

Design and Simulation of a Selector Controller to Control a Micro-Turbofan Engine in Flight Mission

Amin Imani 

Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran

(Received: 2024/07/31, Revised: 2024/09/21, Accepted: 2024/11/05, Published: 2024/12/01)

DOR: <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1403.13.2.12.0>


ABSTRACT

Microjet engines are widely used as propulsion system for aerial vehicles. The conversion of these engines into the form of micro-turbofan engines has received attention in recent years. This is due to improvement of specific fuel consumption and increasing the flight endurance and range of the aerial system. An important issue in achieving micro-turbofan engines is the development of a control system to control thrust value and engine limitations using the facilities and equipment of the baseline microjet engine. In the current paper, a controller with a selector structure is designed for a single-spool micro-turbofan engine. Considering that the controller must have an effective performance in providing thrust and maintaining constraints in flight conditions, a comprehensive flight mission is defined for the engine. In the flight mission, the throttle degree, Mach number and altitude are changed and the engine behavior is simulated for two ambient temperatures. The simulation results of the proposed controller are compared with the PI controller. Although the PI controller follows the thrust command, it exceeds the engine speed constraint by 4% and the exhaust gas temperature constraint by 6.7%. While the selector controller, in addition to providing the thrust command, protects the engine constraints in flight conditions.

Keywords: Micro-Turbofan Engine, Selector Controller, Flight Mission, Thrust Control

طراحی و شبیه‌سازی یک کنترلر انتخابگر برای کنترل یک موتور

میکروتوربوفن در مأموریت پرواز

امین ایمانی 

دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

(دریافت: ۱۴۰۳/۰۵/۱۰، بازنگری: ۱۴۰۳/۰۶/۳۱، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۱۵، انتشار: ۱۴۰۳/۰۹/۱۱)

چکیده

موتورهای میکروجت به طور گسترده‌ای به‌عنوان پیشران سامانه‌های هوایی بکار گرفته می‌شوند. تبدیل این دسته از موتورها به فرم موتورهای میکروتوربوفن در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته است. دلیل این امر بهبود مصرف سوخت ویژه و بالابردن مداومت پروازی و برد سامانه هوایی است. یک نکته مهم در دستیابی به موتورهای میکروتوربوفن، توسعه یک سامانه کنترلی جهت کنترل تراست و محدودیت‌های موتور با استفاده از امکانات و تجهیزات موتور میکروجت پایه است. در مقاله حاضر، طراحی یک کنترلر با ساختار انتخابگر برای یک موتور میکروتوربوفن تک‌محوره انجام می‌شود. با توجه به اینکه کنترلر باید در شرایط پروازی عملکرد مؤثری در تأمین تراست و حفظ قیود داشته باشد، یک مأموریت پروازی جامع برای موتور تعریف می‌شود. در مأموریت پروازی، درجه تراست، عدد ماخ و ارتفاع سامانه تغییر کرده و شبیه‌سازی رفتار موتور برای دو دمای محیط انجام می‌گیرد. نتایج شبیه‌سازی کنترلر پیشنهادی با کنترلر PI مقایسه شده است. کنترلر PI اگرچه دستور تراست را دنبال می‌کند؛ اما به‌اندازه ۴٪ از قید مربوط به دور موتور و به‌اندازه ۶/۷٪ از قید مربوط به دمای گاز خروجی تجاوز می‌کند. در حالی که کنترلر انتخابگر علاوه بر تأمین دستور تراست، محدودیت‌های حاکم بر موتور را در شرایط پروازی حفظ می‌کند.

واژه‌های کلیدی: موتور میکروتوربوفن، کنترلر انتخابگر، مأموریت پروازی، کنترل تراست

۱- مقدمه

استفاده از موتورهای توربینی کوچک به‌عنوان پیشران در هواپیماهای بدون سرنشین گسترش یافته است. در این بین موتورهای میکروجت به دلیل ساختار ساده و اجزای محدود و قیمت ارزان، بیشتر مورد استفاده قرار می‌گیرند. اگرچه ابعاد این موتورها کوچک و نسبت تراست به وزن آنها زیاد است؛ اما میزان مصرف سوخت آنها نسبتاً بالا بوده و لذا مداومت پروازی و برد سامانه هوایی با چالش روبرو می‌شود. یک راهکار مؤثر جهت کاهش مصرف سوخت این دسته از موتورها، توسعه آنها به فرم موتورهای توربوفن کوچک است. برای این منظور، یک موتور میکروجت به‌عنوان هسته یک موتور توربوفن کوچک مدنظر قرار گرفته و با اتصال مستقیم و یا با واسطه فن با یک گیربکس به شفت موتور و اضافه نمودن مجرای کنارگذر، ساختمان یک موتور میکروتوربوفن شکل می‌گیرد. با استفاده از این راهکار، میزان دبی هوای ورودی به موتور افزایش یافته و برای دستیابی به تراست معادل با تراست موتور پایه، میزان سوخت کمتری مصرف می‌شود. در زمینه مدل‌سازی و تحلیل عملکرد موتورهای میکروتوربوفن تحقیقاتی انجام گرفته است. در یک تحقیق، عملکرد یک موتور میکروجت، یک موتور میکروتوربوفن با گیربکس ثابت و یک موتور میکروتوربوفن با گیربکس انتقال متغیر پیوسته^۱ و با نسبت کنارگذر متغیر با استفاده از کد شبیه‌سازی ترمودینامیکی مورد تحلیل قرار گرفت [۱]. نتایج تحلیل عملکرد موتورها با نرم‌افزار تجاری GasTurb اعتبارسنجی گردید. در ادامه این تحقیق، کار آیی موتور میکروتوربوفن با گیربکس و نازل متغیر به‌عنوان پیشران یک هواپیمای بدون سرنشین ارزیابی شد [۲]. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده کاهش چشمگیر مصرف سوخت در انجام عملیات در ماک و ارتفاع‌های مختلف و افزایش مداومت پروازی برای هواپیمای بدون سرنشین بود. در تحقیق دیگری توسط کریشناراج و وسلی [۳]، تحلیل پارامتریک عملکرد یک موتور توربوفن کوچک با استفاده از نرم‌افزار Matlab و GSP برای پیشران یک پهپاد انجام شد. باتوجه به نتایج این تحقیق، میزان تراست و مصرف سوخت ویژه موتور به پارامترهای نسبت فشار، نرخ جریان هوا و عدد ماک وابستگی بیشتری دارد. ایمانی و همکاران [۴] نیز عملکرد یک موتور میکروتوربوفن تک‌محوره با جریان آمیخته را با

استفاده از یک مدل‌سازی ترمودینامیکی مورد بررسی قرار دادند. آنها در تحقیق خود، موتور میکروجت AMT-Titan را به‌عنوان هسته موتور توربوفن انتخاب کردند و فن لازم برای دستیابی به موتور جدید را طراحی نمودند. نتایج تحقیق ایشان نشان داد که علی‌رغم عدم تغییر مقدار تراست موتور میکروتوربوفن نسبت به موتور پایه، میزان مصرف سوخت ویژه به‌اندازه ۲۰ درصد کاهش می‌یابد.

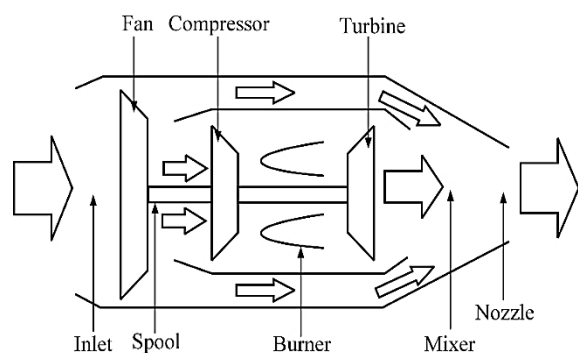
در زمینه طراحی کنترلر برای موتورهای میکروتوربوفن تحقیق خاصی منتشر نشده است لکن برای کنترل موتورهای توربوجت کوچک فعالیت‌هایی در منابع آزاد در دسترس است. در یک تحقیق توسط امیرانته و همکاران [۵]، یک الگوریتم فازی-تطبیقی برای کنترل تراست یک موتور توربوجت کوچک ارائه شد. قوانین فازی به‌گونه‌ای انتخاب شدند که پاسخ سیستم سریع، پایدار و بدون فراجهدش باشد. فرآیند طراحی و تست برای موتور توربوجت کوچک Pegasus MK3 انجام گرفت. در تحقیق دیگری بنازاده و همکاران [۶]، برای یک موتور میکروجت، تابع تبدیل تراست، سرعت محور، فشار خروجی کمپرسور و دمای خروجی توربین را نسبت به جریان سوخت با استفاده از یک روش شناسایی و داده‌های تست پاسخ فرکانسی تعیین کردند. سپس بر اساس مدل‌های به‌دست‌آمده، یک کنترلر PID برای سیستم غیرخطی طراحی کردند. آندوگا و همکاران [۷] یک سیستم کنترل ماژولار برای موتورهای توربین گاز کوچک ارائه کردند. روش کنترل آنها مبتنی بر کنترل سیستم بر اساس موقعیت‌ها و شرایط مختلف به همراه یکپارچه‌سازی سیستم تشخیص بود. روش ارائه شده توسط آنها در محیط آزمایشگاهی بر روی موتورهای توربوجت کوچک iSTC-21v و TJ-100 اجرا گردید. بندا و دربل [۸] در تحقیقی، از کمیت نسبت توان توربوفن که معمولاً برای موتورهای توربوفن با نسبت کنارگذر بالا استفاده می‌شود، جهت کنترل یک موتور میکروجت بهره بردند. سپس یک کنترلر PID دو درجه آزادی برای یک موتور میکروجت طراحی کردند. تانگ و همکاران [۹] یک کنترلر PID تطبیقی بر مبنای شبکه عصبی برای یک موتور میکروجت جهت پیشران یک هواپیمای بدون سرنشین کوچک طراحی کردند. در این ساختار ضرائب کنترلر به‌صورت آنلاین تنظیم می‌شدند. آنها از این روش برای کنترل سرعت محور موتور استفاده کردند؛ اما قیود حاکم بر بعضی متغیرهای سیستم را در نظر نگرفتند. در تحقیق

¹ Continuously Variable Transmission (CVT)

جریان آمیخته، یک روش کنترلی مبتنی بر کنترلرهای انتخابگر ارائه می‌شود. در این روش علاوه بر کنترل تراست موتور، محدودیت‌های ساختاری و عملکردی موتور نیز مدنظر قرار می‌گیرند. با توجه به سنسورهای موجود برای موتور جت پایه که هسته موتور جدید است، یک روش کنترلی ارائه می‌شود که بتواند نیازمندی‌های کنترلی موتور را با وجود همان سنسورها، پاسخ دهد. در طراحی ساختار کنترلی، شرایط تأمین تراست موتور در شرایط پروازی مدنظر قرار گرفته و با استفاده از یک شبیه‌سازی جامع، عملکرد کنترلر در مأموریت پروازی مورد ارزیابی قرار خواهد گرفت.

۲- مدل موتور میکروتوربوفن

ساختار موتور میکروتوربوفن تک‌محوره این تحقیق در شکل ۱ آمده است. نسبت کنارگذر این موتور کمتر از ۱ بوده و هسته آن، موتور میکروجت AMT-Titan در کلاس ۴۰ kg تراست است [۱۵]. موتور میکروجت پایه شامل یک طبقه کمپرسور گریز از مرکزی، یک محفظه احتراق حلقوی و یک طبقه توربین محوری است. برای این موتور، علاوه بر سنسور اندازه‌گیری دور موتور، سنسور اندازه‌گیری دمای گاز خروجی نیز تعبیه شده است. مشخصات نقطه طراحی برای موتور میکروتوربوفن مورد مطالعه در شرایط استاتیکی سطح دریا^۲ و هوای استاندارد^۳ در جدول ۱ آمده است. در نقطه طراحی موتور توربوفن، موتور میکروجت در یک نقطه خارج طرح قرار دارد و مشخصات مربوط به نقطه خارج طرح آن مدنظر قرار می‌گیرد.



شکل (۱): شماتیک ساختار موتور میکروتوربوفن تحقیق حاضر
جدول (۱): مشخصات نقطه طراحی موتور میکروتوربوفن [۴]

دیگری، یک کنترلر مود لغزشی بر اساس پارامتر نسبت توان توربوفن برای یک موتور توربوجت کوچک طراحی شد [۱۰]. در این تحقیق موتور به صورت ساختار خطی پارامتر متغیر^۱ مدل‌سازی شده و نتایج شبیه‌سازی عملکرد کنترلر مود لغزشی در محیط Matlab-Simulink با کنترلر PID مقایسه گردید. شهابا و همکاران [۱۱] یک کنترلر PID دیجیتالی برای موتور میکروجت JetCat-P200sx طراحی و دو روش کنترل بهینه و الگوریتم ژنتیک را جهت تنظیم ضرائب کنترلر بکار گرفتند. جهت مقایسه دو روش، عملکرد مقاوم آنها را در مقابل نویز و حذف اغتشاش ارزیابی کردند. آنها در تحقیق دیگری ضرائب کنترلر را با استفاده از یک روش فازی-تطبیقی تنظیم کرده و نحوه عملکرد کنترلر را در ارتباط با مدل موتور در محیط Matlab-Simulink بررسی کردند [۱۲]. گائو و همکاران [۱۳] نیز یک کنترلر کننده PID برای دستیابی به کنترل پایدار دور موتور در شرایط دور پایین توسعه دادند. آنها تنظیم پارامترهای کنترلر PID را با استفاده از یک استراتژی تکاملی و بر اساس مدیریت سرعت موتور و جریان سوخت انجام دادند. در یک تحقیق دیگر [۱۴]، محققان رویکرد کنترل فعال رد اغتشاش (ADRC) را برای بهبود مقاومت در برابر اغتشاش سیستم کنترلی برای یک موتور توربوجت کوچک بررسی کردند. آنها یک طرح ADRC را با لحاظ سرعت محور به‌عنوان متغیر کنترلر شده ارائه کردند و عملکرد آن را در برابر یک روش کنترلر PID از طریق شبیه‌سازی ارزیابی کردند.

بنا بر فعالیت‌های انجام شده در زمینه کنترل موتورهای توربینی کوچک، عمدتاً از روش‌های کنترل کلاسیک برای کنترل تراست موتور استفاده شده است. در این تحقیقات، معمولاً قیود حاکم بر محدودیت‌های موتور شامل حداکثر دور، دمای توربین، حاشیه سرج کمپرسور و خاموشی محفظه احتراق در ساختار کنترلر لحاظ نشده‌اند. در عین حال در هیچ‌کدام از کارهای منتشر شده، شرایط پروازی در طراحی کنترلر و همین‌طور شبیه‌سازی عملکرد مدنظر قرار نگرفته است؛ لذا اکثر روش‌های ارائه شده جامعیت لازم را برای پیاده‌سازی واقعی ندارد. در تحقیق حاضر برای یک ساختار موتور میکروتوربوفن تک‌محوره با

^۲ Sea Level Static (SLS)

^۳ International Standard Atmosphere (ISA)

^۱ Linear parameter varying

پارامتر	مقدار
دور موتور (rpm)	۸۰۰۰۰
دبی هوای ورودی (g/s)	۱۰۰۰
نسبت کنارگذر	۰/۹
نسبت فشار فن	۱/۳۵
نسبت فشار کمپرسور	۲/۸
دمای ورودی توربین (K)	۱۲۲۰
سطح مقطع میکسر (m^2)	۰/۰۰۶

برای موتور جدید نیز استفاده می‌شود و نیازی به سنسور جدیدی نیست؛ لذا با استفاده از داده‌های مربوط به دور موتور، دمای گاز خروجی موتور^۵ و درجه تراثل باید میزان تراست مطلوب تأمین شده و درعین حال محدودیت‌های مربوط به دمای توربین، حداکثر دور موتور، سرچ کمپرسور و خاموشی محفظه احتراق محافظت شوند. برای این منظور، مطابق شکل ۳، یک استراتژی کنترلی انتخابگر تعریف می‌شود [۲۲-۲۰]. در این ساختار، حلقه اول مربوط به کنترل فرمان تراثل یا تراست است تا با تغییر زاویه تراثل، سوخت لازم برای تغییر تراست از مقدار اولیه تا مقدار ثانویه تأمین شده و منجر به شتاب‌گیری موتور شود. چون تراست موتور در حالت پرواز قابل اندازه‌گیری نیست؛ لذا کمیت دور موتور اصلاح شده^۶ به‌عنوان نماینده تراست کنترل می‌شود [۲۳]. از آنجایی که در حین افزایش تراست، ممکن است که دور موتور فرارجهش^۷ داشته باشد و از میزان حداکثر مجاز رد شود؛ لذا یک حلقه کنترل دور N_{max} لازم است تا خروجی این حلقه با خروجی حلقه تراثل مقایسه شده و از بین آنها مقدار کمتر انتخاب شود. در حین افزایش تراست و بالارفتن دور موتور، دمای توربین نباید از حد مجاز بیشتر شده و منجر به ازبین‌رفتن پره‌های توربین شود. اندازه‌گیری دقیق دمای ورودی به توربین^۸ به دلیل بالا بودن آن امکان‌پذیر نیست و لذا جهت جلوگیری از فرا رفتن این دما، کنترل آن به‌صورت غیرمستقیم و با کنترل دمای گازهای خروجی موتور (EGT) انجام می‌گیرد؛ لذا یک حلقه کنترل EGT باید در ساختار کنترلر لحاظ شده و خروجی آن با دو حلقه قبل مقایسه گردد و مقدار حداقل انتخاب شود. یک چالش مهم در کنترل موتور جلوگیری از وقوع پدیده خطرناک سرچ کمپرسور است. در موتورهای توربوفن بزرگ جهت پایداری عملکرد کمپرسور و جلوگیری از وقوع سرچ، از پره‌های استاتور متغیر^۹ و شیر بلید متغیر^{۱۰} استفاده می‌شود [۲۴، ۲۵] اما در موتورهای کوچک این امکان وجود ندارد. چون امکان وقوع سرچ کمپرسور در حالت شتاب‌گیری آبی موتور زیاد است، لذا با محدود کردن مقدار شتاب موتور می‌توان تا حد زیادی از امکان وقوع این پدیده جلوگیری کرد. در ساختار کنترلی، خروجی حلقه‌های

مدل موتور مورد استفاده در این تحقیق از نوع ترمودینامیکی سطح جز^۱ است و از روابط ترمودینامیکی المان‌های موتور شامل فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، میکسر و نازل و همین‌طور داده‌های مربوط به نقشه‌های عملکرد^۲ فن، کمپرسور و توربین به‌دست‌آمده است [۱۶-۱۸]. در این مدل از مشخصات میانگین سیال در ورود و خروج هر جز و از نقشه‌های مقیاس شده^۳ برای فن، کمپرسور و توربین استفاده شده است. مدل‌سازی موتور در محیط MATLAB-Simulink انجام گرفته و در این فرآیند از امکانات جعبه‌ابزار برای مدل‌سازی و تحلیل سیستم‌های ترمودینامیکی (T-MATS) ارائه شده توسط مرکز تحقیقات گلن ناسا^۴ استفاده شده است [۱۹]. ساختار مدل موتور در محیط Matlab-Simulink مطابق شکل ۲ به‌صورت ماژولار بوده و محاسبات هر یک از اجزای موتور شامل ورودی، فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، میکسر و نازل به‌صورت جداگانه در بلوک‌های مربوطه انجام می‌گیرد و ورودی و خروجی‌های این بلوک‌ها به یکدیگر متصل می‌شوند. جهت اعتبارسنجی مدل، نتایج عملکرد آن با نرم‌افزار Gasturb و داده‌های تست موتور پایه، هم در حالت پایا و هم در حالت گذرا مقایسه شده است. جزئیات مدل‌سازی موتور میکروتوربوفن مورد مطالعه و اعتبارسنجی آن در مرجع [۴] ارائه شده است.

۳- ساختار کنترلر پیشنهادی

در این بخش یک استراتژی کنترلی برای کنترل موتور میکروتوربوفن تک‌محوره ارائه می‌شود. با توجه به اینکه این موتور از توسعه یک موتور میکروجت به‌دست‌آمده است، فرض می‌شود که همان سنسورهای مربوط به موتور پایه

⁵ Exhaust Gas Temperature (EGT)

⁶ Corrected spool speed

⁷ Overshoot

⁸ Turbine Inlet Temperature (TIT)

⁹ Variable Stator Vane (VSV)

¹⁰ Variable Bleed Valve (VBV)

¹ Component level model

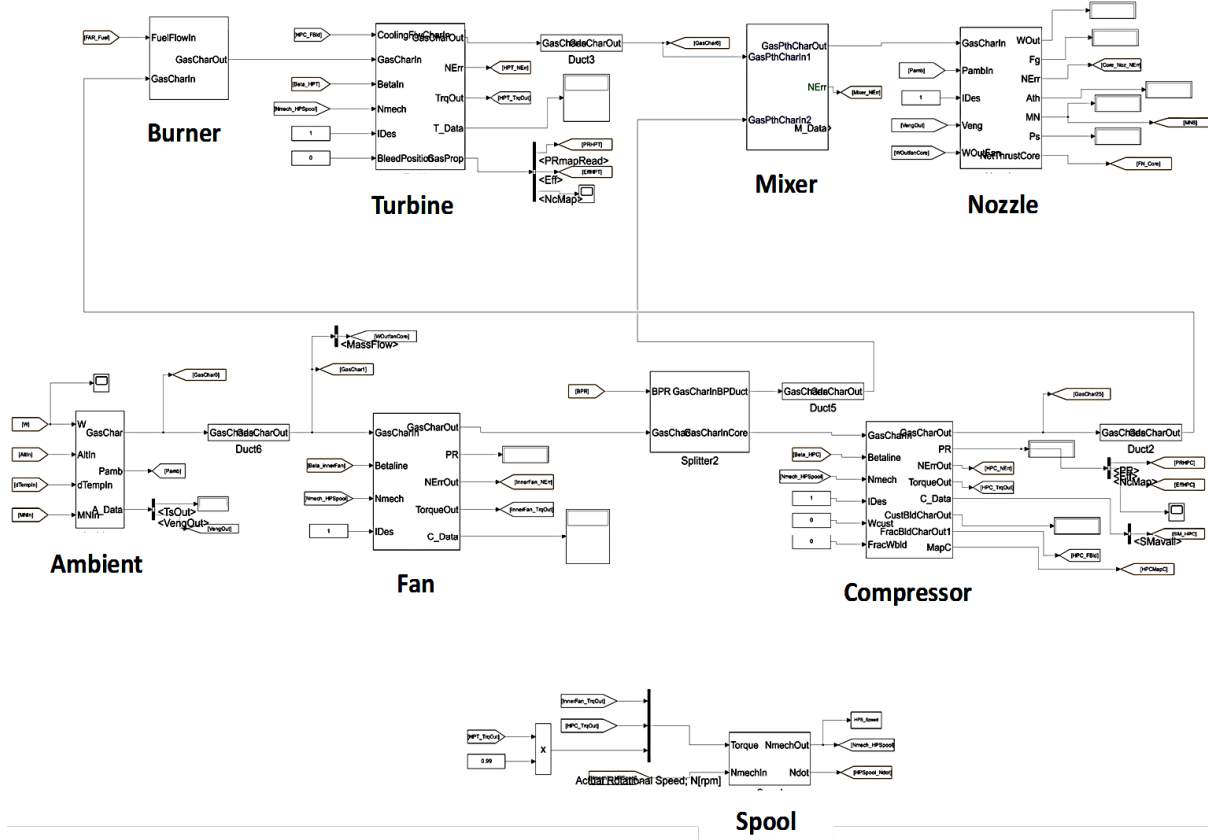
² Performance maps

³ Scaled maps

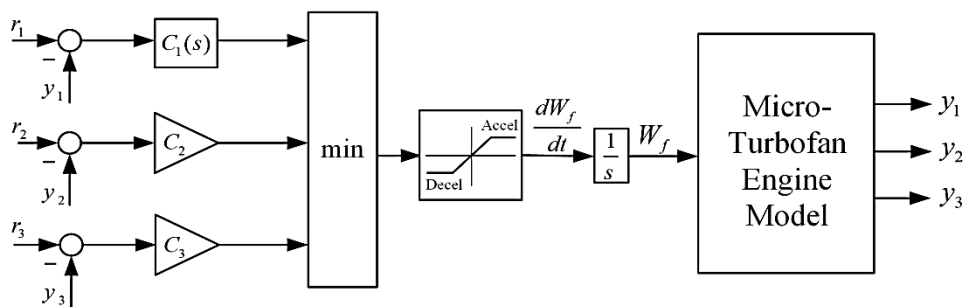
⁴ Glenn Research Center

اشباع برای نرخ جریان سوخت مدنظر قرار می‌گیرد تا از کاهش آنی جریان سوخت و خاموشی محفظه احتراق جلوگیری شود [۲۶]. بدین ترتیب با استفاده از ساختار کنترلر پیشنهادی، علاوه بر تأمین دستور تراست، حفاظت از محدودیت‌های موتور نیز انجام می‌گیرد. وجود انتگرال‌گیر آزاد در ساختار کنترلر پیشنهادی باعث دستیابی به حلقه‌های کنترلی نوع ۱ شده و علاوه بر تعقیب پله واحد به صورت بدون آفست، مقاومت کنترلر در مقابل اغتشاش نیز افزایش می‌یابد.

کنترلی نرخ جریان سوخت بوده و می‌توان با محدود کردن نرخ جریان سوخت با استفاده از حد بالای اشباع از شتاب‌گیری سریع موتور و وقوع پدیده سرچ کمپرسور جلوگیری کرد [۲۶]. یک محدودیت مهم دیگر موتور خاموش‌نشدن آن در شرایط کاهش آنی تراست است. با کاهش آنی تراست میزان سوخت حاصل از حلقه کنترل تراست به صورت آنی کم می‌شود و لذا نسبت سوخت به هوا کاهش شدید داشته و امکان خاموشی محفظه احتراق بالا می‌رود. جهت ممانعت از وقوع این پدیده، یک حد پایین

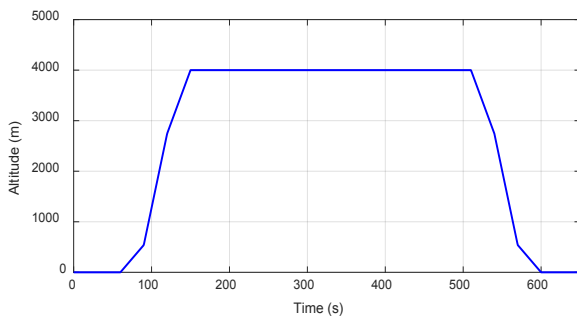


شکل (۲): مدل موتور میکروتوربوفن در محیط Matlab-Simulink

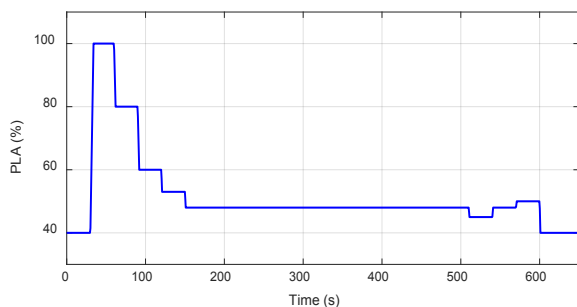


1: N_{corr} , 2: N_{max} , 3: EGT

شکل (۳): ساختار کنترلر انتخابگر



شکل (۵): تغییرات ارتفاع در مأموریت پرواز



شکل (۶): دستور تراتل

۴-۱- شبیه‌سازی عملکرد کنترلر برای دمای محیط 15°C

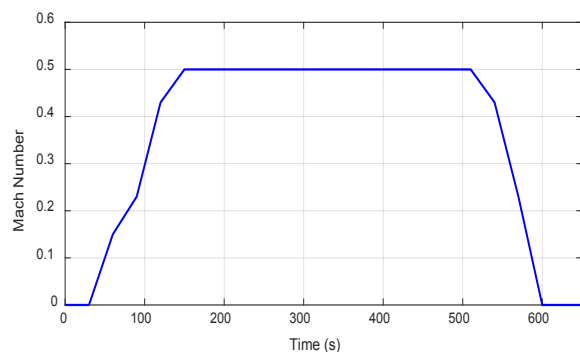
شکل ۷-الف عملکرد کنترلرها را در تعقیب دستور تراست نمایش می‌دهد. چون اندازه‌گیری و کنترل مستقیم تراست در شرایط پرواز ممکن نیست، از کمیتهای قابل اندازه‌گیری جهت کنترل غیرمستقیم تراست استفاده می‌شود. برای این منظور، معمولاً دور اصلاح شده یا نسبت فشار کمپرسور بعنوان نماینده تراست کنترل می‌شوند [۲۷-۲۹]. در تحقیق حاضر دور اصلاح شده مدنظر قرار گرفته است تا تامین درجه تراتل که متناسب با میزان تراست است تا حد امکان مستقل از شرایط محیطی و پروازی باشد. با توجه به اینکه درجه تراتل متناسب با میزان تراست است، روند تراست مطلوب کاملاً مشابه تغییرات تراتل است. با توجه به این شکل، دور اصلاح شده موتور، گزینه کارآمدی جهت کنترل غیرمستقیم تراست است. از طرفی عملکرد هر دو کنترلر در تأمین تراست کاملاً قابل قبول است. در شکل ۷-ب، روند تعقیب دور اصلاح شده مطلوب با استفاده از دو کنترلر نمایش داده شده است که کنترلر انتخابگر در زمان حدود ۶۰s، دستور دور اصلاح شده را به اندازه کمی دنبال نمی‌کند. دلیل این امر ممانعت کنترلر حلقه N_{\max} از فرارفت دور موتور است. در شکل ۷-ج نحوه نزدیک شدن پاسخ دو کنترلر به قید مربوط به دور موتور مشخص شده

جهت ارزیابی عملکرد کنترلر طراحی شده برای موتور در شرایط پرواز، یک مأموریت پروازی جامع تعریف می‌شود. این مأموریت شامل فازهای مختلف پرواز اعم از برخاست، کروز و نشست است [۲۷]. تغییرات عدد ماخ برای سامانه در شکل ۴ آمده است. باتوجه به این شکل، عدد ماخ در فاز کروز برابر ۰/۵ فرض شده است. تغییرات ارتفاع پروازی در شکل ۵ نشان داده شده است. ارتفاع پروازی برای فاز کروز برابر ۴۰۰۰ m لحاظ شده است. درجه تراتل برای موتور متناسب با میزان تراست موتور بوده و این موضوع مستقل از شرایط پرواز است [۲۸، ۲۹]. تغییرات درجه تراتل برای مأموریت پرواز در شکل ۶ نشان داده شده است. پاسخ کنترلر پیشنهادی این تحقیق در تعقیب دستور تراست و حفظ قیود با یک کنترلر PI که دور اصلاح شده موتور را بعنوان نماینده تراست کنترل می‌کند، مقایسه می‌شود. رگولاتورهای مربوط به حلقه‌های مختلف کنترلر انتخابگر و همین‌طور ضرائب کنترلر PI در ادامه آمده است:

$$C_1(s) = 1.5 \times 10^{-6} \frac{0.25s + 1}{0.02s + 1}, \quad C_2 = 1.22 \times 10^{-6}, \quad (1)$$

$$C_3 = 1.78 \times 10^{-4} \quad K_p = 5 \times 10^{-7}, \quad K_i = 1.5 \times 10^{-6}$$

لازم به ذکر است که رگولاتور مربوط به حلقه‌های مختلف کنترلر انتخابگر بگونه‌ای طراحی شده‌اند که هر حلقه بطور جداگانه پایدار باشد. جهت آنالیز پایداری کل ساختار کنترلی حول نقاط کاری می‌توان از روش ارائه شده در مرجع [۳۰] بهره برد. برای بررسی عملکرد کنترلر پیشنهادی در شرایط پروازی، شبیه‌سازی به ازای دو دمای محیطی 15°C و 30°C انجام می‌گیرد.

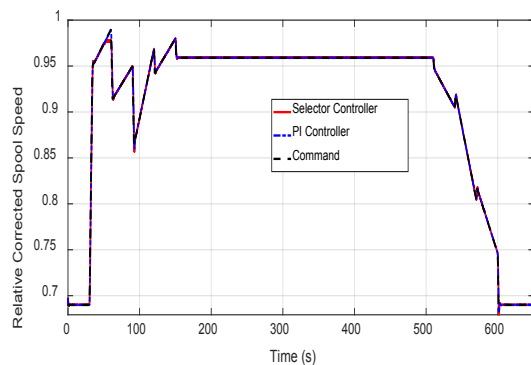


شکل (۴): تغییرات عدد ماخ در مأموریت پرواز

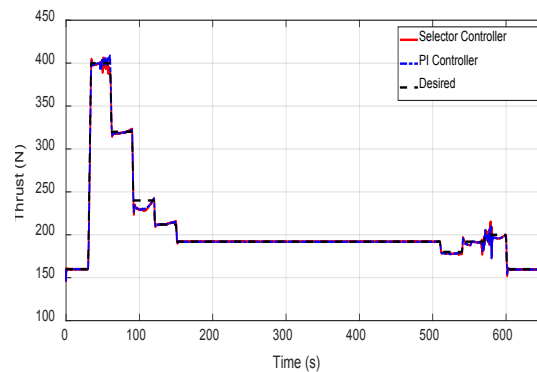
در این بخش، شبیه‌سازی عملکرد موتور در برآوردن مأموریت پروازی به‌ازای دمای محیطی 30°C انجام می‌گیرد. باتوجه‌به افزایش دمای محیط نسبت به شبیه‌سازی قبلی، انتظار می‌رود امکان دستیابی به حداکثر میزان تراست کاهش یابد. شکل ۸-الف عملکرد کنترلرها را در دنبال کردن تراست مطلوب نمایش می‌دهد. کنترلر PI تراست مطلوب را دنبال کرده است درحالی‌که کنترلر انتخابگر در بازه زمانی $s [60-34]$ که مربوط به شرایط برخاست است، از تراست مطلوب دور می‌شود. دلیل این امر آن است که دور موتور به 0 حداکثر مقدار مجاز رسیده است و کنترلر اجازه گذر از N_{max} را نمی‌دهد. در شکل ۸-ب، روند تعقیب دور اصلاح شده مطلوب با استفاده از دو کنترلر نمایش داده شده است که کنترلر انتخابگر در بازه زمانی $s [60-34]$ دستور را دنبال نمی‌کند. همانطور که اشاره شد دلیل این امر ممانعت کنترلر از تجاوز از قید حداکثر دور موتور است.

که پاسخ کنترلر PI قید مربوطه را به اندازه $1/5\%$ معادل 1203 rpm رد می‌کند و هیچ بازخوردی از رد شدن قید ندارد. شکل ۷-د نشان‌دهنده تغییرات دمای گاز خروجی از موتور برای هر دو کنترلر است که پاسخ کنترلر PI قید مربوطه را به اندازه $1/25\%$ معادل 14 K رد می‌کند، اما کنترلر انتخابگر از این قید محافظت می‌کند. در شکل ۷-ه، میزان حاشیه سرچ کمپرسور برای هر دو کنترلر مشخص شده است. با توجه به این شکل، کنترلر انتخابگر بدلیل داشتن تابع اشباع روی نرخ سوخت مصرفی در ساختار خود، میزان حاشیه سرچ بیشتری دارد و از قید مربوطه دورتر است. تغییرات مربوط به سوخت مصرفی دو کنترلر نیز در شکل ۷-و آمده است.

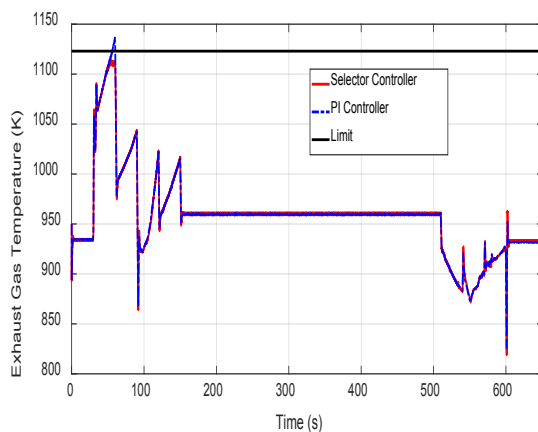
۲-۴- شبیه‌سازی عملکرد کنترلر برای دمای محیط 30°C



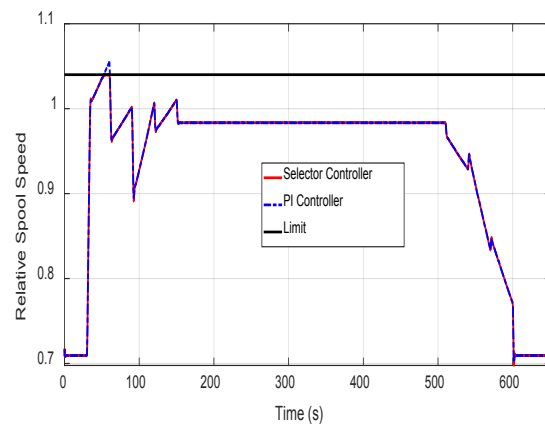
(ب)



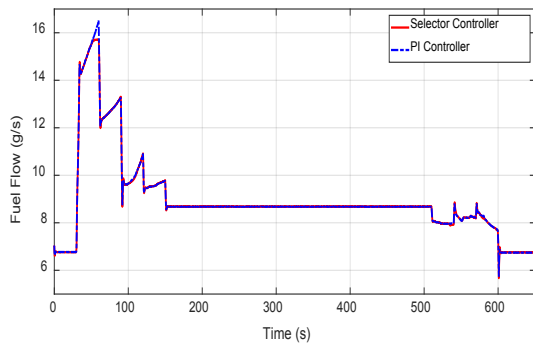
(الف)



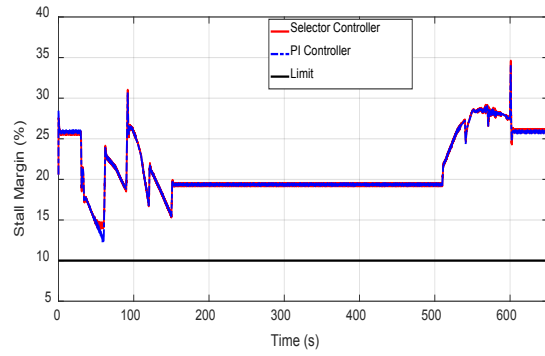
(د)



(ج)

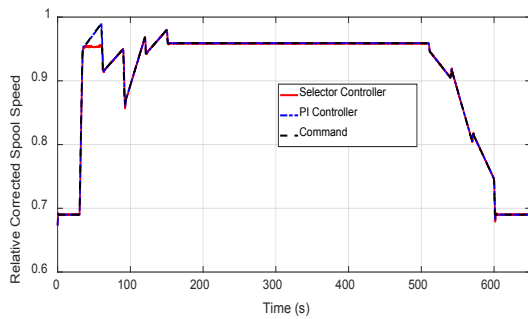


(و)

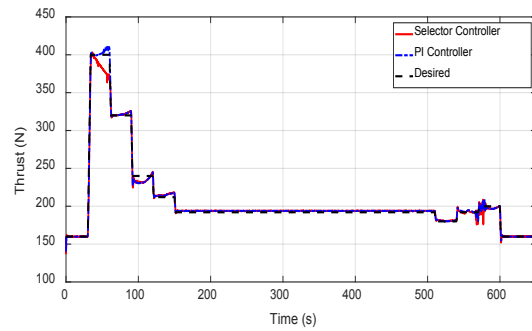


(ه)

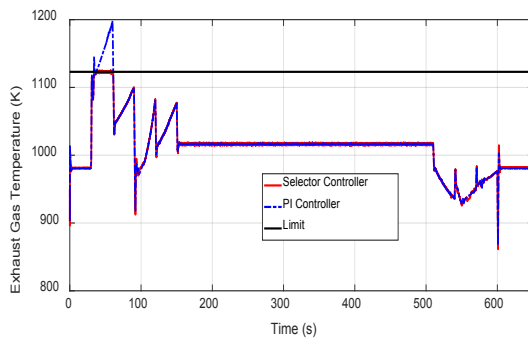
شکل (۷): عملکرد کنترلرها: الف) تعقیب تراست مطلوب، ب) تعقیب دور اصلاح شده مطلوب، ج) حفاظت از قید دور موتور، د) حفاظت از قید EGT، ه) حفاظت از قید حاشیه سرچ، و) نرخ مصرف سوخت کنترلرها



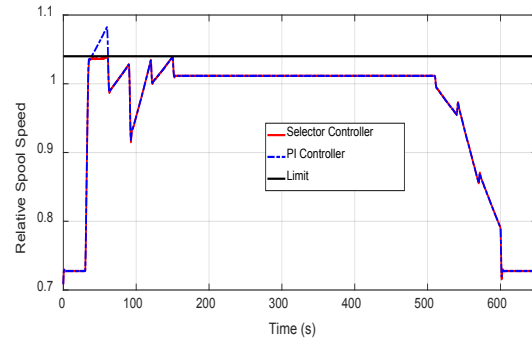
(ب)



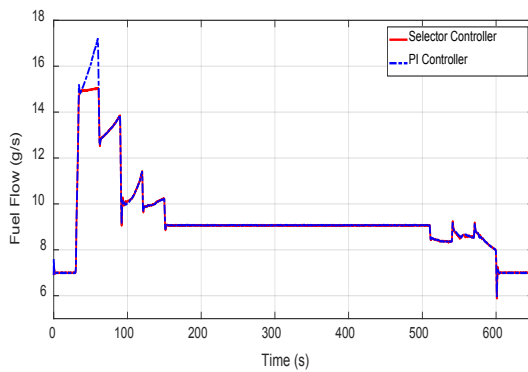
(الف)



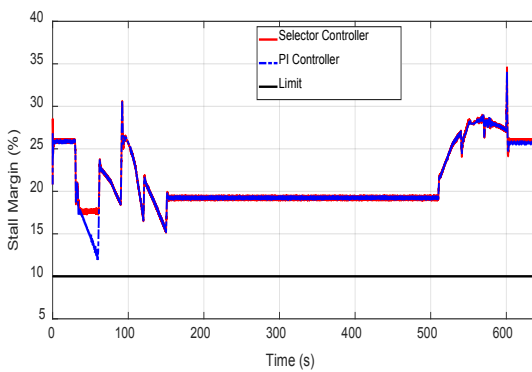
(د)



(ج)



(و)



(ه)

شکل (۸): عملکرد کنترلرها: الف) تعقیب تراست مطلوب، ب) تعقیب دور اصلاح شده مطلوب، ج) حفاظت از قید دور موتور، د) حفاظت از قید EGT، ه) حفاظت از قید حاشیه سرچ، و) نرخ مصرف سوخت کنترلرها

۶- مراجع

- [1] Kadosh K, Cukurel B. Micro-turbojet to turbofan conversion via continuously variable transmission: thermodynamic performance study. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2017 Feb 1;139(2):022603. <https://doi.org/10.1115/1.4034262>
- [2] Palman M, Leizeronok B, Cukurel B. Mission analysis and operational optimization of adaptive cycle microturbofan engine in surveillance and firefighting scenarios. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2019 Jan 1;141(1):011010. <https://doi.org/10.1115/1.4040734>
- [3] Krishnaraj R, Wessley GJ. Performance analysis of a micro turbofan engine using matlab and GSP intended for the propulsion of male UAVs. *International Journal of Pure and Applied Mathematics*. 2018;118(20):157-63.
- [4] Imani A, Anjomrouz A, Rasti A. Reducing the specific fuel consumption of a micro-turbojet engine by converting it into a micro-turbofan engine. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*. 2023 Aug 25;12(1):49-64 (In Persian). <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1402.12.1.5.4>
- [5] Amirante R, Catalano LA, Tamburrano P. An adaptive fuzzy logic algorithm for the thrust control of a small turbojet engine. In *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air 2010* Oct 10; 44007:369-377. <https://doi.org/10.1115/GT2010-22510>
- [6] Banazadeh A, Gol HA, Ramazani H. PID controller design for micro gas turbines using experimental frequency-response data and a linear identification technique. *International Journal of Advanced Mechatronic Systems*. 2013 Jan 1;5(6):353-64. <https://doi.org/10.1504/IJAMECHS.2013.060016>
- [7] Andoga R, Fözö L, Judičák J, Bréda R, Szabo S, Rozenberg R, Džunda M. Intelligent situational control of small turbojet engines. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2018;2018(1):8328792. <https://doi.org/10.1155/2018/8328792>
- [8] Beneda K, Derbel K. Design of two-degree-of-freedom turbofan-power-ratio control system for micro turbojet engine. In *2019 IEEE 17th World Symposium on Applied Machine Intelligence and Informatics (SAMI) 2019* Jan 24: 69-74. DOI: 10.1109/SAMI.2019.8782788
- [9] Tang W, Wang L, Gu J, Gu Y. Single neural adaptive PID control for small UAV micro-turbojet engine. *Sensors*. 2020 Jan 8;20(2):345. <https://doi.org/10.3390/s20020345>
- [10] Derbel K, Beneda K. Sliding mode control for micro turbojet engine using turbofan power ratio as control law. *Energies*. 2020 Sep 16;13(18):4841. <https://doi.org/10.3390/en13184841>
- [11] Ashry MM. Controller design for micro turbojet engine. In *2020 12th International Conference on Electrical Engineering (ICEENG) 2020* Jul 7: 436-440. DOI: 10.1109/ICEENG45378.2020.9171762
- [12] Ashry MM. Adaptive Fuzzy PID Controller applied to micro turbojet engine. In *Journal of Physics: Conference Series* 2021 Dec 1; 2128(1):012030. DOI: 10.1088/1742-6596/2128/1/012030
- [13] Gao Q, Li J, Zhang Y. Self-tuning speed and flow control of micro turbojet engines based on an improved evolutionary strategy. *Automatika*. 2024 Jul

در شکل ۸-ج نحوه نزدیک شدن پاسخ دو کنترلر به قید مربوط به دور موتور مشخص شده که پاسخ کنترلر PI قید مربوطه را بازه s [۶۰-۳۴] به اندازه ۴٪ معادل rpm ۳۲۸۹ رد می‌کند و امکان محافظت از آن را ندارد. در شکل ۸-د کنترلر PI قید مربوط به دمای گاز خروجی از موتور را در بازه زمانی s [۶۰-۳۴] به اندازه ۶/۷٪ معادل K ۷۵ رد می‌کند اما کنترلر انتخابگر اجازه گذر از این قید را نمی‌دهد. در شکل ۸-ه، میزان حاشیه سرچ کمپرسور برای هر دو کنترلر نشان داده شده است. کنترلر PI در شرایط برخاست به قید تعریف شده برای حاشیه سرچ بسیار نزدیک شده است. میزان مصرف سوخت دو کنترلر در انجام مأموریت پرواز نیز در شکل ۸-و ارائه شده است.

باتوجه به نتایج به دست آمده، پیاده‌سازی یک کنترلر تنها مانند PI جهت کنترل تراست موتور، می‌تواند منجر به تجاوز از محدودیت‌های موتور شده و صدمات جدی به سیستم وارد کند. در حالی که کنترلر انتخابگر پیشنهادی علاوه بر کنترل تراست، قیود مختلف ساختاری و عملکردی موتور را در هر دو مأموریت پروازی تأمین کرده و یک پاسخ دقیق و ایمن را فراهم می‌کند.

۵- نتیجه‌گیری

در تبدیل موتورهای میکروجت به میکروتوربوفن، یک موضوع مهم دستیابی به سامانه کنترلی است که بتواند با استفاده از امکانات و سنسورهای موجود در موتور پایه، میزان تراست موتور جدید را برآورده کرده و درعین حال محدودیت‌های حاکم بر موتور را حفظ کند. در تحقیق حاضر، یک ساختار کنترلی انتخابگر جهت کنترل یک موتور میکروتوربوفن تک‌محوره مشتق از یک موتور میکروجت طراحی شد. در الگوریتم پیشنهادی، باتوجه به عدم امکان اندازه‌گیری تراست موتور در شرایط پروازی، دور اصلاح شده موتور به عنوان نماینده تراست کنترل گردید. از طرفی قیود حاکم بر حداکثر دور موتور، دمای توربین، حاشیه سرچ کمپرسور و خاموشی محفظه احتراق نیز در ساختار کنترلر مدنظر قرار گرفت. جهت بررسی عملکرد راهکار ارائه شده جهت کنترل موتور در شرایط پروازی، یک مأموریت پروازی جامع به ازای دو دمای محیطی تعریف شد. نتایج شبیه‌سازی نشان‌دهنده رفتار دقیق و ایمن کنترلر طراحی شده در تأمین تراست و حفظ قیود در شرایط پروازی است.

- gains correlation development. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2021 Apr 1;34(4):568-88. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.07.037>
- [28] Spang III HA, Brown H. Control of jet engines. *Control Engineering Practice*. 1999 Sep 1;7(9):1043-59. [https://doi.org/10.1016/S0967-0661\(99\)00078-7](https://doi.org/10.1016/S0967-0661(99)00078-7)
- [29] Jaw LC, Mattingly JD. Aircraft engine controls: design, system analysis, and health monitoring. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.; 2009 Aug 15. <https://doi.org/10.2514/4.867057>
- [30] Imani A. Stability analysis of a multi-loop controller containing output feedback regulators and a saturation function for commercial aircraft engines. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*. 2022 Sep 21;11(1):159-172 (In Persian). <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1401.11.1.1.3>
- 2;65(3):115462. <https://doi.org/10.1080/00051144.2024.2349869>
- [14] Wang N, Xu J, Li Z. The active disturbance rejection control method for small-scale turbojet engine. In *Journal of Physics: Conference Series* 2024 May 1: 764(1): 012065. DOI:10.1088/1742-6596/2764/1/012065
- [15] Titan Gas Turbine Manual, AMT Netherlands, 2014
- [16] Chung GY, Prasad JV, Dhingra M, Meisner R. Real time analytical linearization of turbofan engine model. *Journal of engineering for gas turbines and power*. 2014 Jan 1;136(1):011201. <https://doi.org/10.1115/1.4025310>
- [17] Walsh PP. Gas turbine performance. Blackwell publishing; 2004. DOI: 10.1002/9780470774533
- [18] Kurzke J, Halliwell I. Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling. Cham, Switzerland: Springer international publishing; 2018 May 28. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-75979-1>
- [19] Zinnecker A, Chapman JW, Lavelle TM, Litt JS. Development of a twin-spool turbofan engine simulation using the toolbox for modeling and analysis of thermodynamic systems (T-MATS). In 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 2014:3930. <https://doi.org/10.2514/6.2014-3930>
- [20] May RD, Garg S. Reducing conservatism in aircraft engine response using conditionally active min-max limit regulators. *American Society of Mechanical Engineers*; 2012 Jun 1. <https://doi.org/10.1115/GT2012-70017>
- [21] Imani A, Montazeri-Gh M. A Min-Max multiregulator system with stability analysis for aeroengine propulsion control. *ISA transactions*. 2019 Feb 1; 85:84-96. <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2018.10.035>
- [22] Montazeri M, Ehteshami M, Emani A. Multi-variable model predictive control design for a turbofan engine and performance comparison with min-max controller. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*. 2019 Jun 22;8(1):161-176 (In Persian). <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1398.8.1.12.3>
- [23] Richter H. Advanced control of turbofan engines. Springer Science & Business Media; 2011 Oct 20. <https://doi.org/10.1007/978-1-4614-1171-0>
- [24] Garg S. Aircraft turbine engine control research at NASA Glenn research center. *Journal of Aerospace Engineering*. 2013 Apr 1;26(2):422-38. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000296](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000296)
- [25] Montazeri M, Hoseini M, Imani A. Min-Max controller design for double shaft unmixed turbofan engine's thermodynamic model. *Aerospace Mechanics*. 2019 Jun 22;15(2):17-32 (In Persian). <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.26455323.1398.15.2.2.1>
- [26] Litt J, Frederick D, Guo TH. The case for intelligent propulsion control for fast engine response. In *AIAA Infotech@ Aerospace Conference and AIAA Unmanned. Unlimited Conference* 2009 Apr :1876. <https://doi.org/10.2514/6.2009-1876>
- [27] Yinfeng LI, Jafari S, Nikolaidis T. Advanced optimization of gas turbine aero-engine transient performance using linkage-learning genetic algorithm: Part II, optimization in flight mission and controller