ISSN: 2476-6909; Modares Mechanical Engineering. Proceedings of the 6th National Conference on Mechanical-Civil Engineering and Advanced Technologies. 2024; 24(11):85-88.

Design of a Multi-Loop Controller for Controlling a Small Turbofan Engine

ARTICLE INFO

Author
Imani A[1*]

[1]Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Bu-Ali Sina University, Hamedan, Iran.

*** Correspondence**
Address: a.imani@basu.ac.ir

How to cite this article
Imani A. Design of a Multi-Loop Controller for Controlling a Small Turbofan Engine. Proceedings of the 6th National Conference on Mechanical-Civil Engineering and Advanced Technologies. 2024; 24(11):85-88.

ABSTRACT

The design and research in the field of small turbofan engines has received much attention in recent years. These engines are commonly developed from the development of small jet engines and usually their core includes a microjet engine. In this paper, a control system is designed and simulated for a small single-spool turbofan engine. A thermodynamic model is considered to simulate the engine behavior and a multi-loop control structure that meets the engine control requirements is presented. Considering that in such engines only the engine spool speed and exhaust gas temperature are measured by sensors, the designed algorithm using these two variables provides the required thrust and maintains the constraints governing the engine limits.

Keywords Small Turbofan Engine, Engine Modeling, Multi-loop Controller, Constraint Control

ماهنامه علمی مهندسی مکانیک مدرس، ویژه‌نامه مجموعه مقالات ششمین کنفرانس ملی مهندسی مکانیک، عمران و فناوری‌های پیشرفته

طراحی یک کنترلر چندحلقه جهت کنترل یک موتور توربوفن کوچک

چکیده

طراحی و تحقیق در زمینه موتورهای توربوفن کوچک در سالهای اخیر مورد توجه زیادی قرار گرفته است. این موتورها معمولا از توسعه موتورهای جت کوچک ساخته می‌شوند و معمولا هسته آنها شامل یک موتور میکروجت است. در این مقاله طراحی و شبیه‌سازی یک سیستم کنترلی برای یک موتور توربوفن کوچک تک محوره انجام می‌گیرد. یک مدل ترمودینامیکی برای شبیه‌سازی رفتار موتور مدنظر قرار گرفته و یک ساختار کنترلی چندحلقه که برآورنده نیازمندیهای کنترلی موتور باشد ارائه می‌شود. با توجه به اینکه در اینگونه موتورها صرفا دور موتور و دمای گاز خروجی توسط سنسور اندازه‌گیری می‌شوند، الگوریتم طراحی شده با استفاده از این دو متغیر ، میزان تراست درخواستی را تامین کرده و قیود حاکم بر محدودیتهای موتور را حفظ می‌کند.

مشخصات مقاله

نویسنده
امین ایمانی[1*]

[1] گروه مهندسی مکانیک، دانشکده مهندسی، دانشگاه بوعلی سینا، همدان، ایران

* نویسنده مسئول
آدرس: a.imani@basu.ac.ir

کلیدواژه‌ها موتور توربوفن کوچک، مدلسازی موتور، کنترلر چندحلقه، کنترل قیود

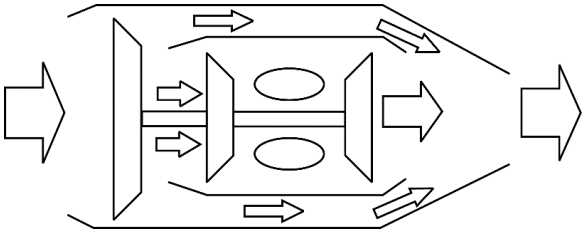
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-02-19]

۱- مقدمه

در سالهای اخیر روشهایی جهت بهبود مصرف سوخت ویژه موتورهای توربوجت کوچک ارائه شده است. یک راهکار موثر برای این منظور، توسعه این موتورها به فرم موتورهای توربوفن کوچک است. برای این کار، می‌توان از یک موتور میکروجت بعنوان هسته یک موتور توربوفن کوچک استفاده نمود و با اتصال مستقیم و یا با واسطه المان فن با یک گیربکس به شفت موتور و اضافه نمودن داکت کنارگذر، ساختمان موتور توربوفن را تشکیل داد. با استفاده از این راهکار، میزان دبی هوای ورودی به موتور افزایش یافته و برای دستیابی به تراست معادل با تراست موتور پایه، میزان مصرف سوخت کمتری لازم است. بنابراین مصرف سوخت ویژه موتور کاهش و میزان مداومت پروازی و برد سامانه هوایی افزایش می-یابد. در حوزه دستیابی به موتورهای توربوفن کوچک تحقیقات متعددی انجام گرفته است. در یک تحقیق، قابلیت دوام، میزان عملکرد و دستاوردهای تبدیل یک موتور توربوجت به توربوفن کوچک بررسی شدند [1]. در این تحقیق، با استفاده از یک کد شبیه-سازی ترمودینامیکی، کارآیی یک موتورتوربوجت ساده، یک موتور توربوفن با گیربکس ثابت و یک موتور توربوفن با گیربکس انتقال پیوسته متغیر و با نسبت کنارگذر متغیر بررسی گردید. در ادامه این پژوهش، عملکرد موتور میکروتوربوفن با گیربکس و نازل متغیر بعنوان پیشران یک هواپیمای بدون سرنشین مورد ارزیابی قرار گرفت [2]. نتایج شبیه سازی حاکی از کاهش چشمگیر مصرف سوخت در انجام عملیات در ماخ و ارتفاعهای مختلف و افزایش مداومت پروازی برای هواپیمای بدون سرنشین بود. در تحقیق دیگری [3]، تحلیل پارامتریک عملکرد یک موتور توربوفن کوچک با استفاده از نرم افزار متلب (Matlab) و جی اس پی (GSP) برای پیشرانه یک پهپاد انجام شد. هدف، دستیابی به یک موتور توربین گاز با تراست در بازه [۱۱/۵-۴/۴۵] کیلونیوتن برای پرواز یک پهپاد در ارتفاع ۵ تا ۹ کیلومتر بود. محققان در کاری جداگانه [4]، تحقیقی در زمینه بهبود عملکرد سیستم پیشران میکروتوربین و مناسب بودن کاربرد آن به عنوان پیشران برای پهپادهای کوچک تاکتیکی انجام دادند. این مطالعه نیز در مورد مفهوم تبدیل موتورهای میکرو توربوجت موجود به میکروتوربوفن با استفاده از گیربکس پیوسته متغیر بود بطوریکه ساختار تک-محور و سادگی نسبی طراحی حفظ شود. یک ساختار میکروتوربوفن جدید با سیکل متغیر و بدون توربین و کمپرسور فشار پایین در یک پژوهش دیگر مدنظر قرار گرفت [5]. در این تحقیق، به جای بکارگیری یک بوستر جداگانه و پیچیده برای استخراج توان بیشتر از توربین، بهبود عملکرد فن پیشنهاد شد. طراحی، تحلیل و ملاحظات ساخت فن برای یک موتور میکروتوربوفن نیز در یک تحقیق انجام شده است [6]. در این تحقیق، هدف دستیابی به تراست بیشتر و میزان مصرف سوخت ویژه کمتر در ماخ و ارتفاعهای بالا نسبت به یک موتور توربوپراپ بود. در تحقیق حاضر برای ساختار موتور توربوفن کوچک تک محوره، یک روش کنترلی مبتنی بر کنترلرهای چندحلقه ارائه می‌شود. در این روش علاوه بر کنترل تراست موتور، محدودیتهای ساختاری و عملکردی موتور نیز مدنظر قرار می‌گیرند. برای این منظور، ابتدا مدلسازی ترمودینامیکی یک موتور توربوفن کوچک انجام می‌گیرد. سپس 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 پاسخ دهد.

۲- ساختار موتور توربوفن تک محوره

ساختار موتور توربوفن مورد مطالعه در تحقیق حاضر در شکل ۱ آمده است. نسبت کنارگذر این موتور کمتر از ۱ بوده و هسته آن، یک موتور میکروجت است. جهت مدلسازی موتور توربوفن مورد مطالعه، مشخصات نقطه طراحی موتور لازم است. نقطه طراحی موتور در واقع یک نقطه از بازه وسیع عملکردی موتور است. انتخاب این نقطه بسیار حائز اهمیت است زیرا هندسه موتور تقریباً در این مرحله تثبیت می‌شود. در این مرحله عملکرد موتور به ازای پارامترهای طراحی معینی محاسبه می‌گردد. مشخصات نقطه طراحی برای موتور توربوفن این تحقیق در شرایط استاتیکی سطح دریا و هوای استاندارد در جدول ۱ آمده است[7]. مدل ترمودینامیکی موتور در مقاله حاضر از نوع مدل سطح جز است و از روابط ترمودینامیکی المانهای موتور شامل فن، کمپرسور، محفظه احتراق، توربین، میکسر و نازل و همینطور داده‌های مربوط به نقشه‌های عملکرد فن، کمپرسور و توربین بدست می آید [8,9].



شکل ۱) شماتیک موتور توربوفن تک محوره

جدول۱) مشخصات نقطه طراحی موتور توربوفن کوچک [7]

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 (m2)	۰/۰۰۶

۳- روش کنترلی

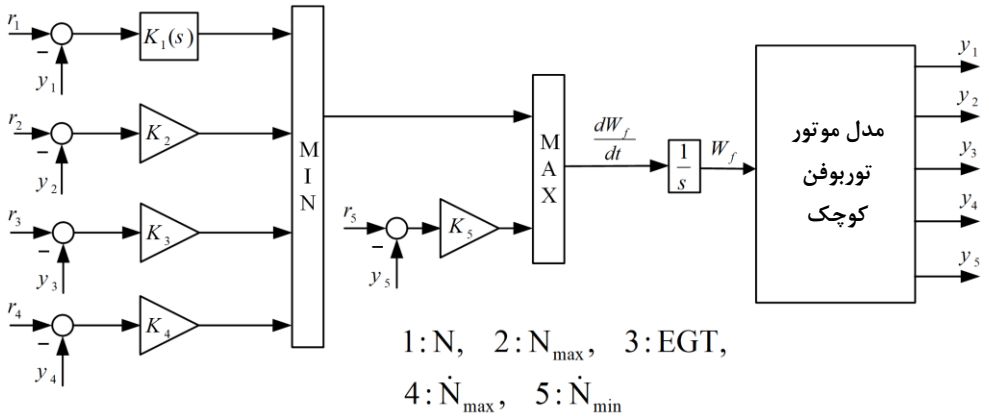
با توجه به اینکه این موتور از توسعه یک موتور میکروجت بدست آمده است، فرض می‌شود که همان سنسورهای مربوط به موتور

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-02-19]

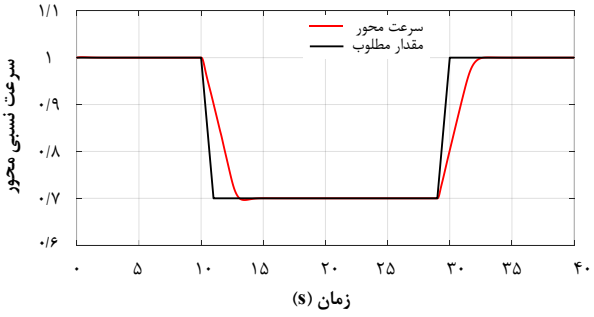
پایه برای موتور جدید نیز استفاده می‌شود و نیازی به سنسور جدیدی نیست. لذا با استفاده از داده‌های مربوط به دور موتور و دمای گاز خروجی موتور (EGT) باید میزان تراست مطلوب تامین شده و در عین حال محدودیتهای مربوط به دمای توربین، حداکثر دور موتور، سرج کمپرسور و خاموشی محفظه احتراق محافظت شوند. شکل ۲ ساختار کنترلر پیشنهادی را نشان می‌دهد. چون علاوه بر تامین تراست، محدودیتهای موتور نیز باید برآورده شوند، لذا از یک استراتژی کنترلی چندحلقه برای این منظور استفاده می‌شود[10]. در این ساختار، یک حلقه مربوط به کنترل دور موتور بعنوان نماینده تراست وجود دارد. از آنجایی که در حین افزایش تراست، ممکن است که دور موتور فراجهش داشته باشد و از میزان حداکثر مجاز رد شود لذا یک حلقه کنترل دور حداکثر (Nmax) لازم است تا سوخت حاصل از این حلقه با سوخت حلقه اول 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 شود. کنترل دمای توربین بصورت غیرمستقیم و با کنترل دمای گازهای خروجی موتور انجام می‌گیرد. لذا یک حلقه کنترل باید در ساختار کنترلر لحاظ شده و میزان سوخت آن با دو حلقه قبل مقایسه گردد. یک چالش مهم در کنترل موتور جلوگیری از وقوع پدیده خطرناک سرج کمپرسور است. با محدود کردن مقدار شتاب موتور می‌توان تا حد زیادی از امکان وقوع این پدیده جلوگیری کرد. برای این منظور در ساختار کنترلی یک حلقه به کنترل شتاب مثبت موتور اختصاص داده شده است تا شتاب موتور از یک حد معین فراتر نرود. یک محدودیت مهم دیگر موتور خاموش نشدن آن در شرایط کاهش آنی تراتل است. جهت ممانعت از وقوع این پدیده، مقدار شتاب منفی موتور کنترل می‌شود تا اینکه از حد معینی کمتر نشود.

۴- شبیه‌سازی

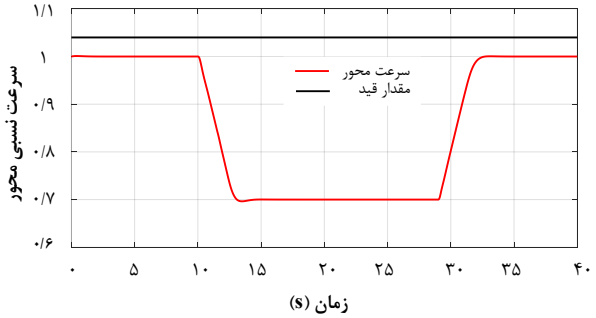
یک شبیه سازی جهت بررسی عملکرد کنترلر پیشنهادی در تعقیب دستور تراست و حفظ قیود انجام گرفته است. شکل ۳ دستور دور مطلوب برای موتور را بعنوان نماینده تراست نشان می‌دهد. با توجه به این شکل، کنترلر به نحو دقیقی دستور را دنبال می‌کند و پاسخ بدون فراجهش و فروجهش است. در حین برآوردن دستور تراست، کنترلر باید از فرارفت سرعت موتور نیز جلوگیری کند که با توجه به شکل ۴ این اتفاق افتاده است. در شکل ۵، شتاب مربوط به موتور نشان داده شده است که بدلیل لحاظ قیود شتاب مثبت و منفی در ساختار کنترلی، میزان شتاب در محدوده تعریف شده باقی می‌ماند. شکل ۶ تغییرات دمای گاز خروجی از موتور را نشان می‌دهد که کنترلر توانسته است دمای این گاز را کمتر از حد تعریف شده نگه دارد و لذا از آسیب به پره‌های توربین جلوگیری کند. با توجه به شکل ۷ میزان حاشیه سرج کمپرسور از حد تعریف شده بالاتر است و دلیل این امر وجود قید مربوط به شتاب در ساختار کنترلی است. میزان سوخت مصرفی کنترلر در برآوردن سناریوی تعریف شده در شکل ۸ آمده است.



شکل۲) ساختار کنترلر چندحلقه برای کنترل موتور

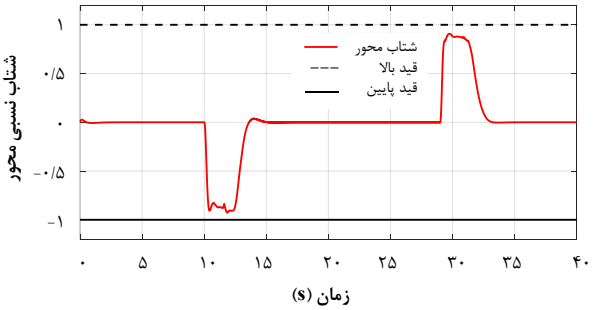


شکل۳) تعقیب دستور دور موتور توسط کنترلر

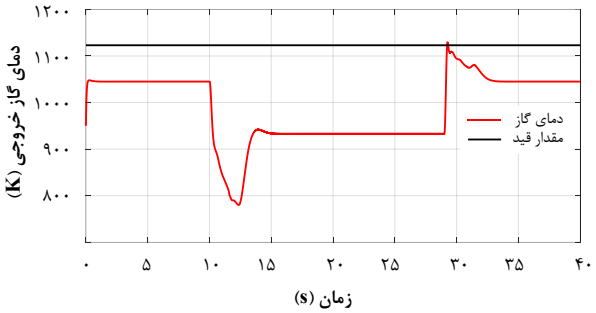


شکل۴) حفظ قید مربوط به دور موتور

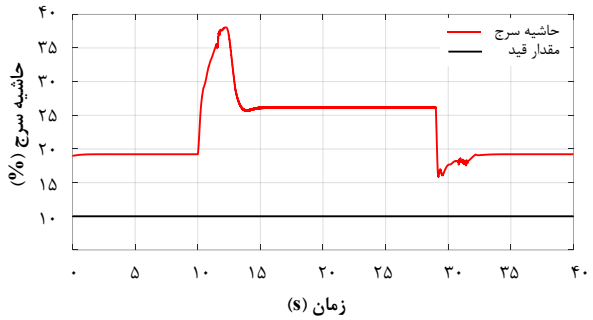
[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-02-19]



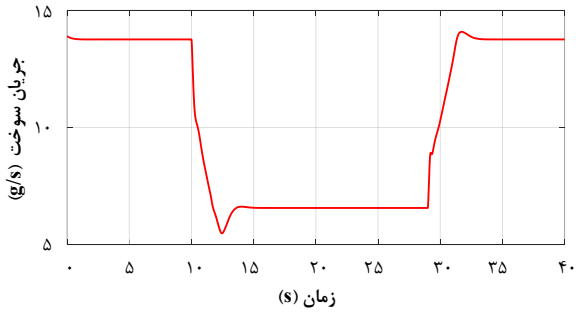
شکل۵) حفظ قید مربوط به شتاب موتور



شکل۶) حفظ قید مربوط به دمای گاز خروجی موتور



شکل۷) حفظ قید مربوط به حاشیه سرج کمپرسور



شکل۸) نرخ سوخت مصرفی موتور

۵- نتیجه‌گیری

توسعه موتورهای توربوجت کوچک به موتورهای توربوفن کوچک در سالهای اخیر روندی چشمگیر داشته است. دلیل اصلی این موضوع بهبود تراست و بالاخص مصرف سوخت ویژه این موتورها است. با توجه به استفاده از این‌گونه موتورها بعنوان پیشران سامانه‌های هوایی، کاهش مصرف سوخت ویژه، افزایش قابل ملاحظه مداومت پروازی و برد سامانه را در پی خوهد داشت. یک موضوع مهم در طراحی و ساخت این دسته از موتورها، نحوه کنترل آنها با امکانات موتور جت پایه است. در این تحقیق، یک ساختارکنترلی جهت کنترل تراست و محدودیتهای یک موتور توربوفن کوچک ارائه گردید. با توجه به اینکه در اینگونه موتورها صرفا سوخت متغیر کنترلی است و در عین حال صرفا داده‌های دو سنسور دور موتور و دمای گاز خروجی از موتور در دسترس است، لذا برای کنترل تراست و محدودیتهای موتور از یک کنترلر چندحلقه استفاده شد. بررسی عملکرد کنترلر پیشنهادی در تامین تراست و محدودیتهای موتور نشان دهنده رفتار دقیق و ایمن آن است.

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.

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.

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- Large J, Pesyridis A. Investigation of micro gas turbine systems for high speed long loiter tactical unmanned air systems. Aerospace. 2019 May 14;6(5):55.

5- Ilhan M, Tayyip Gürbüz M, Acarer S. Unified low-pressure compressor concept for engines of future high-speed micro-unmanned aerial vehicles. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2019 Nov;233(14):5264-81.

6- Gürbüz MT, Acarer S. Aerodynamic Analyses of an Integrated Low-Pressure Compression System for Adaptive-Cycle Micro Turbofan Type Jet Engine. Dokuz Eylül Üniversitesi Mühendislik Fakültesi Fen ve Mühendislik Dergisi.;24(72):939-51.

7- 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).

8- Walsh PP. Gas turbine performance. Blackwell publishing; 2004.

9- Kurzke J, Halliwell I. Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling. Cham, Switzerland: Springer international publishing; 2018 May 28.

10- 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.

[Downloaded from mme.modares.ac.ir on 2025-02-19]