موتورهای توربین گازی تدوین شده است.

جدول (۲): مقایسه معماری‌های کنترل موتور

ویژگی	FADEC + HMU	DEEC + HMU	HFCU
نوع کنترل	دیجیتال کامل	الکترونیکی نیمه‌دیجیتال	هیدرومکانیکی
واحد هیدرومکانیکی	HMU	HMU	HFCU
دقت کنترل سوخت	بسیار زیاد	متوسط	کم
تشخیص خطا	پیشرفته	محدود	ندارد
افزونگی (Redundancy)	کامل	محدود	ندارد
قابلیت Health Monitoring	کامل	محدود	ندارد

همچنین مقایسه مطالعات پیشین با مقاله حاضر در جدول (۳) آمده است.

جدول (۳): مقایسه مطالعات پیشین

مرجع	موتور توربوشفت	FADEC	طراحی FCU	SIL/HIL	مدل‌سازی موتور
Chalmers, 2007	✓	×	✓	×	✓
Salehi, 2018	✓	×	✓	✓	✓
Lutambo, 2015	×	×	✓	×	×
Montazeri-Gh, 2017	×	✓	×	✓	✓
مقاله حاضر	✓	✓	✓	✓	✓

۴- نتیجه

هدف اصلی از طراحی سیستم کنترل موتور توربوشفت، تأمین نیروی رانش مطلوب در شرایط مختلف پروازی و تضمین ایمنی در برابر محدودیت‌های فیزیکی و عملیاتی است. انتخاب ساختار کنترلی مناسب و توسعه مدل دقیق موتور، وابسته به نوع کاربرد و الزامات عملکردی سیستم است. در این مقاله، با مرور اصول کلیدی مدل‌سازی توربین‌های گازی، چارچوبی برای تحلیل و طراحی سیستم کنترل سوخت ارائه شد. مدل موتور توربوشفت مورد بررسی قرار گرفت و قوانین کنترلی حلقه سوخت مطرح شد. بررسی مطالعات پیشین نشان می‌دهد که اغلب پژوهش‌ها تنها بر یکی از جنبه‌های مدل‌سازی موتور، طراحی کنترل‌کننده یا توسعه FCU تمرکز داشته‌اند. از جنبه نوآوری، مقاله حاضر

فهرست منابع

Banazadeh, A.; Abdollahi Gol, H.; (2018), "Model-based fuzzy control of a gas turbine coupled with a dynamometer", Journal of Propulsion and Power, vol. 34, no. 5, pp. 1178-1188.

Castiglione, T.; et al.; (2023), "Linear model of a turboshaft aero-engine including components degradation for control-oriented applications", Energies, vol. 16, p. 2634. doi: 10.3390/en16062634.

Chalmers, J. L. Y.; Bird, J. W.; Gauthier, D.; (2007), "Design and validation of an experiment for the detection and prediction of stall and surge in a PT6/T400 turboshaft engine", Proceedings of the ASME Turbo Expo, vol. 47950.

Culley, D. E.; Paluszewski, P. J.; Storey, W.; Smith, B. J.; (2009), "The case for distributed engine control in turbo-shaft engine systems", NASA Technical Memorandum, NASA/TM-2009-215654, Glenn Research Center, Cleveland, OH, USA.

Garg, S.; (2013), "Aircraft turbine engine control research at NASA Glenn Research Center", NASA Glenn Research Center, Cleveland, OH, USA, NASA Technical Report.

Gozubuyuk, D.; (2024), "Full authority digital system control design for an aircraft", ResearchGate, doi: 10.13140/RG.2.2.36727.64164.

Greidanus, R.; Heldwein, M. L.; (2022), "Model-based control strategy to reduce the fault current of a gas turbine synchronous generator under short-circuit in isolated networks", Electric Power Systems Research, vol. 204, p. 107687.

Gu, Z.; Li, Q.; Pang, S.; Zhou, W.; Wu, J.; Zhang, C.; (2024), "Turbo-shaft engine adaptive neural network control based on nonlinear state space equation", Chinese Journal of Aeronautics.

Haj Mazar, Y.; (2024), "Helicopter propulsion: Turboshfts and turbojets".

Lutambo, J.; Jiqiang, W.; Hong, Y.; Georgi, D.; (2015), "Aircraft turbine engine control systems development: Historical perspective", Proceedings of the 2015 Chinese Control and Decision Conference, pp. 5736-5741. doi: 10.1109/ChiCC.2015.7260534.

Montazeri, M.; (2010), "Fuzzy logic computing for design of gas turbine engine fuel control system", Proceedings of the 2nd International Conference on Computer and Automation Engineering (ICCAE), vol. 5, pp. 723-727.

Montazeri-Gh, M.; Abyaneh, S.; (2017), "Real-time simulation of a turbo-shaft engine's electronic control unit", Mechanics & Industry, vol. 18, p. 503.

Montazeri-Gh, M.; Abyaneh, S.; (2018), "Error evaluation of hardware-in-the-loop simulation of a gas turbine engine fuel controller", Transactions of FAMENA, vol. 41, pp. 47-60. doi: 10.21278/TOF.41405.

Montazeri-Gh, M.; Rasti, A.; Jafari, A.; Ehteshami, M.; (2019), "Design and implementation of MPC for turbofan engine control system", Aerospace Science and Technology, vol. 92, pp. 99-113.

NASA; (2023), "Turboshaft engine modeling for vertical lift aircraft", NASA.

Nasir, A.; Mohammed, A.; Jiya, J. Y.; (2020), "Gas turbine engine: Design, application and performance analysis", in Transactions on Engineering Technologies, Springer, doi: 10.1007/978-981-32-9531-5_9.

Nkoi, B.; et al.; (2013), "Performance of small-scale aero-derivative industrial gas turbines derived from helicopter engines", Propulsion and Power Research, vol. 2, no. 4, pp. 243-253. doi: 10.1016/j.jprr.2013.11.001.

Otis, C. E.; Vosbury, P. A.; (2018), "Aircraft gas turbines power plants", Jeppesen Sanderson.

- Otto, E. W.; Taylor, B. L.; (2014), "*Dynamics of a turbojet engine considered as a quasi-static system*", NASA Report 1011.
- Paniccia, D.; et al.; (2025), "*A supervised machine-learning approach for turboshaft engine dynamic modeling under real flight conditions*", The Aeronautical Journal, vol. 129, no. 1340, pp. 2777-2801.
- Richter, H.; (2012), "*Advanced control of turbofan engines*", Springer, doi: 10.1007/978-1-4614-1171-0.
- Robertson, L.; (2014), "*Development of an electronic control unit for the T63 gas turbine*", Master Thesis, Cape Town University, South Africa.
- Rout, S. K.; Minz, P.; Muduli, S. K.; Sahoo, B.; Sathpathy, N. C.; (2020), "*Control actuation and simulation of pseudo FADEC of advanced turbo fan aero-engine*", Proceedings of the International Conference on System, Computation, Automation and Networking (ICSCAN), pp. 1-5. doi: 10.1109/ICSCAN49426.2020.9262396.
- Salehi, A.; Montazeri-Gh, M.; (2018), "*Black box modeling of a turboshaft gas turbine engine fuel control unit based on neural NARX*", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering.
- Salehi, A.; Montazeri-Gh, M.; (2020), "*Design and HIL-based verification of the fuel control unit for a gas turbine engine*", Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, vol. 234, no. 8, pp. 1460-1470. doi: 10.1177/0954410020910593.
- Schenderlein, J.; Clayton, T.; (2015), "*Comparison of helicopter turboshaft engines*", University of Colorado Boulder.
- Sheng, H.; Zhang, T.; Zhang, Y.; (2017), "*Real-time simulation of turboprop engine control system*", International Journal of Turbo & Jet-Engines, vol. 34, no. 2, pp. 187-197.
- Spang, H. A.; Brow, H.; (1999), "*Jet engine control, implementations*", in Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering, Webster, J., Ed., Wiley, New York.
- Xin, C.; She, Y.; Xing, Y.; Meng, S.; (2024), "*A model-based control strategy for turbo-shaft engine*", Journal of Physics: Conference Series, vol. 2764, no. 1, p. 012064. doi: 10.1088/1742-6596/2764/1/012064.
- Yang, Y.; Nikolaidis, T.; Jafari, S.; Pilidis, P.; (2020), "*Gas turbine aero-engines real-time on-board modelling: A review, research challenges, and exploring the future*", Progress in Aerospace Sciences, vol. 121, p. 100693.
- Yang, Y.; Nikolaidis, T.; Jafari, S.; Pilidis, P.; (2024), "*Gas turbine engine transient performance and heat transfer effect modelling: A comprehensive review, research challenges, and exploring the future*", Applied Thermal Engineering, vol. 236, p. 121523. doi: 10.1016/j.applthermaleng.2023.121523.
- Yepifanov, S.; Bondarenko, O.; (2022), "*Development of turboshaft engine adaptive dynamic model: Analysis of estimation errors*", Transactions on Aerospace Research, vol. 4, no. 269, pp. 59-71.