دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۱۱/۱۸
پذیرش مقاله: ۱۴۰۱/۰۶/۰۶
DOI: 10.22034/jtae.2022.163674

(علمی–ترویجی)

روند توسعه سیستم‌های کنترل موتورهای توربینی هواپیما

حجت طائی*[۱]، رضا غلامیان[۱] و سپیده آیتی***[۱]**

۱- دانشگاه صنعتی مالک اشتر، مجتمع دانشگاهی مکانیک، شـــاهین شـــهر ، ایـــران، کد پســـتی : ۸۳۱۴۵-۱۱۵.

* استادیار (نویسنده پاسخگو)، ایمیل:
taei@mut.ac.ir
** دانشجوی کارشناسی ارشد
*** دانش‌آموخته کارشناسی ارشد

عملکرد سیستم پیشرانش و موتور که به عنوان قلب هواپیما شناخته می‌شود، وابستگی زیادی به سایر زیرسیستم‌ها از جمله زیرسیستم کنترل موتور دارد. امروزه، بیشتر هواپیماهای مدرن مسافربری و نظامی از موتورهای توربینی جهت تولید نیروی رانش استفاده می‌کنند. سیستم کنترل موتور یکی از پرچالش‌ترین سیستم‌های کنترلی هواپیماست که با گذر زمان دستخوش تغییرات و پیشرفت‌های چشم‌گیری شده است. هدف هر سیستم کنترلی موتور، ارائه حداکثر کارایی در شرایط پروازی و افزایش راندمان موتور است. با افزایش نیازمندی‌ها و توسعه تکنولوژی در سیستم‌های پیشرانش، کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور و کنترل تمام خودکار الکترونیکی دیجیتال موتور جایگزین کنترل هیدرومکانیکی شده‌اند. هدف از این مطالعه، ارائه روندنمای توسعه سیستم کنترل موتورهای توربینی از نظر تاریخی و یافتن شیوه‌های نوین کنترلی موتور می‌باشد. باتوجه به پیچیدگی موتور سیستم پیشرانش هواپیما، رویکرد کنترلی موتور تعیین و طراحی خواهد شد.

واژه‌های کلیدی: موتور توربینی، کنترل موتور، کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور، کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور تمام خودکار

The Development Process of Aircraft Turbine Engine Control Systems

H. Taei[1*], R. Gholamian[2], and S. Ayati[3***]**

1- Faculty of Mechanical Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Iran, Postal Code: 83145/115, Shahin Shahr, IRAN.

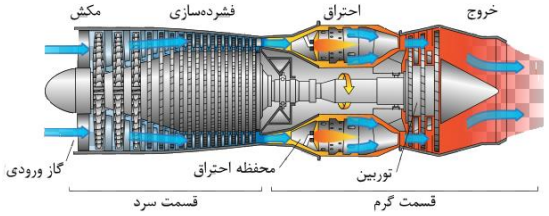
* Asistant Professor (Corresponding Author): Email:
taei@mut.ac.ir
** M.Sc. Student
*** M.Sc. Holder

The performance of the propulsion system and the engine, known as the heart of the aircraft, is highly dependent on subsystems, such as the engine control subsystem. Today, most modern military and civil aircraft use turbine engines to generate thrust. The engine control system is one of the most challenging aircraft control systems that has undergone significant changes and improvements over time. The goal of any engine control system is to provide maximum performance in each flight condition. With the increase in requirements and the development of technology in propulsion system, digital electronic engine control and full authority digital engine (electronics) control have replaced hydromechanical control. The purpose of this study is to present the development process of turbine engine control system historically and to find new methods of engine control. Depending on the complexity of the aircraft propulsion system engine, the engine control approach will be determined and designed.

Keywords: Turbine Engine, Engine Control, Digital Electronic Engine Control, Full Authority Digital Engine (Electronics) Control

۱- مقدمه

موتور هواپیما که به عنوان قلب هواپیما شناخته می‌شود، وابستگی شدیدی برای سایر زیرسیستم‌ها جهت عملکرد مناسب ایجاد می‌کند. با وجود تمام انواع موتورهای دیگر، موتورهای توربینی از بهترین موتورها برای حمل و نقل‌های هوایی مدرن است. افزایش راندمان موتور نه تنها به شرایط آیروترمودینامیکی و بهبود مواد اجزای موتور دارد، بلکه به سیستم‌های کنترل مناسب نیز بستگی دارد. موتورهای توربینی گونه‌های مختلفی دارند و با وجود اینکه هر یک از آن‌ها متفاوت از دیگری است، اما دارای قسمت‌های مشترکی هستند. همه موتورهای توربینی دارای یک مجرای ورود هوا، یک کمپرسور یا متراکم کننده، یک بخش احتراق، یک توربین و یک مجرای خروجی هستند. همه این موتورها با یک اصول اساسی کار می‌کنند، ولی هرکدام از آن‌ها دارای مزایا و اشکالات مجزایی هستند **Error! Reference source not found.** نمایی از موتور توربینی و مکانیزم عملکردی آن را نمایش می‌دهد.



شکل (۱): شماتیک موتور توربینی.

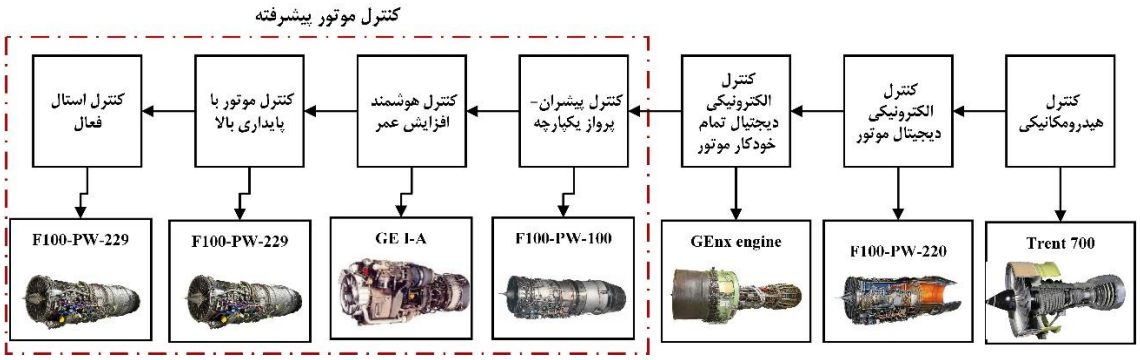
در طول دهه‌های گذشته، رویکردهای کنترلی متعددی طراحی و پیاده‌سازی شده‌اند. جی[1] و همکاران [۱]، مدل غیرخطی و کنترل‌کننده یکپارچه برای یک موتور هوای کوچک که براساس موتور هوایی DGEN 380 ساخته شده شرکت پرایس اینترواکشن[2] را بررسی کرده‌اند. دینگ شوتینگ[3] و همکاران، مطالعه‌ای بر روی روش‌های ارزیابی خطای عملکردی برای کنترل موقعیت شیر تخلیه متغیر[4] یک سیستم کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار[5] بر اساس مدل دینامیکی موتور هوا انجام داد [۲]. لایت‌بادی[6] و همکاران کنترل الکترونیکی موتور برای هواپیماهای مسافربری را مورد مطالعه قرار داده‌اند [۳]. در این مقاله به بررسی روند توسعه و تاریخچه انواع سیستم‌های کنترل موتور پرداخته می‌شود. از اهداف هر سیستم کنترل موتور می‌توان به ارائه حداکثر کارایی موتور در شرایط معین اشاره کرد. پیچیدگی سیستم کنترل موتور متناسب با پیچیدگی موتور است. از نظر تاریخی، موتورهای جت توسط سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی که شامل اتصالات مکانیکی ساده‌ای که توسط خلبان کنترل می‌شود، کنترل می‌شدند. با پیچیده‌تر شدن موتورها و افزایش تقاضا برای عملکرد و کارایی، سیستم‌های کنترل الکترونیکی موتور معرفی شدند. موتورهای هوایی مدرن که امروزه در سیستم پیشرانش هواپیما مورد استفاده قرار می‌گیرد، به شکل کنونی نبوده و نسبت به گذشته توسعه یافته و فناوری کنترل نقش مهمی در بهبود عملکرد، قابلیت اطمینان، طول عمر و ایمنی موتور ایفا کرده است. امروزه تمام موتورهای هوایی مدرن توسط سیستم‌های کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار یا ترکیبی از سیستم‌های الکترونیکی و هیدرومکانیکی کنترل می‌شوند. عملکردهای کنترلی اجرا شده در بسیاری از این سیستم‌ها تغییر چندانی نکرده است. همچون گذشته استراتژی اصلی کنترل در بسیاری از سیستم‌ها، استفاده از جریان سوخت برای کنترل سرعت و محدود کردن مقدار آن در شرایطی گذرا مانند اولین سیستم‌های هیدرومکانیکی است. سایر سیگنال‌های کنترل اغلب حلقه‌باز یا فقط برای محدود کردن پارامترهای موتور استفاده می‌شوند. یکپارچگی حلقه‌های مختلف کنترلی اغلب در طراحی قانون کنترل نادیده گرفته و مشکلات ناشی از آن با تعداد زیادی از دستگاه‌های خاص حل می‌شود که این هنوز برای موتورهای مورد استفاده امروزه رضایت بخش است.

بدون تردید گرایش به موتورهای جت پیچیده به منظور برآوردن تقاضای روزافزون در زمینه عملکرد، مصرف سوخت و عملکرد ادامه خواهد یافت. تعامل بین موتور و سیستم کنترل هواپیما نیز با کنترل ماموریت‌های خاص و جهت‌دهی نیروی رانش افزایش می‌یابد. برای استفاده از پتانسیل این موتورها، استفاده از مفاهیم کنترلی پیشرفته‌تر از حالت معمول امروزی ضروری است. گرایش‌ها به سمت مفاهیم کنترلی است که اغلب به آن‌ها «کنترل موتورهای پیشرفته» گفته می‌شود و کنترل-کننده‌های چند متغیره اغلب هسته اصلی این مفاهیم کنترل پیشرفته هستند. شکل **۲** شماتیک کلی از روند توسعه سیستم کنترل موتور را نشان می‌دهد.

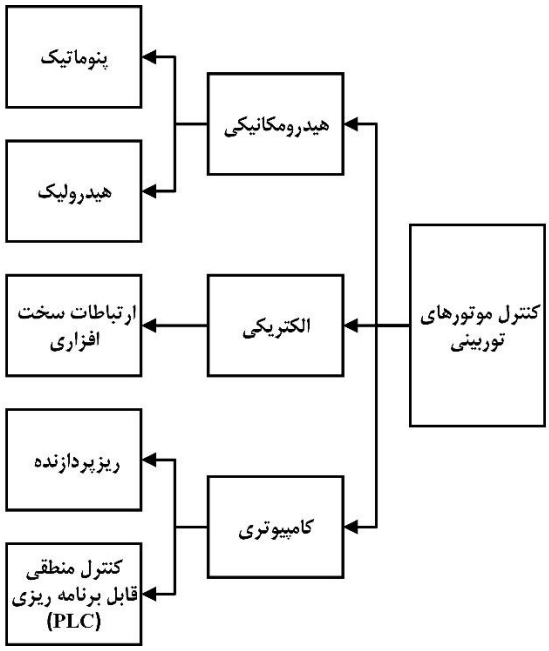
۲- سرآغاز سیستم‌های کنترل موتورهای توربینی

1. Jie
2. Price Induction
3. Ding Shuiting
4. Variable Bleed Valve
5. Full Authority Digital Engine (Electronis) Control (FADEC)
6. Lightbody

در دهه ۱۹۳۰ تکامل طراحی و توسعه مستقل موتورهای توربین گازی در بریتانیا و آلمان صورت گرفته بود. آقای فرانک ویتل[1] در سال ۱۹۳۰ موتور توربین گازی خود را ثبت کرد و پس از چندین سال توسعه، نسخه‌ای از آن برای اولین بار در سال ۱۹۴۱ بر روی هواپیما نصب شد [۴]. هانس فون اوهاین[2] در سال ۱۹۳۶ موتور خود در آلمان را اختراع کرد و اولین پرواز با این موتور در سال ۱۹۳۹ انجام شد [۴]. اولین موتور توربین گازی توسعه یافته توسط ویتل دارای یک دسته‌گاز ساده بود که جریان سوخت را به داخل موتور کنترل می‌کرد. برای برآوردن الزامات عملکردی هنگام نصب موتور بر روی هواپیما، طراحی سیستم کنترل سوخت باید تأثیرات ارتفاع، دما و سرعت رو به جلو را در نظر بگیرد. در عین حال، الزامات مستمر برای بهبود عملکرد موتور توربین گازی، تولید و فرآیندهای محدودکننده عمر تأثیرات خود را بر روی فناوری‌های توربین گازی داشت [۵]. شکل **۳** دسته‌بندی کنترل موتورهای توربینی را به نمایش می‌دهد.



شکل (۲): شماتیک کلی از روند توسعه سیستم کنترل موتور.



شکل (۳): دسته‌بندی کنترل موتورهای توربینی [۶].

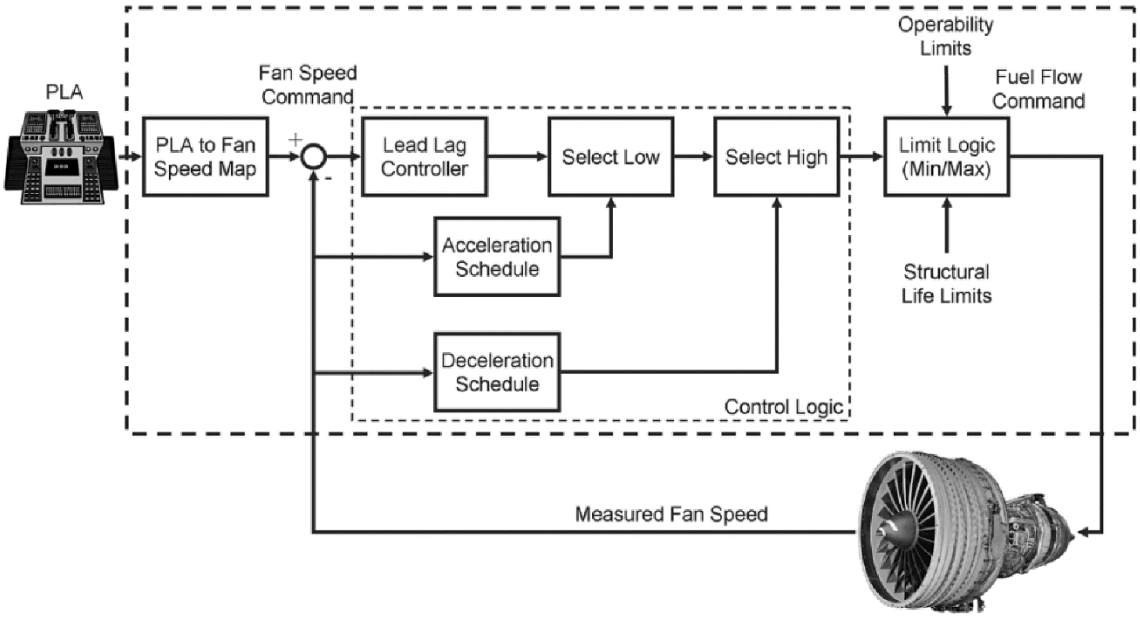
در دهه ۱۹۵۰، سیستم‌های کنترل موتور هواپیما بر اساس فناوری‌های هیدرومکانیکی ساخته شده و پیچیدگی خاصی داشتند. آن‌ها تعداد زیادی از اجزاء و زیرمجموعه‌ها را شامل می‌شدند و کاربردهای خاصی داشتند، به طوری که تغییر در طراحی موتور مستلزم تغییر در طراحی سیستم کنترل بود. سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی در مدت زمان نسبتاً کوتاهی به سقف تکنولوژیکی رسیدند. بلوغ این فناوری مهندسان را قادر می‌سازد تا رابطهای بین موتور و سیستم کنترل هیدرومکانیکی را درک، بیان و تعدیل کنند. علاوه بر این، بهبود عملکرد در درجه اول ناشی از تجربه عملیاتی و نه پیشرفت‌های علمی یا تکنولوژیکی، تأثیر خود را بر فناوری توربین‌ها داشته است [۷]. در مرحله بلوغ توسعه در دهه ۱۹۷۰، سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی با نسبت نرخ پایین تغییرات تکنولوژیکی و وابستگی متقابل فزاینده با سایر اجزا مشخص شدند. اگرچه سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی از قابلیت اطمینان بالایی برخوردار بوده‌اند، اما محدودیت‌هایی را نشان می‌دهند.

پیشرانه‌های پیشرفته‌ای که در دهه ۱۹۷۰ در حال توسعه بودند با تعداد بیشتری پارامتر که نیاز به اندازه‌گیری و محاسبه دقیق داشتند، مشخص می‌شدند. به طور خاص، افزایش نسبت کنارگذر[3] موتورهای تازه توسعه یافته مشکلات متعددی را برای

1. Frank Whittle
2. Hans Von Ohain
3. Bypass Ratio

محاسبه و کنترل نیروی رانش در حین کار موتور ایجاد می‌کند. برای جلوگیری از افزایش بیش از حد فشار[1] و دما، تنظیمات مکرر اهرم توان مورد نیاز بود و سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی سنتی نمی‌توانستند این مشکلات را مدیریت کنند. پیچیدگی محاسبات نیروی رانش، دقت بالا و زمان پاسخ سریع مورد نیاز و این واقعیت که بیشتر پارامترها (دمای توربین، سرعت فن، ارتفاع) به صورت الکترونیکی در دسترس هستند، الکترونیک دیجیتال شدن موتور را برای سیستم‌های کنترل موتور مناسب‌تر کرد [۸]. به منظور معرفی افزونگی و ایجاد ایمنی بیشتر در کار، برخی از وسایل نظارتی برقی و کنترل‌کننده‌های محدودکننده معرفی شدند. رشد بعدی الکترونیک و فناوری رایانه با قابلیت اطمینان بیشتر آن‌ها باعث شد تا از قطعات الکترونیکی دیجیتالی قدرتمند استفاده شود [۹]. **Error! Reference source not found.**

یک منطق معمولی کنترل موتور مدرن را نشان می‌دهد. از آنجاکه نیروی رانش را نمی‌توان مستقیماً اندازه‌گیری کرد، متغیری که می‌تواند حس شود و مستقیماً با رانش موتور در ارتباط است، به عنوان متغیر کنترل شده اولیه از طریق PLA انتخاب می شود. **Error! Reference source not found.** سرعت فن موتور (N1) را به عنوان متغیر کنترل شده اولیه نشان می‌دهد. توجه داشته باشید که از آنجاکه اکثر نیروی رانش در موتورهای توربوفن تجاری از جریان کنارگذر فن ایجاد می‌شود، N1 متغیر مناسبی برای تنظیم برای دستیابی به پاسخ دریچه گاز به رانش مطلوب است [۱۰].



شکل (۴): نمایی از حلقه کنترلی زاویه اهرم نیروی رانش [۱۰].

۳- کنترل سوخت هیدرومکانیکی

اولین بار در دهه ۳۰ از موتور جت به عنوان منبع نیروی پیشرانش در هواپیماها مورد استفاده قرار گرفت. در موتورهای پیستونی که آن زمان اغلب در هواپیماها مورد استفاده قرار می‌گرفت، کنترل مکانیکی سوخت شامل بادامک[2] اهرم بود. فناوری کنترل مورد نیاز موتورهای جت در آن زمان نسبتاً پیچیده بود. حتی در مورد موتورهای توربوجت اولیه پس از جنگ، فقط متغیرهای جریان سوخت یا شیر هواگیری می‌توانستند کنترل شوند. سپس، با پیشرفت‌هایی که در کوچک‌سازی[3] قطعات مکانیکی و روغن هیدرولیک صورت گرفت، تکنولوژی و فناوری‌های کنترل موتورهای هواپیما دچار تحول شد.

تا دهه ۱۹۷۰، مکانیزم عملیاتی برای کنترل موتور فقط شامل یک سیستم هیدرومکانیکی بود که اجزایی مانند محور، چرخ دنده، فنر، دمنده، بادامک، دستگاه کنترل سرعت موتور (گاورنر[4]) و پیچ تنظیم شیر[5] را با فشار سوخت ترکیب می‌کرد. سیستم‌های کنترل هیدرومکانیکی در درجه اول از یک واحد اندازه‌گیری سوخت و یک سنسور دور موتور تشکیل شده بودند.

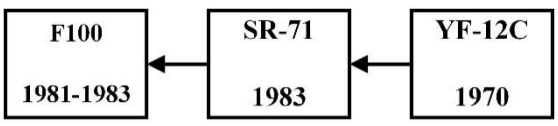
1. Over Boost
2. Cams and levers
3. Miniaturization
4. Governor
5. Valve Adjustment Screws

واحد اندازه‌گیری سوخت با تنظیم جریان سوخت از طریق شیر، فشار سوخت را در هر دو سر شیر اندازه‌گیری سوخت حفظ می‌کند. این روش تنظیم سوخت حتی اگر تکنولوژی به سمت کنترل‌های الکترونیکی دیجیتالی منتقل شده باشد، همچنان مورد استفاده قرار می‌گیرد. دور موتور از طریق مکانیزمی که در آن نیروی گریز از مرکز یک روتور که مستقیماً به موتور متصل است تشخیص داده می‌شود. در نتیجه، جابجایی بادامک را با استفاده از ترکیبی از فنرها و دستگاهی برای اندازه‌گیری فشار سوخت تشخیص می‌دهد. با پیشرفت در فناوری موتور بخار، مکانیسم ساده‌ای برای تشخیص دور موتور از قبل رایج بود و در موتورهای جت نیز با تغییر در ترکیب مواد و کوچک‌سازی بیشتر قطعات مورد استفاده قرار گرفت. علاوه‌بر این، یک بادامک سه بعدی با سطح شکاف‌دار ایجاد شد که کنترل سوخت برنامه‌ریزی شده و چرخش پره‌های متغیر استاتور را تسهیل می‌کرد. افزایش دقت و کوچک‌سازی قطعات، امکان استفاده از این سیستم‌ها را در موتورهای جت هواپیما فراهم کرد. با این حال، سطح شکاف بادامک‌های سه بعدی، تنظیم دقیق زمان‌بندی سوخت برنامه‌ریزی شده را تسهیل نمی‌کند و کنترل آن بر اساس دمای گازهای خروجی دشوار است [۱۰].

۴- کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور

هنگامی‌که سیستم‌های کنترل مکانیکی با موتورهای توربین جدیدتر یکپارچه می‌شوند، از محدودیت‌های ذاتی تنظیم[1]فراتر از محدودیت‌های فیزیکی خود رنج می‌برند. بنابراین، کنترل مبتنی‌بر نرم‌افزار الکترونیکی مزایای متمایزی مانند سهولت تنظیم برنامه‌های گذرا/برنامه‌های محدودکننده/تغییرات بزرگی و شیب در برنامه‌ها/تغییرات منطق‌های کنترل را ارائه می‌دهد. همه این‌ها را می‌توان با تغییر در ساخت نرم‌افزار کنترل‌کننده تعبیه شده در سیستم الکترونیکی انجام داد [۱۱]. بر اساس معماری مدیریت افزونگی[2]، عملکرد ایمن حتی با یک خط غیر عملیاتی می‌تواند نشان داده شود. در آغاز دوران توربین های گازی، تنها یک متغیر کنترلی جریان سوخت وجود داشت. با پیشرفت چرخه‌ها و فناوری‌های توربین گازی، نیاز به تعداد بیشتری از متغیرهای کنترلی به آرامی در طول دهه‌ها تکامل یافته است.

معرفی وسایل الکترونیکی دیجیتال به تدریج نقش، اهمیت و عملکرد سیستم کنترل موتور و رابطهای آن را با دیگر اجزای موتور و قسمت بدنه افزایش داد. تغییر بنیادی این فناوری منجر به یک تغییر عملکردی شد، زیرا الکترونیک دیجیتال یک فناوری در حال پیشرفت سریع است. این میزان پیشرفت زیاد، تجسم تعداد زیادی از قابلیت‌ها را که قبلاً توسط خلبان انجام می‌شد، در سیستم کنترل امکان‌پذیر کرد. سیستم کنترل دیجیتال موتور[3]به مغز موتور تبدیل شد. علاوه‌بر این، پتانسیل‌های سیستم‌های کنترل دیجیتال مجموعه جدیدی از عدم تعادل تکنولوژیکی بین سیستم کنترل و سیستم توان موتور ایجاد کرد. اگرچه سیستم‌های کنترل دیجیتالی تعداد بیشتری از اجزای موتور را کنترل می‌کردند، اما این وابستگی‌های متقابل توسط نرم‌افزار به اصطلاح رابط اداره می‌شد. با توجه به این مولفه نرم‌افزاری، سیستم‌های کنترل دیجیتال مختص برنامه‌ها نبودند و ماژول‌های سخت‌افزاری و نرم‌افزاری را می‌توان در برنامه‌های مختلف مورد استفاده مجدد قرار داد. بنابراین، سیستم‌های کنترل دیجیتال وابستگی‌های سیستماتیک محصول قابل پیش‌بینی را نشان می‌دهند، زیرا این وابستگی‌ها توسط نرم‌افزار رابط مدیریت می‌شود. کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور، ابتدا توسط مرکز تحقیقات پرواز دیردن[4]ناسا از سال ۱۹۸۱ تا ۱۹۸۳ در یک تلاش مشترک با تولیدکننده موتور پرت‌اندویتنی[5] نیروی هوایی ایالات متحده و مرکز تحقیقات لوئیس ناسا (مرکز تحقیقات گلن ناسا حاضر) مورد آزمایش و ارزیابی قرار گرفت. کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور برای موتور توربوفن پرت‌اندویتنی F100 توسعه یافته است، اما فناوری آن در حال حاضر در سایر مدل‌های موتور گنجانده شده است. کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور، جایگزین سیستم کنترل استاندارد موتور آزمایشی F100 شد و اختیارات کامل کنترل انواع عملکردهای موتور را داشت. توسعه کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور به عنوان نقطه عطف در کنترل پیشران و انتقال عمده از کنترل مکانیکی به کنترل دیجیتالی تلقی می‌شود. مزایای سیستم قابل‌توجه است که شامل کاهش هزینه‌های عملکرد و نگهداری، به علاوه افزایش عمده در عملکرد موتور و افزایش عمر موتور می‌شود [۱۲]. شکل **۵** تاریخچه پیدایش کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور نشان می‌دهد.



1. Tuning
2. Redundancy
3. Digital Electronic Engine Control (DEEC)
4. Dryden
5. Pratt & Whitney

شکل (۵): تاریخچه پیدایش کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور.

موتور F100-PW-229 دارای سیستم کنترل الکترونیک دیجیتال موتور است. کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور الکترونیکی و دیجیتالی است که در جلوی مجرای فن و سمت چپ قرار دارد. این واحد مدیریت مقدار نیروی رانش و جریان هوا در پاسخ به تغییرات زاویه دسته‌گاز را برعهده دارد. دما، سرعت و فشار موتور در دوحالت پایدار و گذرا را مانیتور می‌کند و خطاهای سیستم کنترلی را بررسی و رفع می‌کند. اگر این سیستم به علت بروز خطا در موتور یا خطای داخلی نتواند موتور را کنترل کند،کنترل به دومین بخش از سوخت[1]منتقل می‌شود. کنترل الکترونیکی دیجیتال موتور حدودا به ۵۰ پارامتر ورودی پاسخ و ۲۰ خروجی به اجزای هیدرومکانیکی ارائه می‌دهد [۱۳]. شکل **۶** نمایی از DEEC و EDU موتور F100-PW-229 را نشان می‌دهد.

۵- کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار

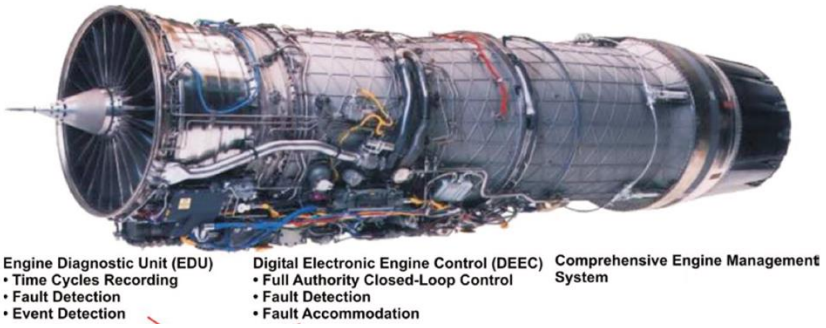
کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار سیستمی متشکل از یک کامپیوتر دیجیتالی به نام واحد کنترل موتور[2] واحد واسط هیدرومکانیکی[3] و لوازم جانبی مربوط به آن است که تمام جنبه‌های عملکرد موتور هواپیما را کنترل می‌کند. کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار برای موتورهای پیستونی و جت تولید شده‌اند. کنترل‌های الکترونیکی دیجیتالی تمام خودکار واقعی موتور هیچ گونه لغو دستی را در اختیار ندارند و اختیار کامل را بر پارامترهای عملکرد موتور در دست کامپیوتر قرار می‌دهند. در صورت خرابی کامل FADEC موتور از کار می‌افتد. اگر موتور به صورت دیجیتالی و الکترونیکی کنترل شود و اجازه لغو دستی را داشته باشد، فقط کنترل‌کننده الکترونیکی موتور یا واحد کنترل موتور در نظر گرفته می‌شود. کنترل‌کننده الکترونیکی موتور[4] اگرچه جزء کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار است، اما به خودی خود کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار نیست. هنگامی که ایستاده است، کنترل‌کننده الکترونیکی موتور تمام تصمیمات را تا زمانی که خلبان مایل به مداخله نباشد، می‌گیرد [۱۴].

کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار با دریافت چندین متغیر ورودی از وضعیت پرواز فعلی از جمله چگالی هوا، موقعیت اهرم نیروی رانش، دمای موتور، فشار موتور و بسیاری پارامترهای دیگر کار می‌کند. ورودی‌ها توسط کنترل‌کننده الکترونیکی موتور دریافت می‌شوند و تا ۷۰ بار در ثانیه تجزیه و تحلیل می‌شوند. پارامترهای عملکرد موتور مانند جریان سوخت، موقعیت پره استاتور، موقعیت شیر هواگیری و موارد دیگر از این داده‌ها محاسبه شده و در صورت لزوم اعمال می‌شوند. کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار، همچنین شروع و راه‌اندازی مجدد موتور را کنترل می‌کند. هدف اصلی کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار، ارائه کارایی مطلوب موتور برای شرایط پرواز معین است. کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار نه تنها عملکرد کارآمد موتور را فراهم می‌کند، بلکه به تولیدکننده اجازه می‌دهد تا محدودیت‌های موتور را برنامه‌ریزی کرده و گزارشات مربوط به سلامت و نگهداری موتور را دریافت کند. به عنوان مثال، برای جلوگیری از افزایش بیش از حد دمای موتور، کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار را می‌توان طوری برنامه‌ریزی کرد که به طور خودکار اقدامات لازم را بدون دخالت خلبان انجام دهد. با توجه به عملکرد موتورها که تا حد زیادی بر اتوماسیون متکی هستند، ایمنی نگرانی بزرگی است. افزونگی در قالب دو یا چند کانال دیجیتالی یکسان مجزا ارائه می‌شود. هر کانال ممکن است عملکرد موتور را بدون محدودیت توسعه دهد. همچنین، کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار انواع مختلفی از داده‌ها را از زیرسیستم‌های موتور و سیستم‌های هواپیمای مربوطه تحت نظر دارد و کنترل موتور مقاوم در برابر خطا را فراهم می‌کند. در پرواز، تغییرات کوچکی در عملکرد به طور مداوم برای حفظ کارایی انجام می‌شود. اگر موقعیت اهرم نیروی رانش در حالت فول باشد، حداکثر نیروی رانش در شرایط اضطراری موجود است. اما نمی‌توان از محدودیت‌ها تجاوز کرد و خدمه پرواز هیچ راهی برای غلبه دستی بر کنترل الکترونیکی دیجیتال اختیار کامل را ندارند [۱۵].

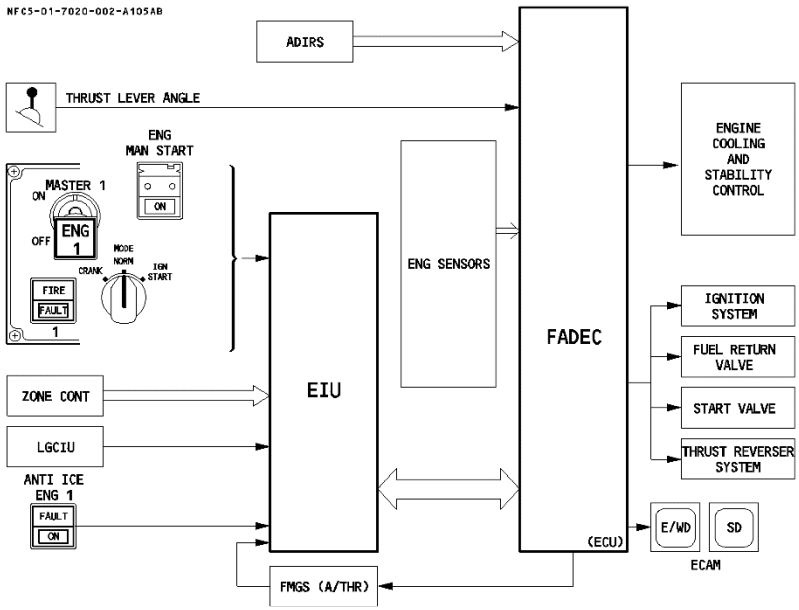
از جمله موتورهای دارای سیستم FADEC، موتورهای سری CFM56 از خانواده موتورهای توربوفن فرانسوی آمریکایی با نسبت کنارگذر بالا هستند که به‌صورت گسترده در هواپیماهای بوئینگ ۷۳۷ کلاسیک و نسل بعدی خانواده ایرباس ۳۲۰ و۳۴۰ به کار رفته‌است. سیستم کنترل دیجیتال تمام خودکار این موتور، دارای دو کانال فعال و آماده به کار[5] است. اگر یک کانال از بین رود، کنترل توسط کانال دیگر بطور اتوماتیک انجام می‌شود. FADEC دارای یک ژنراتور

1. Secondry Mode
2. Engine Control Unit (ECU)
3. Hydro Mechanical Unit (HMU)
4. Engine (Electronis) Control (EEC)
5. Stand By

مغناطیسی جهت تولید توان داخلی است و روی بدنه فن قرار دارد. واحد رابط موتور[1] اطلاعات و داده‌ها را به FADEC جهت مدیریت موتور انتقال می‌دهد. شکل **۷** ارتباطات سخت‌افزاری بین اجزای FADEC را نشان می‌دهد [۱۵]. شکل **۸** وظایف سیستم FADEC موتور CFM56 را به اختصار نشان می‌دهد [۱۶].

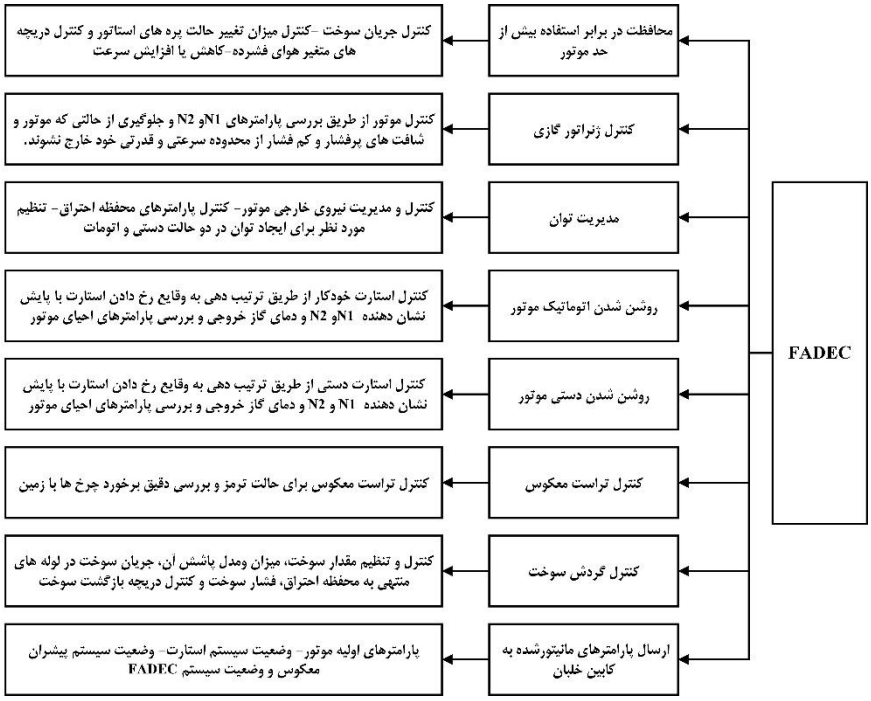


شکل (۶): نمایی از DEEC و EDU موتور F100-PW-229 [**Error! Bookmark not defined.**].



شکل (۷): نمایی از سیستم FADEC موتور CFM56 [**Error! Bookmark not defined.**].

1. Engine Interface Unit (EIU)



شکل (۸): دسته بندی وظایف سیستم FADEC موتور CFM56 [**Error! Bookmark not defined.**].

۶- کنترل موتور پیشرفته

با موفقیت موتور F100، سنتز کنترل چند متغیره[1] و برنامه‌های تشخیص پیشرفته، جداسازی و تطابق[2]، علاقه مجددی برای سرمایه‌گذاری در فناوری‌های کنترل موتور ایجاد شد. گروه کنترل طی دهه ۱۹۹۰ با تلاش‌های فراوان برای توسعه فناوری تحت برنامه‌های مختلف ناسا و با همکاری برنامه‌های تحقیقاتی نیروی هوایی، رشد چشمگیری داشت. تأکید تحقیق، بر چگونگی بکارگیری رویکردهای کنترل چندمتغیره و هوشمند نوظهور برای ارائه عملکرد و کارایی بهتر برای موتورها بود. تعداد سنسورها و عملگرهای روی موتور همچنان افزایش می‌یابد، بنابراین فرصتی برای تحقیقات کنترل پیشرفته فراهم می‌شود. پیشرفت مستمر در فناوری رایانه هم‌چنین امکان گنجاندن پیچیدگی بیشتر در منطق کنترل در کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکارها را باز کرد. ایده استفاده از کنترل فعال اجزای موتور برای به حداکثر رساندن عملکرد قابل دستیابی در سراسر پاکت عملیاتی و عدم محدودیت در پذیرش عملکرد غیر بهینه در غیر از پمپ‌های طراحی ظاهر شد. فرصت اضافی برای بررسی استفاده‌های غیر متعارف از موتورها از طریق کنترل‌های پیشرفته برای افزایش ایمنی هوانوردی و شروع به تدوین معماری‌های کنترل موتور وجود دارد که به اهداف چالش برانگیز افزایش بهره‌وری و کاهش تأثیرات زیست محیطی کمک می‌کند. برخی از دستاوردهای مهم در اواسط دهه ۱۹۹۰ تا اوایل سال ۲۰۰۰ شرح داده می‌شود [۱۵].

۶-۱ کنترل‌پرواز / پیشرانش یکپارچه

در اواسط دهه ۱۹۸۰ تا ۱۹۹۰، روند طراحی هواپیماهای جنگنده/تاکتیکی نظامی آینده به سمت هواپیماهای دارای قابلیت مانور جدید/پیشرفته مانند برخاست کوتاه و نشست عمودی[3] و عملکرد زاویه حمله بالا بودند. برای به دست آوردن این قابلیت‌های پیشرفته با حجم کاری مناسب خلبان، یک سیستم کنترل‌پرواز/ پیشرانش یکپارچه[4] مورد نیاز است. مراحل اصلی طراحی عبارتند از: ۱) ایجاد مدل‌های یکپارچه بدنه هواپیما/موتور برای طراحی کنترل، ۲) طراحی کنترل متمرکز با در نظر گرفتن پیکربندی بیرونی و سیستم موتور به عنوان یک سیستم یکپارچه، ۳) تقسیم کنترل‌کننده متمرکز به پیکربندی جداگانه و زیر کنترل‌کننده‌های موتور، ۴) گسترش پاکت پرواز عملیاتی از طریق برنامه‌ریزی کنترل‌های فرعی تقسیم شده، ۵) طراحی غیرخطی مثل ترکیب منطق محدود برای ایمنی عملیات و ۶) مونتاژ و ارزیابی کامل کنترل‌کننده سیستم [۱۵].

این رویکرد برای طراحی یک سیستم کنترل‌پرواز/ پیشران یکپارچه برای یک هواپیمای مفهومی STVOL در فاز فرود

1. Multivariable Control Synthesis (MVCS)
2. Advanced Detection Isolation and Accommodation (ADIA)
3. Short TakeOff and Vertical Landing (STOVL)
4. Integrated Flight/Propulsion Control (IFPC)

استفاده شد. در طی این مرحله، کنترل هواپیما از نیروها و گشتاورهای ایجاد شده توسط کنترل‌کننده‌های آیرودینامیکی به نیروها و گشتاورهای عملگر منتقل می‌شود. فناوری‌های مختلفی که مربوط به استفاده عملی از تکنیک‌های طراحی کنترل چند منظوره است، به عنوان بخشی از روش طراحی کنترل‌پرواز/پیشران یکپارچه مبتنی‌بر IMPAC بر اساس سیستم پیشرانش و کنترل هواپیما توسعه داده شد. این تکنیک عبارتند از: ۱) یک چارچوب مشکل پیگیری فرمان عمومی برای تجزیه قانون کنترل مقاوم با استفاده از تکنیک‌های طراحی کنترل H_∞ با قوانین کلی برای انتخاب وزن‌دهی فرکانس‌های مختلف در روش طراحی هستند، ۲) یک روش سیستماتیک برای تقسیم یک کنترل‌کننده متمرکز به کنترل‌کننده‌های زیر سیستم غیرمتمرکز و سلسله مراتبی، ۳) یک طرح ساده برای زمان‌بندی کنترل‌کننده که از ویژگی‌های مقاوم‌بودن طرح‌های کنترل متمرکز/پارتیشن‌بندی استفاده می‌کند و ۴) طرح اصلاح‌شده برای طراحی گین‌های انتگرال‌گیری[1] که پایداری سیستم حلقه‌بسته را برای اشباع عملگر تضمین می‌کند.

۶-۲ کنترل هوشمند افزایش عمر

با تمایل به کاهش هزینه‌های عملیاتی موتور، صنعت علاقه‌مند به توسعه فناوری‌هایی است که به موتور و اجزای آن اجازه می‌دهد مدت زمان بیشتری کار کنند، بنابراین، زمان بین تعمیرات اساسی موتور را افزایش می‌دهد. نحوه کنترل موتور تأثیر قابل‌توجهی بر عمر قطعات دارد. به طور معمول، مهندس طراحی سیستم کنترل پیشران تلاش می‌کند حداکثر عملکرد سیستم و درعین‌حال عملکرد ایمن را حفظ کند. مطالعات اخیر نشان داده است که تغییرات کوچک در پارامترهای عملکرد موتور مانند دمای ورودی توربین می‌تواند تأثیر قابل‌توجهی بر خسارت ناشی از اجزای موتور داشته باشد، در حالی که تأثیر کمی بر عملکرد موتور دارد. مرکز تحقیقات گلن[2] مفهوم کنترل عمر طولانی را توسعه داد که در آن سیستم کنترل موتور برای دستیابی به عملکرد مطلوب و در عین حال به حداقل رساندن آسیب ناشی از اجزای موتور طراحی شده است، بنابراین عمر مفید موتور را به حداکثر می‌رساند [۱۵].

۶-۳ کنترل موتور با پایداری بالا

برای موتورهای هواپیما، یک حاشیه ایمنی به نام «حاشیه پایداری» در عملکرد موتور تعبیه شده است تا از ایجاد استال فن/کمپرسور به دلیل اعوجاج ورودی ناشی از مانور هواپیما یا اختلالات جوی جلوگیری کند. این حاشیه پایداری منجر به پرداخت جریمه عملکرد حتی در شرایط عملیاتی کم اعوجاج مانند کروز می‌شود. شرکت‌های موتور برآورد کرده‌اند که توانایی کنترل فعال موتور برای حفظ حاشیه پایداری پایین در چنین شرایط اعوجاج کم می‌تواند منجر به کاهش ۲ درصدی یا بیشتر در مصرف سوخت ویژه شود .

۶ - ۴ کنترل استال فعال

همانطور که در شکل **۹** نشان داده شده است، نقطه عملکردی حداکثر کارایی کمپرسور موتور توربین معمولاً بسیار نزدیک به خط واماندگی کمپرسور است. به منظور جلوگیری از وقوع غفلت فاجعه‌بار در انتقال وضعیت، موتور با حاشیه ایمنی کافی کار می‌کند. اگر بتوان کمپرسور را با خیال راحت نزدیک به حداکثر کارایی کمپرسور طراحی کرد، افزایش کارایی موتور افزایش می‌یابد که منجر به صرفه‌جویی قابل‌توجهی در هزینه سوخت هواپیما می‌شود. حتی اگر بازده کمپرسور کاهش یابد، بازده چرخه در نسبت‌های فشار کلی بالاتر می‌تواند بیشتر باشد. باتوجه به شکل **۹**، خط واماندگی کمپرسور می‌تواند از طریق کنترل فعال به بالا منتقل شود، بنابراین اجازه کار ایمن در حداکثر کارایی را می‌دهد. با این حال، تحت مفهوم کنترل واماندگی فعال، خط واماندگی موتور از طریق کنترل جریان فعال به سمت بالا حرکت می‌کند. کنترل واماندگی فعال با حس کردن تغییرات فشار در سطح ورودی کمپرسور به دست می‌آید. این موضوع نشان دهنده اعوجاج جریان است که پیش ساز ایستادن است و فعال کردن دریچه‌های جریان پهنای باند بالا در اطراف محیط کمپرسور که هوا را با فشار بالا به هوا می‌فرستد. چالش‌های پیاده‌سازی کنترل استال فعال، توسعه مدل‌های دقیق پدیده استال است که می‌تواند برای طراحی کنترل مورد استفاده قرار گیرد. توسعه عملگرهای پهنای باند بالا (به ترتیب ۵۰۰ هرتز) برای کنترل شیرهای جریان و درک اثربخشی طرح‌های مختلف فعال‌کننده برای کنترل واماندگی است [۱۳].

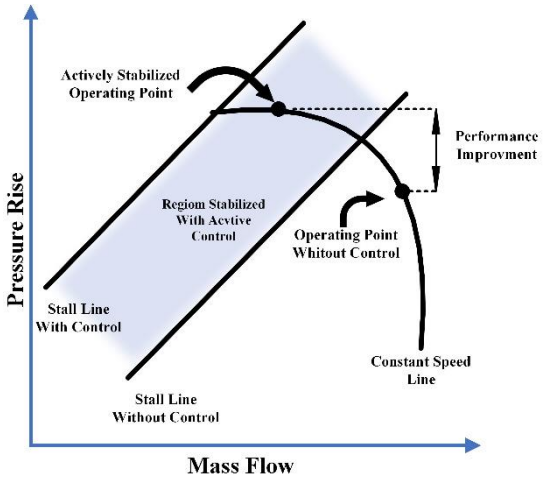
۶-۵ تحقیقات حال حاضر

موتورهای توربینی آینده نیاز به مصرف کارآمدتر انرژی دارند که این امر با اضافه وزن سیستم‌های کنترلی کنونی موتور توربینی تداخل دارد. در حال حاضر، تحقیقات در زمینه فناوری های پیشرفته کنترل موتور برای جایگزینی کنترل الکترونیکی دیجیتال تمام خودکار که توسط موتورهای توربینی استفاده می‌شود، در حال انجام است. هدف، بررسی راه حلی بود که مصرف انرژی را کاهش و کارایی موتورهای توربینی را افزایش می‌دهد.

1. Integrator Wind-up Protecion (IWP)

2. Glenn Research Center (GRC)

رویکردهای کنترل اجزای فعال مانند کنترل احتراق فعال و کنترل جریان فعال برای سیستم‌های فشرده‌سازی و معماری کنترل موتور توزیع شده، فناوری‌هایی را قادر می‌سازد تا اهداف چالش برانگیز کاهش انتشار موتور هواپیما را برآورده کنند. کنترل یکپارچه سیستم‌های ورودی و موتور برای دستیابی به اهداف ایمنی و عملکرد سیستم پیشرانه با سرعت بالا کلیدی است. کنترل و تشخیص پیشران پیشرفته می‌تواند ایمنی هواپیما را به میزان قابل‌توجهی افزایش و قابلیت اطمینان عملکرد سیستم های پرتاب فضایی را افزایش دهد. همه این‌ها توسط گروه‌ها و افراد مختلف برای بهبود کنترل موتور توربین مورد مطالعه قرار گرفته است [۱۳].



شکل (۹): نمایی از کنترل فعال استال [۱۵].

۷- نتیجه‌گیری

در این مقاله، به مرور پژوهش‌های صورت گرفته در حوزه کنترل موتور پرداخته شد و نمایی کلی از ابتدایی‌ترین تا پیشرفته‌ترین فناوری‌های کنترل موتور بیان شد. پیشرفت‌های قابل توجه در این زمینه با بهره‌گیری از نیازمندی‌ها و الزام‌های گذشته که منجر به افزایش کارایی و عملکرد موتورهای هواپیما شده است، بیان شدند. در این پژوهش سعی بر ارائه روندنمای توسعه سیستم کنترل موتورهای توربینی از منظر تاریخی بوده که انتظار می‌رود با توجه به دستاوردهای اخیر در عرصه فناوری‌های نوین، سیستم‌های توسعه یافته کنترلی به موتورهای هواپیماهای آینده راه پیدا کند.

۸- مراجع

[1] B. Jie, L. Shuai, and W. Wei, "An integrated controller design for a small aero-engine," in *2019 Chinese Control and Decision Conference (CCDC)*, 2019, pp. 3129-3133: IEEE.

[2] D. Shuiting, Q. Tian, L. Xiaofeng, and Z. Shuguang, "FHA method for VBV position control function of FADEC system based on aero-engine dynamic model," *Procedia engineering*, vol. 17, pp. 567-579, 2011.

[3] J. E. Lightbody *et al.*, "Aircraft Gas Turbine Electronic Engine Controllers (EEC)," *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, pp.۲۰۱۰ ,۱۰-۱ .

[4] R. D. Flack, *Fundamentals of jet propulsion with applications*. Cambridge University Press, 2005.

[5] S. Balakrishnan, "Control system development experience for aero gas turbine demonstrator engines," *Progress in Nonlinear Dynamics Chaos* , vol. 1, no. 1, pp. 15-22, 2013.

[6] D. G. Bogard, "The Gas Turbine Handbook," *National Energy Technology Laboratory, Pittsburg, PA*, p. 2.1, 2006.

[7] A. Prencipe, "Breadth and depth of technological capabilities in CoPS: the case of the aircraft engine control system," *Research policy*, vol. 29, no. 7-8, pp. 895-911, 2000.

[8] D. Griffiths and R. Powell, "The use of digital control for complex power plant management," *AGARD Power Plant Controls for Aero-Gas Turbine Eng. 26 p*, 1975.

[9] L. C. Jaw and S. Garg, "Propulsion control technology development in the united states a historical perspective," 2005.

[10] S. Brusoni, A. Prencipe, and K. Pavitt, "Knowledge specialization, organizational coupling, and the boundaries of the firm: why do firms know more than they make?" *Administrative science quarterly*, vol. 46, no. 4, pp. 597-621, 2001.

[11] S. Balakrishnan, "Evolution of control systems for aircraft gas turbine engines under development," *JOURNAL-AERONAUTICAL SOCIETY OF INDIA*, vol. 48, pp. 96-104, 1996.

[12] S. Garg, "Aircraft turbine engine control research at NASA Glenn research center," 2013.

[13] S. Szrama, "F-16 turbofan engine monitoring system," *Combustion Engines*, vol. 58, no. 2, pp. 23-35, 2019.

[14] J. Lutambo, J. Wang, H. Yue, and G. Dimirovsky, "Aircraft turbine engine control systems development: Historical Perspective," in *2015 34th Chinese control conference (CCC)*, 2015, pp. 5736-5741: IEEE.

[15] S. Garg and D. Mattern, "Application of an integrated methodology for propulsion and airframe control design to a STOVL aircraft," in *Guidance, Navigation, and Control Conference*, 1994, p. 3611.